

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(21) **202191776** (13) **A1**

(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОЙ ЗАЯВКЕ**

(43) Дата публикации заявки
2023.01.31

(51) Int. Cl. **G01P 15/105** (2006.01)

(22) Дата подачи заявки
2021.07.09

(54) **НИЗКОЧАСТОТНЫЙ СПУТНИКОВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР**

(96) **2021000076 (RU) 2021.07.09**

(71) Заявитель:
**РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ,
ОТ ИМЕНИ КОТОРОЙ
ВЫСТУПАЕТ ГОСУДАРСТВЕННАЯ
КОРПОРАЦИЯ ПО
КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ
"РОСКОСМОС" (RU)**

(72) Изобретатель:
**Дубовский Владимир Борисович,
Боев Иван Алексеевич, Жильников
Виктор Григорьевич, Леонтьев
Владимир Иванович, Пшеняник
Владимир Георгиевич, Сбитнев
Андрей Владимирович (RU)**

(74) Представитель:
Горбановский Н.Г. (RU)

(57) Изобретение относится к области измерительной техники, а именно к измерительным преобразователям линейного ускорения, а также к области космической техники. Низкочастотный спутниковый акселерометр маятникового типа содержит корпус, маятник с инерционной массой, торсионный подвес, датчик перемещений, компенсационную систему обратной связи. В конструкции имеются два ограничителя движения маятника, жестко скрепленные с корпусом прибора, один из которых расположен в центре масс маятника, а второй - вдоль оси торсионного подвеса, при этом маятник состоит из двух конструктивных элементов, имеющих одинаковые моменты масс пробного тела (под моментом масс понимается произведение расстояния от оси подвеса маятника до центра тяжести на его массу), которые при наземных испытаниях расположены диаметрально противоположно относительно торсионного подвеса, а перед выведением космического аппарата на орбиту совмещаются. Техническим результатом является обеспечение возможности определения в наземных условиях значений выходных параметров, адекватных тем, которые будет иметь этот прибор при работе в условиях микрогравитации в орбитальном полете, и повышения порога чувствительности за счет увеличения длины плеча маятника и инерционной массы. Увеличение длины плеча маятника и его массы (соответственно и увеличение чувствительности прибора при работе в условиях орбитального полета) не приведет к перекосу элементов упругой системы торсионного подвеса под действием силы тяжести в варианте для тестирования прибора в наземных условиях и позволит получить тождественные технические характеристики с вариантом прибора, предназначенным для работы в условиях орбитального полета. При наземных испытаниях параметры чувствительной системы прибора будут идентичны параметрам акселерометра в варианте, предназначенном для работы в условиях орбитального полета, так как значение суммы моментов масс этих частей инерционной массы относительно оси подвеса в наземном варианте будет равно значению суммарного момента масс в орбитальном варианте, когда обе части маятника будут совмещены в одно целое. Одинаковыми в обоих вариантах будут и характеристики упругости торсионного подвеса.

A1

202191776

202191776

A1

Низкочастотный спутниковый акселерометр

Область техники, к которой относится изобретение

Изобретение относится к области измерительной техники, а именно к высокоточным измерительным преобразователям линейного низкочастотного ускорения компенсационного типа, а также к области космической техники, и может быть использовано для измерения малых ускорений, воздействующих на космический аппарат в условиях орбитального полета с сохранением работоспособности прибора после действия на него перегрузок на участке выведения на орбиту.

В условиях орбитального полета космический аппарат испытывает низкочастотные ускорения, вызываемые воздействием эффекта торможения остаточной атмосферы, действием солнечного давления и изменением потенциала гравитационного поля Земли.

Поэтому ряд важных задач, которые решаются в условиях орбитального полета космических аппаратов, таких как определение и прогнозирование параметров орбиты, уточнение модели атмосферы, уточнение глобальной модели гравитационного поля Земли, относятся к области низкочастотной спутниковой акселерометрии в диапазоне частот 0,1 – 0,005Гц.

Уровень техники

Известен микромеханический акселерометр (RU 2515378 С1, МПК G01P 15/00, [1], опубл. 10.05.2014), содержащий чувствительный элемент, выполненный из монокристаллического кремния низкой проводимости, внешнюю рамку с закрепленным на ней маятником при помощи упругих торсионов. Внешняя рамка имеет переменную ширину. В узкой ее части сформированы П-образные петли, обращенные наружу. Площадки крепления к стеклянным обкладкам на внешней рамке расположены строго на продольной и поперечных осях чувствительного элемента. В микромеханическом акселерометре используются круглые стеклянные

обкладки. Это упрощает сборку и снижает трудоемкость изделия. Таким образом, достигается следующий технический результат: увеличение точности с одновременным снижением трудоемкости без изменения массогабаритных параметров.

В данном аналоге используется торсионный подвес инерционной массы. Также говорится то, что особое крепление инерционной массы: «позволяет значительно уменьшить напряженное состояние на упругих торсионах, так как значительная часть деформации концентрируется в узле связи “площадка крепления – П-образная петля - обратный конец П-образной петли”». Такой вид подвеса, безусловно, повышает точность прибора, однако при воздействии любого рода перегрузок, как вдоль оси чувствительности акселерометра, так и внешних воздействий (в основном на верхнюю часть внешней рамки), создастся избыточная деформация, не предусмотренная разработчиком. Повышение чувствительности прибора может осуществляться за счет уменьшения жесткости подвески и соответственно диаметра или толщины растяжек из монокристаллического кремния. Однако при избыточных деформациях (например, при выведении КА на орбиту) и практически отсутствии у кристалла зоны пластической деформации возможен разрыв торсионного подвеса.

Известен высокоточный космический акселерометр (RU 2468374 С1, МПК G01P 15/105, [2], опубл. 27.11.2012), содержащий инерционную массу, корпус и электрическую схему переключателя и фиксации времени, внутреннюю полую сферу, имеющую номинальный зазор с внешним сферическим корпусом прибора, подвес из четырех подпружиненных штырей, равномерно распределенных по ее поверхности, закрепленных на ней, связывающих ее с корпусом, свободно проходящих сквозь люфтовые отверстия в корпусе. С внешней стороны корпуса установлены электромагниты в количестве, кратном двум, по числу осей установок двигателей коррекции движения космического аппарата. Во внутренней сфере помещен магнитовосприимчивый шарик, инерционная масса

которого достаточно для уверенного замыкания внешней электрической цепи, имеющей синхронизатор времени и предназначенной для синхронизации событий рабочего цикла: отключение электромагнита и размыкание электроконтакта в начале движения шарика; замыкание одного из электроконтактов при надавливании шарика в каком-либо месте на внутреннюю поверхность внутренней сферы в конце его движения. Изобретение позволяет повысить точность акселерометра.

В данном аналоге используется электростатический подвес с инерционной массой в виде магнитовосприимчивого шара. Акселерометры данного типа являются высокоточными, но их основным недостатком является невозможность их тестирования в наземных условиях, так как электростатических сил таких приборов не хватает для компенсации ускорения силы тяжести Земли. Также к данным приборам чрезвычайно высокие требования по точности изготовления сферической инерционной массы (отклонение от сферичности не должно превышать $4 \cdot 10^{-6}$ см), близкие требования предъявляются и к форме полости, в которой находится инерционная масса. Несоблюдение требований к геометрии конструктивных элементов датчика приведет к ошибкам в показаниях прибора.

Близким из известных технических решений является акселерометр (RU 2514150 С1, МПК G01P 15/00, [3], опубл. 27.04.2014), содержащий корпус, первую пластину с внешней подвижной частью, внутренней неподвижной частью и соединяющими их упругими перемычками по оси подвеса, дифференциальный емкостный преобразователь положения, вторую пластину с электродами, третью пластину, магнитоэлектрический силовой преобразователь с постоянным магнитом и компенсационной катушкой, груз на подвижной части первой пластины, усилитель. В соответствии с изобретением груз на подвижной части первой пластины расположен выше оси подвеса, сторона части второй пластины выше оси подвеса выполнена прямолинейной, расстояние прямолинейной стороны

второй пластины от оси подвеса выполнено в соответствии с расчетным соотношением.

Прибор измеряет ускорения в своем рабочем диапазоне, имеет малую погрешность и практически нечувствителен к внешним воздействиям. Однако данный акселерометр изготовлен по MEMS-технологии, подразумевающей достаточно жесткую упругость подвеса (торсионов), его точность и рабочий диапазон зависят от параметров пластин. В связи с недостаточным уровнем чувствительности, необходимым для спутниковых акселерометров, предназначенных для работы на пассивных участках полета, данный прибор не может быть использован для измерения предельно малых ускорений спутника на орбите.

Прототипом является спутниковый акселерометр (RU 2627014 G01P 15/105 (2006.01), [4], опубл. 02.08.2017), содержащий корпус, маятник с инерционной массой, торсионный подвес, датчик перемещений, компенсационную систему обратной связи и два ограничителя движения маятника, позволяющие использовать подвес с малым упругим моментом на скручивание для реализации высокого порога чувствительности и исключающие пластические деформации торсиона при воздействии перегрузок при выведении спутника на орбиту.

Недостатком этого акселерометра является значительное смещение маятника относительно корпуса прибора из-за воздействия силы тяготения на поверхности Земли на торсионный подвес, что существенно ухудшает результаты наземных испытаний при определении технических характеристик прибора.

Устранение этого недостатка достигается за счет формирования маятника в наземных условиях из двух элементов с равными моментами масс, симметрично расположенных относительно оси подвеса, что позволяет без перекоса элементов упругой системы относительно корпуса прибора под действием силы тяжести увеличивать как длину маятника, так и его массу, то есть повышать чувствительность прибора.

При наземных испытаниях параметры этой системы будут идентичны параметрам акселерометра в спутниковом варианте, когда эти части будут совмещены в одно целое, имея тот же момент масс относительно оси подвеса и те же характеристики упругости торсионного подвеса (под моментом масс понимается произведение расстояния от оси подвеса маятника до центра тяжести на его массу).

Раскрытие сущности изобретения

При конструировании высокоточных спутниковых акселерометров с использованием торсионного подвеса возникает необходимость применения торсионов с минимальным упругим моментом на скручивание и максимально возможной инерционной массой маятника.

Воздействие на прибор разного рода перегрузок (при транспортировке, выведении спутника на орбиту и др.) приводит к тому, что тонкие торсионы подвески маятника испытывают значительные деформации. В случае, если относительное удлинение торсиона при перегрузках остается в зоне упругих деформаций, технические характеристики акселерометра сохраняются после действия перегрузок. Если относительное удлинение торсиона переходит в зону пластических деформаций, то торсионы вытягиваются (вплоть до разрыва торсиона), при этом изменяется смещение нуля и ряд технических характеристик прибора.

Конструкция низкочастотного спутникового акселерометра, взятого за прототип, приведена на фиг. 1. Маятник (3) с инерционной массой (10) связан с корпусом прибора (8) с помощью торсионного подвеса (2). Подвес представляет собой торсионы с малым упругим моментом на скручивание. Перемещение маятника регистрируются с помощью репера (5), жестко связанного с маятником (3) и датчика перемещений (6, 7). В приборе используется компенсационная магнитоэлектрическая система обратной связи (4).

Введение двух ограничителей позволяет обеспечить защиту упругого торсионного подвеса от перегрузок при выведении спутника на орбиту за

счет того, что при всех возможных перемещениях маятника (3) торсионы (2) остаются в зоне упругих деформаций. Первый ограничитель (9) расположен в центре инерционной массы маятника и второй (1) - вдоль оси вращения маятника.

Существенное повышение порога чувствительности низкочастотного спутникового акселерометра, взятого за прототип, достигается реализацией предельно малых значений упругой (механической) связи инерционной массы с корпусом прибора за счет использования в чувствительной системе нитей торсионного подвеса минимального сечения и максимально возможной инерционной массы. Обеспечивается сохранение работоспособности акселерометра и недопущение пластических деформаций нитей торсионного подвеса после действия больших перегрузок за счет введения в конструкцию прибора ограничителей движения маятника.

Данное изобретение – низкочастотный спутниковый акселерометр, сохраняя положительные свойства прототипа, обеспечивает возможность с высокой точностью измерять предельно малые ускорения, воздействующие на спутник на орбите с сохранением работоспособности прибора после воздействия перегрузок, действующих на участке выведения спутника на орбиту.

Вид чувствительной маятниковой системы спутникового акселерометра компенсационного типа, взятого за прототип, в условиях поля тяготения на поверхности Земли приведен на фиг. 2. Положение маятника акселерометра существенно смещается относительно корпуса прибора. На фиг. 3 приведено положение маятника предлагаемого акселерометра в этих же условиях. Смещение маятника относительно корпуса прибора отсутствует. Маятник предлагаемого акселерометра состоит из двух конструктивных элементов с равными моментами масс. На фиг. 4 представлено состояние чувствительной маятниковой системы

предлагаемого акселерометра в условиях микрогравитации в орбитальном полете, когда конструктивные элементы маятника объединены.

Выходные параметры приборов на фиг. 2 и фиг. 4 (шумы, масштабный коэффициент, АЧХ и ФЧХ, порог чувствительности) будут иметь разные значения из-за различного состояния торсионного подвеса в условиях действия силы тяготения на поверхности Земли и в орбитальном полете.

Выходные параметры приборов (фиг. 3 и фиг. 4) будут идентичны, так как они имеют одинаковые технические характеристики чувствительных систем (коэффициент жесткости торсиона, положение маятника относительно конструктивных элементов корпуса). Кроме того, выполнено основное требование при конструировании предлагаемого акселерометра: обеспечение строгого равенства моментов масс маятников, соединяющихся для функционирования акселерометра в условиях орбитального полета (фиг. 4).

Применение в предлагаемом акселерометре маятника, состоящего из двух конструктивных элементов с равными моментами масс относительно оси торсиона, позволяет в наземных условиях определять с высокой точностью полный перечень технических характеристик акселерометра, и после выведения спутника на заданную орбиту при конструкции «объединенного» маятника, сразу получать информацию в реальном времени.

Предлагаемая конструкция акселерометра позволяет существенно уменьшить шумы прибора за счет понижения собственной частоты чувствительной системы и достигнуть порога чувствительности прибора, превосходящего пороги чувствительности существующих аналогов.

Техническим результатом данного изобретения является обеспечение возможности определения в наземных условиях значений выходных параметров низкочастотного высокочувствительного спутникового акселерометра, адекватных тем, которые будет иметь этот

прибор при работе в условиях микрогравитации в орбитальном полете и возможности повышения порога чувствительности относительно прототипа за счет увеличения длины плеча маятника и инерционной массы.

Шумы акселерометров данного типа в основном состоят из трех составляющих: инерционной, упругой и термодинамической (броуновские шумы).

Первые две составляющие определяются шумами датчика перемещений инерционной массы, как правило, оптического или емкостного типа.

Для первого и второго типа без труда достигаются шумы в области частот 0,1 - 0,005 Гц с амплитудой менее 1 Å (10^{-10} м).

Рассмотрим оптический датчик типа «ножа и щелей» (оптический леввер), состоящий из двух решеток. Здесь минимально регистрируемый сигнал ($[x(\tau)]_{min}$) определяется из условия:

$$[x(\tau)]_{min} = d \sqrt{\frac{hc\Delta f}{\lambda w}} = 0,7 \cdot 10^{-12} \text{ м}, \quad (1)$$

где $d = 10^{-4}$ м - шаг решетки, $h = 6,63 \cdot 10^{-34}$ Дж·с – постоянная Планка, $c = 10^8$ м/сек – скорость света, $\Delta f = 0,1$ Гц - полоса регистрируемых частот, $\lambda = 8 \cdot 10^{-7}$ м – длина волны света, $w = 10^{-3}$ Вт - мощность светового потока.

Исходя из этого, инерционная составляющая шумов, провоцируемая шумами датчика перемещения, при $f = 0,1$ Гц составляет:

$$[\ddot{x}(\tau)_{инерц}]_{min} = 4\pi^2 f^2 [x(\tau)]_{min} \approx 2 \cdot 10^{-13} \text{ м/с}^2 \quad (2)$$

Предложенная конструкция позволяет создать чувствительную колебательную систему с минимальной удельной упругостью торсиона, принимая вес маятника в одну треть от усилия на разрыв торсиона (F_p).

Например, для торсиона с $F_p = 1,2$ Н масса маятника (m) составит величину:

$$m = \frac{F_p}{3g} = 4 \cdot 10^{-2} \text{ кг} \quad (3)$$

Шумы, провоцируемые упругостью торсиона и шумами датчика перемещений, составят:

$$[\ddot{x}(\tau)_{\text{упр}}]_{\min} = \frac{W}{ml^2} [x(\tau)]_{\min} \approx 1,1 \cdot 10^{-18} \text{ м/с}^2, \quad (4)$$

где W - удельный упругий момент платино-серебряного торсиона с $F_p = 1,8 \cdot 10^{-8} \text{ Нм/рад}$,

l – длина плеча маятника (0,3 м),

m – масса маятника.

В акселерометрах маятникового типа возникает погрешность, вызываемая совместным действием на маятник чувствительной системы горизонтальных и вертикальных ускорений. Максимальные погрешности показаний акселерометра, обусловленные этим явлением, определяются следующим выражением:

$$\sigma(\ddot{x}) \leq \frac{\ddot{x}\ddot{y} Q(\omega)}{8 \pi^2 f^2 l} \sin \Delta\varphi, \quad (5)$$

где \ddot{x} и \ddot{y} - амплитуды возмущающих горизонтальных и вертикальных ускорений, $Q(\omega)$ - добротность резонирующего звена, l – длина плеча маятника, f - частота; $\Delta\varphi$ - разность фаз горизонтальной и вертикальной составляющей возмущения.

Если $Q(\omega) = 100$; $\ddot{x}, \ddot{y} = 10^{-6} - 10^{-5} \text{ м/с}^2$; $l = 0,3 \text{ м}$; $\Delta\varphi = 90^\circ$, $f = 10 \text{ Гц}$, то $\sigma(\ddot{x}) = 4 \cdot 10^{-14} - 4 \cdot 10^{-12} \text{ м/с}^2$.

Наиболее эффективный метод борьбы с этим эффектом применение средств виброзащиты.

Наиболее критичными являются броуновские шумы акселерометра, которые при предлагаемом конструктивном решении составят:

$$[\ddot{x}(\tau)_{\text{броун}}]_{\min} = \sqrt{\frac{4kT\Delta f}{Q}} \cdot \sqrt[4]{\frac{W}{m^3 l^2}} = 10^{-12} \text{ м/с}^2, \quad (6)$$

где k – постоянная Больцмана, равная $1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К, $T = 300^0$ К – температура по шкале Кельвина, $\Delta f = 0,1$ Гц - полоса частот, $Q = 100$ – добротность колебательной системы, W - удельный упругий момент платино-серебряного торсиона ($F_p = 1,8 \cdot 10^{-8}$ Нм/рад), m – масса маятника ($4 \cdot 10^{-2}$ кг), l – длина плеча маятника (0,3 м).

Приведенные теоретические расчёты показывают, что технические характеристики акселерометров, рассмотренного типа, соответствуют требованиям, необходимым для реализации проектов по решению такой задачи, как уточнение глобальной модели гравитационного поля Земли. Вышеизложенные расчеты подтверждены результатами экспериментальных исследований.

Предлагаемая конструкция акселерометра позволяет в наземных условиях определять его основные технические характеристики, адекватные тем, которые прибор будет иметь в орбитальном полете, так как чувствительная система при совместной компоновке маятника из двух элементов с равными моментами масс для орбитального полета имеет такие же значения параметров упругости торсионного подвеса и момента масс маятника, как при наземных испытаниях.

Эта конструкция позволяет реализовать предельно малый уровень шумовых характеристик подобных приборов – 10^{-12} м/с², позволяющий применять их для определения параметров глобального гравитационного поля Земли с высоким разрешением (по аналогии с зарубежными проектами CHAMP, GRACE и GOCE [5]).

Краткое описание чертежей

На фиг. 1 показана конструкция низкочастотного спутникового акселерометра, взятого за прототип. Введены следующие обозначения:

- 1 - ограничители действия угловых перемещений маятника;
- 2 - торсионы;
- 3 - маятник;
- 4 - компенсационная система магнитоэлектрической обратной связи;

- 5 - репер;
- 6, 7 - датчик перемещений;
- 8 – корпус прибора;
- 9 - ограничитель поступательных и вращательных перемещений маятника;
- 10 - инерционная масса.

Фиг. 2 – Чувствительная система акселерометра, взятого за прототип в поле тяготения на поверхности Земли.

Фиг. 3 – Чувствительная система акселерометра предлагаемой конструкции в состоянии, предназначенном для наземных испытаний.

Фиг. 4 – Чувствительная система акселерометра предлагаемой конструкции в условиях микрогравитации в орбитальном полете.

Обозначения для фиг. 2,3,4:

- 2 – торсион;
- 3 – маятник;
- 8 – корпус прибора.

На фиг. 2: 3 – маятник прототипа.

На фиг.3: 3 – маятник, состоящий из двух элементов с одинаковыми моментами масс.

На фиг. 4: 3 – маятник с элементами с одинаковыми моментами масс, объединенными в одно целое.

Осуществление изобретения

Основная задача, которая решается с помощью этого изобретения, это повышение чувствительности акселерометра по сравнению с прототипом, а также возможность полноценного тестирования прибора в наземных условиях с доведением его точностных характеристик до лучших зарубежных образцов.

Основные требования при изготовлении прибора — это обеспечение равенства момента масс двух элементов маятника, расположенных

симметрично относительно оси подвеса с точностью, предъявляемой к масштабному коэффициенту, например, с величиной 0,1-0,01%, что легко достигается современной аппаратурой с необходимой точностью.

Предлагаемая конструкция позволяет снизить перекося маятника в поле тяготения в зависимости от точности по уравниванию момента масс в 100÷1000 и более раз, и соответственно связанные с этим перекося ошибки тестирования прибора в наземных условиях.

Для реализации данного изобретения необходимо использовать: торсионный подвес с высокой удельной прочностью и малым упругим последействием (например, изготовленный из сплава PtAg 20), инерционную массу из материала с минимальной магнитной восприимчивостью (сплав Pt-Ro), магнитную систему с магнитами с минимальным температурным коэффициентом остаточной индукции (например, КСГЭ - 26), конструктивные элементы из углепластика с температурным коэффициентом порядка $10^{-7}/^{\circ}\text{C}$, датчик перемещений с разрешением 10^{-12} м, систему цифровой регистрации с не менее 20-24 разрядами.

В зависимости от условий эксплуатации и поставленных задач на борту космического аппарата могут быть различные конструктивные решения, обусловленные требованиями к габаритам, степени надежности и другим характеристикам приборов и имеющимися технологическими возможностями.

Приведенные далее расчеты позволяют в зависимости от рассматриваемой задачи определять рациональное конструктивное решение прибора.

Для теоретического обоснования возможности реализации данного изобретения следует преобразовать соотношения, определяющие основные характеристики акселерометров и построенных на их базе гравиградиентометров, через параметры технических характеристик конструктивных элементов этих устройств.

Момент инерции маятника равен:

$$I = m \cdot R^2, \quad (7)$$

где m - масса маятника, R - длина плеча маятника.

Собственная частота маятниковой системы ω равна:

$$\omega = \sqrt{\frac{W}{I}}, \quad (8)$$

где W - удельный крутильный момент растяжек (торсионов), I - момент инерции маятника.

Момент инерции поперечного сечения торсионов равен:

$$I_{\pi} = \frac{n-0,63}{3} b^4, \quad (9)$$

где $n = h/b$, b – короткая сторона сечения торсиона, h – длинная сторона сечения торсиона.

Удельный момент W упругих растяжек (торсионов) равен:

$$W = \frac{2GI_{\pi}}{l} + 4 \int_0^{h/2} \frac{F_{\pi} b r^2 dr}{I_s}, \quad (10)$$

где G - модуль сдвига материала торсиона, I_{π} - момент инерции поперечного сечения торсионов, F_{π} – сила натяжения торсионов, r – расстояние от осевой линии торсиона.

С учетом того, что:

$$ab = s, \quad (11)$$

$$s = F_p / \sigma, \quad (12)$$

где F_p - усилие на разрыв торсиона, σ – предел прочности материала торсиона.

Для торсиона с $n = 10$ имеем:

$$I_{\pi} \approx 3.13 \cdot 10^{-2} \frac{F_p^2}{\sigma^2}. \quad (13)$$

Произведя интегрирование в соотношении для удельного момента растяжения и простые преобразования, получим выражение удельного момента W через параметры конструктивных элементов упругой системы акселерометра:

$$W \approx \frac{6,26 \cdot 10^{-2} G F_p^2}{l \sigma^2} + \frac{F_n F_p}{0.6 l \sigma} \quad (14)$$

и, вводя коэффициент запаса прочности торсиона $K = \frac{F_p - F_n}{F_p}$ (в пределах от 0 до 1), получим:

$$W = \frac{6,26 \cdot 10^{-2} G F_p^2}{l \sigma^2} + \frac{F_p^2 (1-K)}{0.6 l \sigma} \approx \frac{F_p^2}{l \sigma} \left[6,26 \cdot 10^{-2} \frac{G}{\sigma} + 1,66(1-K) \right]. \quad (15)$$

Для одного из лучших торсионных материалов – платино-серебряного сплава $G = 7.000 \text{ кГ/мм}^2$, $\sigma = 200 \text{ кГ/мм}^2$. Удельный момент растяжения такого торсиона будет равен:

$$W = \frac{F_p^2}{l \sigma} [3,85 - K]. \quad (16)$$

В поле тяготения Земли вес маятника не должен превышать натяжение торсиона ($mg \leq F_n$ или $m \leq F_p \frac{(1-K)}{g}$), где g – ускорение силы тяжести (в дальнейших расчетах примем $mg = F_n$).

Для предельного значения величины массы маятника выражение собственной частоты маятниковой системы принимает вид:

$$\omega = \sqrt{\frac{F_p^2 (3,85 - K)}{m R^2 l \sigma (1 - K)}} \quad (17)$$

и соответственно для термодинамических шумов ускорение $\delta(\ddot{x})$ маятникового акселерометра с торсионным подвесом определяется как:

$$\delta(\ddot{x}) = \sqrt{\frac{4kT\omega\Delta f}{Qm}} = \sqrt{\frac{4kT\Delta f}{Q}} \cdot \sqrt{\frac{F_p^2(3.85 - K)}{m^3 R^2 l \sigma (1 - K)}}, \quad (18)$$

где k – постоянная Больцмана равная $1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К, $Q = 100$, $\Delta f = 0,1$ Гц, коэффициент запаса прочности торсиона $K=0 \div 1$, $g=9,81$ м/с², $T = 300$ К, $\sigma = 2 \cdot 10^{10}$ Н/м².

Подставляя эти значения с учетом оптимального соотношения длины плеча маятника к длине торсионов, равного $R/l = 3$, получаем следующее выражение $\delta(\ddot{x})$ для частотного диапазона $\Delta f = 0,1$ Гц:

$$\delta(\ddot{x}) = 1,4 \cdot 10^{-13} \sqrt{\frac{F_p^2(3.85 - K)}{m^3 R^2 l}} = 1,4 \cdot 10^{-13} \sqrt{\frac{g^3(3.85 - K)}{R^3 F_p (1 - K)^4}}. \quad (19)$$

Используя это выражение, подсчитаем значения уровня термодинамических шумов $\delta(\ddot{x})$ при различных значениях конструктивных параметров акселерометра.

$K=0$	$K=0,5$
$F_p=1$ Н	$F_p=1$ Н
$R=0,5$ м	$R=0,5$ м
$m=100$ г	$m=50$ г
$\delta(\ddot{x})=3,8 \cdot 10^{-13}$ м/с ²	$\delta(\ddot{x})=5,5 \cdot 10^{-13}$ м/с ²

Приведенные расчеты показывают, что при увеличении длины плеча маятника до 0,5 м и увеличении инерционной массы в 2 раза можно существенно снизить уровень термодинамических шумов, и тем самым повысить чувствительность акселерометра.

Технические характеристики спутникового акселерометра в орбитальном варианте тождественны характеристикам прибора в наземном варианте, когда две идентичные (с равными моментами масс)

части маятника располагаются диаметрально противоположно относительно торсионного подвеса.

Определение в наземных условиях амплитудной и фазово-частотной характеристик акселерометра может производиться, например, при вращательных колебаниях специальной платформы с установленными на ней приборами.

При этом, измеряемое ускорение $\ddot{x}(t)$ будет равно:

$$\ddot{x}(t) = \alpha\omega^2 R\sin\omega t, \quad (20)$$

где R - длина плеча маятника (расстояние от оси подвеса до центра тяжести инерционной массы), ω - частота колебания платформы, α - амплитуда таких колебаний.

Подготовка прибора к функционированию в орбитальном полете сводится к совмещению двух частей маятника в одно целое, которое может осуществляться различными способами, например, с использованием контактной сварки, клеевого соединения, или с применением специальной защелки, но с выполнением обязательного условия – соблюдения равенства моментов масс обеих частей маятника относительно оси подвеса в наземном и орбитальном вариантах с точностью, обеспечивающей требования к масштабному коэффициенту прибора, например, $\pm 0,1 \div 0,01\%$.

Предлагаемая концепция построения акселерометров теоретически показывает возможность создания маятниковых приборов с торсионным подвесом, не уступающих в чувствительности приборам с электростатическим подвесом инерционной массы, и в то же время, имеющих преимущество в полноценном тестировании в наземных условиях.

Источники информации

1. Микромеханический акселерометр: патент 2515378 Российская Федерация: МПК G01P 15/00 / Чаплыгин Ю.А., Тимошенко С.П., Шилов В.Ф., Миронов С.Г., Киргизов С.В., Глазков О.Н., Анчутин С.А.,

Кочурин Е.С., Тимошенков А.С.; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Национальный исследовательский университет «МИЭТ» (МИЭТ) – № 2012149069/28, заявл. 20.11.2012, опубл. 10.05.2014.

2. Высокоточный космический акселерометр: патент 2468374 Российская Федерация: МПК G01P 15/105 / Афанасьев С.М.; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева» - № 2011116780/28, заявл. 27.04.2011, опубл. 27.11.2012.

3. Акселерометр: патент 2514150 Российская Федерация: МПК G01P 15/00 / Августов Л.И., Рудов А.Е., Баженов В.И., Горбачев Н.А., Соловьев Ю.В.; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «Раменское приборостроительное конструкторское бюро» - № 2012150511/28, заявл. 26.11.2012, опубл. 27.04.2014.

4. Спутниковый акселерометр: патент 2627014 Российская Федерация: МПК G01P 15/105 / Дубовской В.Б., Леонтьев В.И., Сбитнев А.В., Жильников В.Г., Пшеняник В.Г.; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «РОСКОСМОС» (Госкорпорация «РОСКОСМОС») Федеральное государственное унитарное предприятие "Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева» - № 2016130705, заявл. 27.07.2016, опубл. 02.08.2017.

5. Touboul, P., E. Willemenot, B. Foulon, and V. Josselin, Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: Synergy and evolution, *Boll. Geof. Tear. App.*, 40, 321-327, 1999.

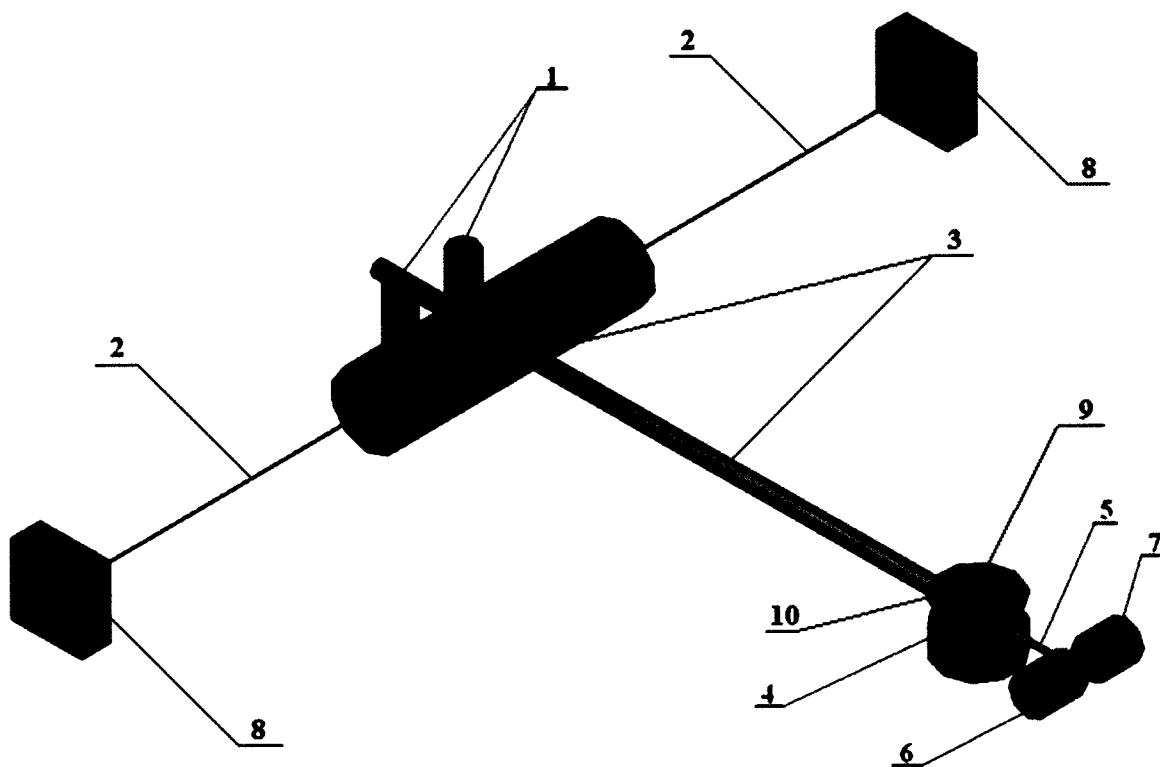
Низкочастотный спутниковый акселерометр

Формула изобретения

Низкочастотный спутниковый акселерометр маятникового типа, содержащий корпус, маятник с инерционной массой, торсионный подвес, датчик перемещений, компенсационную систему обратной связи, ограничители движения маятника, отличающийся тем, что в конструкции имеется маятник, состоящий из двух элементов с равными моментами масс, которые для наземных испытаний располагаются диаметрально противоположно относительно торсионного подвеса, тем самым значительно уменьшая перекося маятника относительно корпуса прибора в поле тяготения Земли с точностью их балансировки, а для орбитального полета совмещаются друг с другом (объединяются), в обоих состояниях чувствительная система акселерометра имеет один и тот же общий момент масс, коэффициент жесткости торсионного подвеса и положение объединенного маятника относительно корпуса прибора.

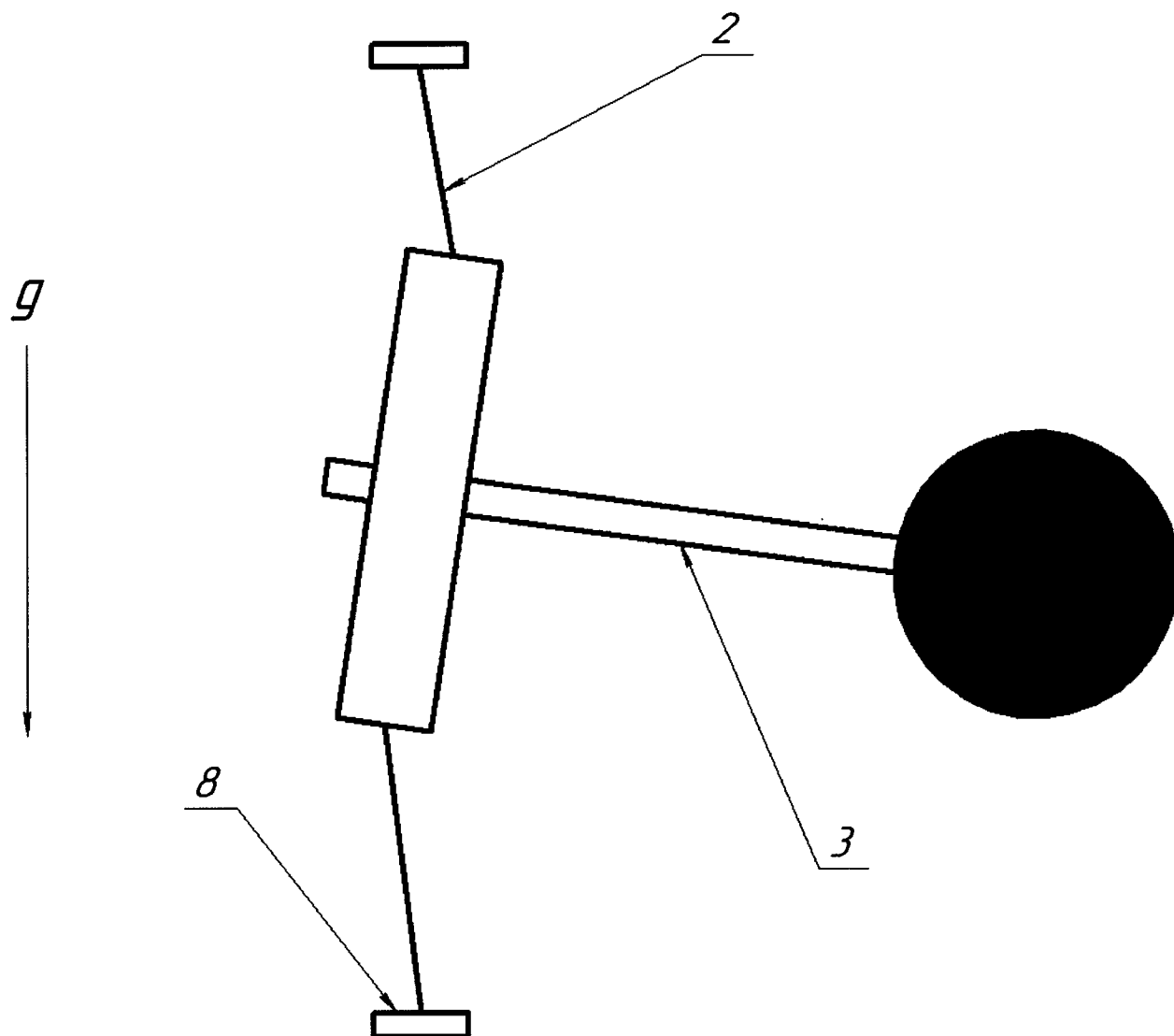
Низкочастотный спутниковый акселерометр

Чертежи



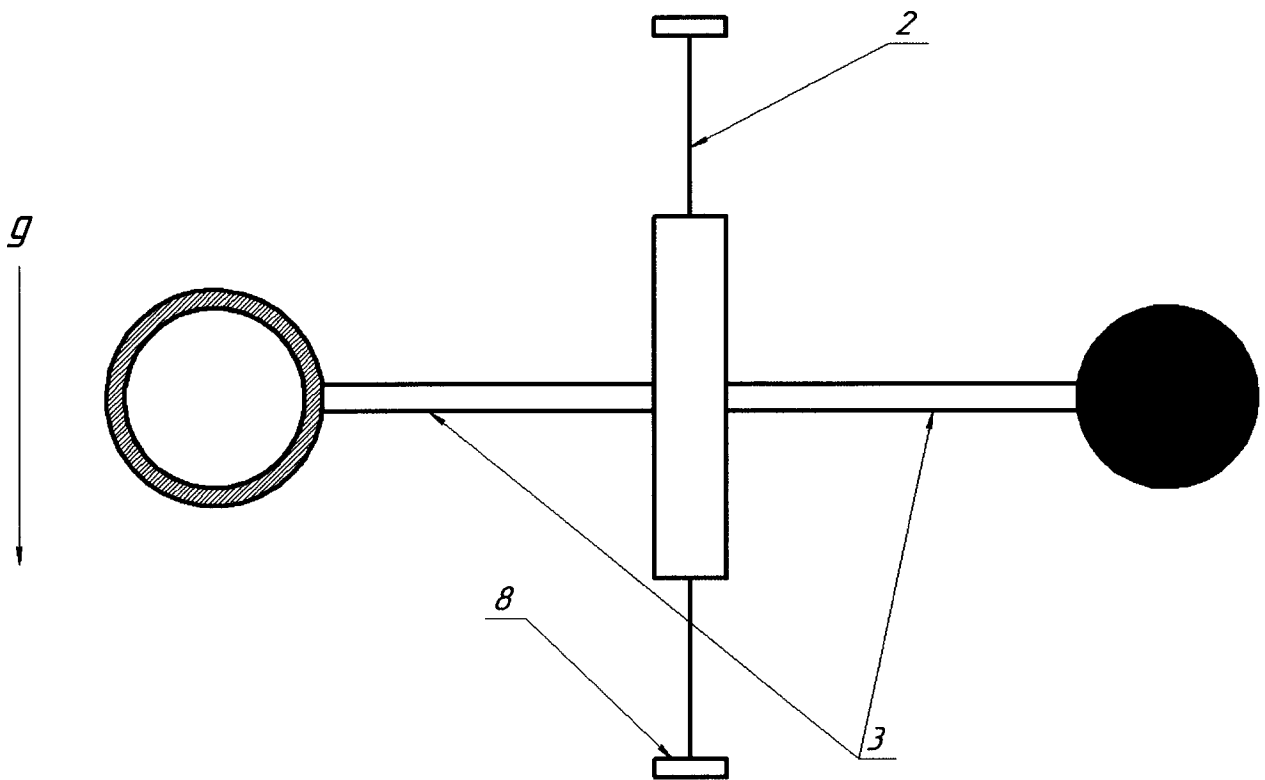
Фиг. 1

Низкочастотный спутниковый акселерометр



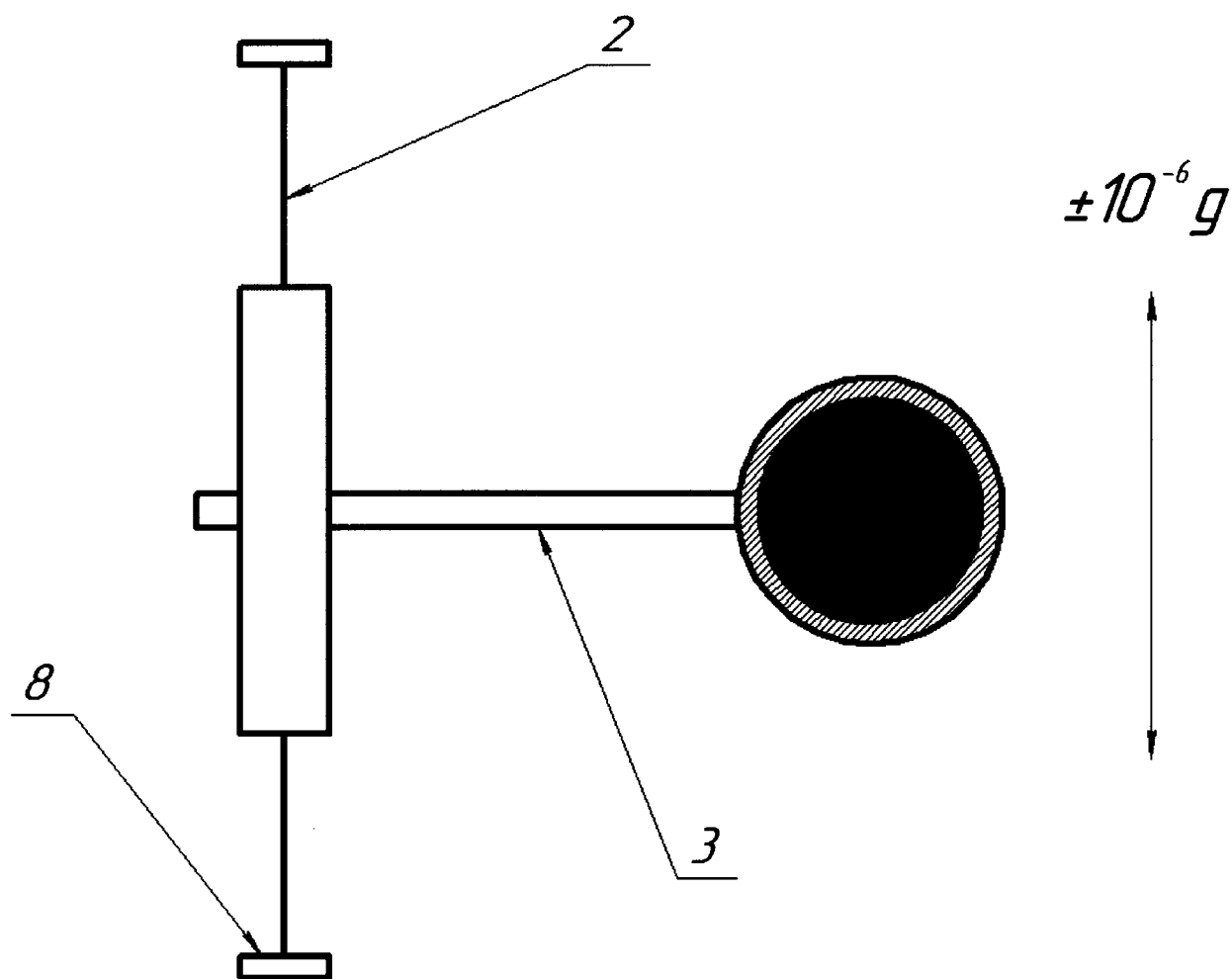
Фиг. 2

Низкочастотный спутниковый акселерометр



Фиг. 3

Низкочастотный спутниковый акселерометр



Фиг. 4

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

Номер евразийской заявки:
202191776

А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ:
G01P 15/105 (2006.01)

Согласно Международной патентной классификации (МПК)

Б. ОБЛАСТЬ ПОИСКА:
Просмотренная документация (система классификации и индексы МПК)
G01C 19/00-21/00, G01P 15/00-21/02

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, используемые поисковые термины)

В. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ

Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
A	RU 2627014 C1 (РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ, ОТ ИМЕНИ КОТОРОЙ ВЫСТУПАЕТ ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ "РОСКОСМОС" (ГОСКОРПОРАЦИЯ "РОСКОСМОС") и др.) 02.08.2017	1
A	SU 1478826 A1 (МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ ИМ. СЕРГО ОРДЖИНИКИДЗЕ) 23.09.1990	1
A	RU 130408 U1 (ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ "НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ "МИЭТ" (МИЭТ)) 20.07.2013	1
A	US 3974701 A (TELEDYNE INDUSTRIES, INC) 17.08.1976	1

последующие документы указаны в продолжении

* Особые категории ссылочных документов:
«А» - документ, определяющий общий уровень техники
«D» - документ, приведенный в евразийской заявке
«Е» - более ранний документ, но опубликованный на дату подачи евразийской заявки или после нее
«О» - документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д.
"Р" - документ, опубликованный до даты подачи евразийской заявки, но после даты испрашиваемого приоритета"

«Т» - более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения
«Х» - документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну или изобретательский уровень, взятый в отдельности
«У» - документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий изобретательский уровень в сочетании с другими документами той же категории
«&» - документ, являющийся патентом-аналогом
«L» - документ, приведенный в других целях

Дата проведения патентного поиска: **15/12/2021**

Уполномоченное лицо:
Начальник Управления экспертизы

Документ подписан электронной подписью

Сертификат: 1623340346878
Владелец: С.Н=Рогожин Д.Ю.
Действителен: 10.06.2021-09.06.2026

Д.Ю. Рогожин