

(19)



**Евразийское  
патентное  
ведомство**

(11) **037452**

(13) **B1**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ**

**(45)** Дата публикации и выдачи патента  
**2021.03.30**

**(51)** Int. Cl. **G01V 7/16** (2006.01)  
**G01S 17/58** (2006.01)

**(21)** Номер заявки  
**201990703**

**(22)** Дата подачи заявки  
**2017.10.02**

---

**(54) ГРАВИМЕТРИЧЕСКИЙ УЗЕЛ**

---

**(31)** **2016904026**

**(32)** **2016.10.04**

**(33)** **AU**

**(43)** **2019.08.30**

**(86)** **PCT/AU2017/051075**

**(87)** **WO 2018/064716 2018.04.12**

**(71)(73)** Заявитель и патентовладелец:  
**ХЗВ ХОЛДИНГЗ ПТИ ЛТД (AU)**

**(72)** Изобретатель:  
**Гейбелл Эндрю Реймонд (AU)**

**(74)** Представитель:  
**Харин А.В., Стойко Г.В., Буре Н.Н.  
(RU)**

**(56)** **AU-B2-2002304979**

PIERROTTE, D. et al.: Navigation Doppler lidar sensor for precision altitude and vector velocity measurements flight test results; Proc. SPIE 8044, Sensors and Systems for Space Applications IV, 80440S; 23 May 2011, P2-4; P6; Fig. 1

**US-A1-20060004519**

**US-A1-20140081595**

BRUTON, A.: Improving the Accuracy and Resolution of SINS/DGPS Airborne Gravimetry, University of Calgary, December 2000, abstract, P5-9, 16, 37; Fig. 1.1a; Fig. 2.2

KREYE, C. et al.: GNSS Based Kinematic Acceleration Determination for Airborne Vector Gravimetry - Methods and Results -; Institute of Geodesy and Navigation, University FAF Munich, 04 July 2014, whole document  
**US-A-5728935**

---

**(57)** Предлагается летательный аппарат (10), который выполнен с возможностью проведения авиационных гравиметрических разведок, содержащий гравиметр (14), приемник (18) глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), поддерживающий сигнальную связь с гравиметром (14), а также систему (20) доплеровского лидара, поддерживающую сигнальную связь с гравиметром (14). Система (20) лидара выполнена с возможностью определения вертикальной скорости летательного аппарата (10) в предварительно определенное время, при этом сигнал времени от ГНСС-приемника (18) используется для оперативной синхронизации результатов измерений как гравиметра (14), так и системы (20) лидара. Таким образом, результат измерения гравитационного ускорения гравиметра (14) может быть отделен от кинематического ускорения, выводимого из результата синхронного измерения лидара.

---

**B1**

**037452**

**037452**

**B1**

### **Область техники, к которой относится изобретение**

Настоящее изобретение относится к гравиметрическому узлу, летательному аппарату, выполненному с возможностью осуществления гравиметрии, и способу гравиметрии.

#### **Уровень техники**

Дальнейшее рассмотрение уровня техники приводится исключительно для облегчения понимания настоящего изобретения. Рассмотрение не является подтверждением или признанием того, что какой-либо материал, на который приводятся ссылки, является или являлся частью общеизвестных знаний на дату приоритета заявки.

Гравиметрия в целом представляет собой измерение напряженности гравитационного поля. Гравиметрия может использоваться в случаях, когда представляет интерес либо величина гравитационного поля, либо свойства вещества, ответственного за создание такого поля.

Наиболее распространенный традиционный авиационный способ измерения скалярного гравитационного поля по поверхности земли осуществляется с летательного аппарата, оснащенного 3-осным стабилизированным гравиметром, смонтированным на полу летательного аппарата. Такой гравиметр обычно имеет главный датчик (акселерометр), смонтированный вертикально на 3-осной гиросtabilизированной платформе.

Гиросtabilизированная платформа изолирует главный датчик от поворотов летательного аппарата, а входная ось датчика удерживается вертикально в релевантной инерциальной системе координат для минимизации зашумления сигнала горизонтальными ускорениями. Главный датчик измеряет общие вертикальные ускорения, которым он подвергается, представляющие собой комбинацию вертикальных ускорений вследствие инерциального, или кинематического, движения, а также ускорений вследствие гравитации.

Второй авиационный способ включает в себя использование так называемой бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), прикрепленной к корпусу летательного аппарата. БИНС в целом содержит две триады датчиков. Первая представляет собой ортогональный набор акселерометров, которые измеряют удельную силу, а вторая представляет собой ортогональный набор гироскопов, которые измеряют угловую скорость. Эти триады крепятся к корпусу несущего транспортного средства, такого как летательный аппарат, и, следовательно, проходят весь диапазон движений, испытываемых летательным аппаратом. Если БИНС содержит триаду акселерометров и триаду гироскопов, то три векторных компонента ускорений (включая вертикальный компонент) могут определяться после поправки на пространственное положение летательного аппарата.

Одна фундаментальная трудность, связанная с осуществлением гравиметрии с движущегося летательного аппарата, заключается в том, что исходя из принципа эквивалентности акселерометр указывает сумму гравитационного ускорения и кинематического ускорения. Если желательно измерение только гравитационного ускорения, необходимо исключить кинематическое ускорение, возникающее в результате движения летательного аппарата. В связи с этим принцип эквивалентности гласит, что без этой дополнительной информации будет невозможно выделить желаемый параметр, которым является вертикальное ускорение вследствие гравитации, из общих измеренных ускорений.

По этой причине используется некоторый вид глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС). Спутниковый навигационный приемник, чаще всего приемник системы глобального позиционирования (GPS), подключается к антенне, монтируемой на фюзеляже летательного аппарата над гравиметром. В традиционных способах GPS используется для измерения вертикальных инерциальных ускорений. Инерциальные ускорения от GPS могут затем вычитаться из общих ускорений, измеряемых гравиметром, для получения вертикального ускорения вследствие гравитации.

Однако традиционные способы имеют несколько недостатков. Например, требование об использовании GPS предусматривает ограничение разрешения получаемых в результате данных, так как для проведения измерений вертикальных ускорений с требуемым уровнем точности требуются длинноволновые фильтры (обычно в диапазоне от 60 до 100 с). Летательный аппарат в целом за это время перемещается на значительное расстояние, разрешение получаемых в результате данных, следовательно, измеряется в километрах, а не в метрах.

Кроме того, результаты от GPS более точны, если данные обрабатываются отдельно. То есть, если данные от GPS-приемника на летательном аппарате обрабатываются вместе с данными от статического GPS-приемника, т.е. базовой станции, после завершения полета для получения данных. Хотя коммерчески доступны службы отдельного получения GPS-данных в режиме реального времени, их использование приводит к получению менее точных гравитационных данных по сравнению с данными, прошедшими отдельную постобработку. Это означает, что невозможно выдавать высококачественные гравитационные данные в режиме, близком к режиму реального времени.

Наконец, для отдельно обработанных GPS-данных требуются спутники, общие для GPS-приемника, смонтированного на летательном аппарате, и GPS-приемника базовой станции для предоставления наиболее точных результатов. В идеальном случае одни и те же GPS-спутники должны быть видны как GPS-приемнику, смонтированному на летательном аппарате, так и базовой станции. Однако это может широко варьироваться в зависимости от широты проведения работ и доступной GPS-группировки в любое

заданное время дня, что может ограничивать эффективный диапазон гравиметра, смонтированного в летательном аппарате.

Настоящее изобретение нацелено на то, чтобы предложить возможные решения, по меньшей мере частично, по исправлению некоторых из известных недостатков в уровне техники.

### **Сущность изобретения**

Специалисту в данной области техники следует понимать, что отсылка в настоящем документе к гравиметру в целом включает в себя отсылку к 3-осному стабилизированному и/или БИНС-гравиметру, кроме случаев, когда конкретное ограничение и/или конфигурация исключает использование такого гравиметра.

В соответствии с первым аспектом изобретения предлагается гравиметрический узел, содержащий: гравиметр;

по меньшей мере один приемник глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), поддерживающий глобальную связь с гравиметром;

систему доплеровского лидара, поддерживающую сигнальную связь с гравиметром, при этом система лидара выполнена с возможностью определения вертикальной скорости узла в предварительно определенное время, причем сигнал времени от ГНСС-приемника обеспечивает оперативную синхронизацию результатов измерений как гравиметра, так и лидара, вследствие чего результат измерения гравитационного ускорения гравиметра может быть отделен от кинематического ускорения, выводимого из результата синхронного измерения лидара.

Обычно гравиметрический узел содержит трехосную стабилизированную платформу с акселерометром, имеющим вертикально размещаемую входную ось для предотвращения зашумления сигналов от горизонтальных ускорений.

Обычно система доплеровского лидара коаксиально размещена на входной оси.

Обычно ГНСС-приемник и/или его подходящая антенна коаксиально размещены на входной оси. Следует понимать, что такой ГНСС-приемник, либо по отдельности, либо в комбинации с любым подходящим антенным устройством, далее совместно именуется "ГНСС-приемник".

Обычно система доплеровского лидара включает в себя лазерный генератор, который создает одночастотный лазерный луч, и частотный модулятор, поддерживающий сигнальную связь с лазерным генератором.

Обычно частотный модулятор принимает лазерный луч от лазерного генератора и линейно модулирует частоту лазерного луча для создания треугольной формы волны с высокой степенью линейности.

Обычно система доплеровского лидара включает в себя усилитель, поддерживающий сигнальную связь с частотным модулятором, при этом упомянутый усилитель выполнен с возможностью приема и усиления первой составляющей модулированного лазерного луча.

Обычно система доплеровского лидара включает в себя по меньшей мере один фото-приемопередатчик, поддерживающий связь с усилителем, при этом упомянутый фото-приемопередатчик выполнен с возможностью передачи части первой составляющей усиленного лазерного луча от усилителя и последующего приема отраженного излучения от такого передаваемого лазерного луча.

Обычно система доплеровского лидара включает в себя по меньшей мере три фото-приемопередатчика.

Обычно каждый фото-приемопередатчик выполнен с возможностью смещения принимаемого отраженного излучения с частью второй составляющей модулированного лазерного луча для гетеродинного приема оптических сигналов.

Обычно каждый из по меньшей мере трех фото-приемопередатчиков предназначен для передачи лазерного луча в отличном от других направлении, и они являются стационарными относительно друг друга.

Обычно принимаемое отраженное излучение от каждой части передаваемой первой составляющей лазерного луча сравнивается со второй составляющей модулированного лазерного луча для определения разницы частот между частотой принимаемого отраженного излучения и частотой модулированного лазерного луча для определения вертикальной скорости узла.

Обычно ГНСС-приемник выполнен с возможностью оперативного измерения вертикального кинематического ускорения узла.

Обычно узел включает в себя второй ГНСС-приемник, оперативно расположенный на расстоянии от узла для обеспечения возможности отдельной обработки результатов измерений вертикального кинематического ускорения, полученных от первого ГНСС-приемника.

В одном примере ГНСС-приемник и система доплеровского лидара смонтированы на гравиметре.

Обычно ГНСС-приемник и система доплеровского лидара монтируются на трехосной стабилизированной платформе.

Обычно узел устанавливается в летательном аппарате.

Обычно узел устанавливается в летательном аппарате таким образом, чтобы ГНСС-приемник имел ясный обзор неба сверху летательного аппарата, при этом система доплеровского лидара имеет ясный обзор земли под летательным аппаратом.

В одном примере узел устанавливается в беспилотном летательном аппарате (БПА).

В соответствии со вторым аспектом изобретения предлагается летательный аппарат, выполненный с возможностью осуществления гравиметрии, при этом упомянутый летательный аппарат содержит:

гравиметр;

по меньшей мере один приемник глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), поддерживающий сигнальную связь с гравиметром; и

систему доплеровского лидара, поддерживающую сигнальную связь с гравиметром, при этом система лидара выполнена с возможностью определения вертикальной скорости летательного аппарата и/или гравиметра в предварительно определенное время;

при этом сигнал времени от ГНСС-приемника обеспечивает оперативную синхронизацию результатов измерений как гравиметра, так и лидара, вследствие чего результат измерения гравитационного ускорения гравиметра может быть отделен от кинематического ускорения, выводимого из результата синхронного измерения лидара.

Обычно гравиметр содержит трехосную стабилизированную платформу с акселерометром, имеющим вертикально размещаемую входную ось для предотвращения зашумления сигналов от горизонтальных ускорений.

Обычно система доплеровского лидара коаксиально размещена на входной оси.

Обычно ГНСС-приемник коаксиально размещается на входной оси.

Обычно система доплеровского лидара включает в себя лазерный генератор, который создает одночастотный лазерный луч, и частотный модулятор, поддерживающий сигнальную связь с лазерным генератором.

Обычно частотный модулятор принимает лазерный луч от лазерного генератора и линейно модулирует частоту лазерного луча для создания треугольной формы волны с высокой степенью линейности.

Обычно система доплеровского лидара включает в себя усилитель, поддерживающий сигнальную связь с частотным модулятором, при этом упомянутый усилитель выполнен с возможностью приема и усиления первой составляющей модулированного лазерного луча.

Обычно система доплеровского лидара включает в себя по меньшей мере один фото-приемопередатчик, поддерживающий связь с усилителем, при этом упомянутый фото-приемопередатчик выполнен с возможностью передачи части первой составляющей усиленного лазерного луча от усилителя и последующего приема отраженного излучения от такого передаваемого лазерного луча.

Обычно система доплеровского лидара включает в себя по меньшей мере три фото-приемопередатчика.

Обычно каждый фото-приемопередатчик выполнен с возможностью смещения принимаемого отраженного излучения с частью второй составляющей модулированного лазерного луча для гетеродинного приема оптических сигналов.

Обычно каждый из по меньшей мере трех фото-приемопередатчиков предназначен для передачи лазерного луча в отличном от других направлении, и они являются стационарными относительно друг друга.

Обычно принимаемое отраженное излучение от каждой части передаваемой первой составляющей лазерного луча сравнивается со второй составляющей модулированного лазерного луча для определения разницы частот между частотой принимаемого отраженного излучения и частотой модулированного лазерного луча для определения вертикальной скорости летательного аппарата.

Обычно ГНСС-приемник выполнен с возможностью оперативного измерения вертикального кинематического ускорения летательного аппарата.

В одном примере ГНСС-приемник и/или система доплеровского лидара смонтированы на гравиметре.

Обычно ГНСС-приемник и/или система доплеровского лидара монтируются на трехосной стабилизированной платформе.

В соответствии с третьим аспектом изобретения предлагается способ гравиметрии, включающий этапы:

монтаж гравиметрического узла в соответствии с первым аспектом изобретения в летательном аппарате;

выполнение полета для проведения гравиметрической разведки посредством летательного аппарата;

синхронизация результатов измерений как гравиметра, так и лидара в ходе упомянутой разведки посредством сигнала времени от ГНСС-приемника, вследствие чего результат измерения гравитационного ускорения может быть отделен от кинематического ускорения, выводимого из результата синхронного измерения лидара.

#### **Краткое описание чертежей**

Описание будет приведено со ссылкой на прилагаемые чертежи, на которых:

на фиг. 1 схематически представлен в перспективе летательный аппарат с одним примером гравиметрического узла в соответствии с аспектом изобретения;

на фиг. 2 схематически представлена сигнальная связь между компонентами одного примера гра-

виметрического узла, который показан на фиг. 1;

на фиг. 3 схематически представлены неплотно интегрированные компоненты, содержащие один пример гравиметрического узла, который показан на фиг. 1;

на фиг. 4 схематически представлены плотно интегрированные компоненты, содержащие один пример гравиметрического узла, который показан на фиг. 1.

#### **Подробное описание вариантов осуществления**

Далее признаки настоящего изобретения более полно описываются в нижеследующем описании его нескольких неограничивающих вариантов осуществления. Настоящее описание включено исключительно в целях приведения примеров настоящего изобретения для специалистов в данной области техники. Его не следует понимать как ограничение общего содержания, раскрытия или описания изобретения, изложенного выше. На фигурах, включенных для иллюстрации признаков примера или примеров осуществления, схожие ссылочные позиции используются для обозначения схожих частей в рамках всего документа.

На фиг. 1 прилагаемых чертежей показан летательный аппарат 10, который был выполнен с возможностью осуществления авиационных гравиметрических разведок. В этом примере летательный аппарат 10 содержит гравиметр 14, приемник 18 глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), поддерживающий сигнальную связь с гравиметром 14, а также систему 20 доплеровского лидара, поддерживающую сигнальную связь с гравиметром 14.

Система 20 лидара выполнена с возможностью определения вертикальной скорости летательного аппарата 10 в предварительно определенное время, при этом сигнал времени от ГНСС-приемника 18 используется для оперативной синхронизации результатов измерений как гравиметра 14, так и системы 20 лидара. Таким образом, результат измерения гравитационного ускорения гравиметра 14 может быть отделен от кинематического ускорения, выводимого из результата синхронного измерения лидара.

Таким образом, в соответствии с принципом эквивалентности специалисту в данной области техники будет понятно, что можно исключить кинематическое ускорение, возникающее в результате движения летательного аппарата 10, что обеспечивает возможность выделения вертикального ускорения вследствие гравитации из общих измеренных ускорений.

Следует понимать, что лидар (Light Imaging Detection and Ranging) в целом использует ультрафиолетовый, видимый свет или свет ближней ИК-области спектра для формирования изображений объектов с очень высоким разрешением. Такое высокое разрешение может достигаться за счет длины волны сигналов в световом спектре, например длин волн от 100 нм до 100 мкм. В ином случае использование технологий, таких как радар (Radio Detection and Ranging), который использует сигналы в радиочастотном спектре, имеющем длины волн от 1 мм до 100 км, в целом не обеспечивает достаточное разрешение для облегчения отделения результата измерения гравитационного ускорения от кинематического ускорения, как требуется настоящим изобретением.

В качестве справки приводится общее описание примера компонентов, содержащих один конкретный тип гравиметра 14, со ссылкой на фиг. 2, на которой показаны типовые компоненты, содержащие гравиметр и поток сигналов между этими различными компонентами или подсистемами. Однако специалисту в данной области техники будет понятно, что возможны различные другие типы или конфигурации гравиметра, и они входят в объем настоящего изобретения.

Таким образом, пример осуществления гравиметра 14 обычно включает в себя вертикальный акселерометр, или чувствительный к гравитации элемент (ЧГЭ) 32, имеющий подвесную конструкцию для минимизации эффектов перекрестного взаимовлияния, нежелательного эффекта, который зашумляет результаты измерения гравитации компонентами горизонтальных ускорений, вызываемых движением летательного аппарата. Вертикально ориентированный ЧГЭ 32 устанавливается на трехосной гиросtabilизированной платформе 16 с интегральной корректирующей схемой с настройкой на период Шулера. Корректирующая схема использует внешнюю информацию о широте и скорости транспортного средства от приемника 18 ГНСС, обычно системы глобального позиционирования (GPS), для демпфирования платформы 16 при движении летательного аппарата.

Гиросtabilизированная платформа 16 в целом расположена в трехосной карданной подвеске, которая включает в себя динамически настраиваемый гироскоп (ДНГ) 38, два горизонтальных акселерометра  $A_{Sx}$  и  $A_{Sy}$  34 и волоконно-оптический гироскоп (ВОГ) 36 с вертикальной осью чувствительности. Выходные сигналы  $W_x$  и  $W_y$  от акселерометров 34, выходной сигнал  $W_z$  от ЧГЭ 32, выходные сигналы  $V$  и  $u$  от датчиков 38 угла ДНГ и выходной сигнал  $\Omega_z$  ВОГ 36 идут к центральному процессору (ЦП) 48 через аналого-цифровой преобразователь (АЦП) 44.

Датчики 30 стабилизации угла  $AS_x$ ,  $AS_y$ ,  $AS_z$  устанавливаются на осях карданной подвески и на вертикальных осях платформы 16 для измерения углов тангажа и крена, а также курса. Управляющие сигналы ДНГ  $\Omega_x$  и  $\Omega_y$ , генерируемые в ЦП 48, идут к датчикам 38 крутящего момента ДНГ через цифро-аналоговый преобразователь (ЦАП) 46. Управляющие сигналы сервосистемы  $M_x$ ,  $M_y$  и  $M_z$ , генерируемые в ЦП 48, обычно идут к моментным двигателям  $TM_x$  и  $TM_y$  42 сервосистемы через ЦАП 46 и усилитель мощности.

Ток, пропорциональный вертикальному испытываемому ускорению  $W_z$ , проходит в измерительной катушке датчика силы ЧГЭ и в эталонном резисторе, последовательно подсоединенном к катушке. Выходной сигнал  $W_z$  в форме напряжения, считываемого с эталонного резистора, идет к ЦП 48 через АЦП 44. Эталонный ток, который уравнивает фиксированное значение гравитационной силы, подается на вторую обмотку датчика силы ЧГЭ.

Интегрированный микропроцессор или ЦП 48 управляет сервосистемой, которая стабилизирует платформу 16, поддерживает схему контроля температуры (СКТ) 40 и обеспечивает обработку выходных сигналов ЧГЭ. Система контроля температуры (СКТ) 40 в целом обеспечивает постоянную температуру для всех чувствительных элементов. Как упоминалось выше, число импульсов в секунду плюс время (ИМПС+ВРЕМЯ) от спутникового навигационного приемника 18 вводится как в гравиметр 14, так и в систему 20 доплеровского лидара для синхронизации результатов измерения скоростей и ускорений, полученных посредством каждой из этих подсистем.

Команды управления гравиметром, связь для передачи данных, отображение гравиметрических и навигационных данных и предварительная обработка и запись на жесткий диск для постобработки обеспечиваются посредством внешнего блока управления и отображения (БУО) 50. В целом для такой постобработки используется компьютер общего назначения, такой как персональный компьютер (ПК) 52.

Как упоминалось выше, возможны другие формы и/или конфигурации гравиметров, и они входят в объем настоящего изобретения. Аналогично, в зависимости от конкретной конфигурации гравиметра, связь между различными компонентами может отличаться от примера осуществления, как будет понятно специалисту в данной области техники.

На фиг. 3 и 4 чертежей показаны два разных режима узла 12. На фиг. 3 показана так называемая "неплотная интеграция" между системой 20 и ЧГЭ 32 гравиметра 14. Аналогично на фиг. 4 показана "плотная интеграция" между системой 20 и ЧГЭ 32 гравиметра 14.

Важно, как упоминалось выше, что акселерометр 32 ЧГЭ имеет вертикально размещенную входную ось (на которую указывает ось  $Z$ ) для предотвращения зашумления сигнала от горизонтальных ускорений в ходе использования. Таким образом, чем ближе лидар и/или ГНСС-системы 18 и 20 расположены на одной линии с входной осью ЧГЭ, тем более точные измерения возможны.

В примере неплотной интеграции, показанном на фиг. 3, гравиметр 14 прикреплен к фюзеляжу 10 летательного аппарата, а спутниковый навигационный GPS-приемник 18 смонтирован на верхней части фюзеляжа летательного аппарата вертикально над гравиметром 14, как можно ближе к проекции вверх оси  $Z$  входной оси гравиметра 14. Система 20 доплеровского лидара смонтирована на нижней части фюзеляжа летательного аппарата, как можно ближе к проекции вниз оси  $Z$  входной оси гравиметра 14.

Однако следует понимать, что при таком монтаже соответствующих компонентов на практике наблюдается отклонение от оси  $Z$ , отсюда название "неплотная интеграция между компонентами".

Напротив, на фиг. 4 показана "плотная интеграция" системы 20 доплеровского лидара с гравиметром 14. В этом варианте осуществления линзы приемопередатчика системы доплеровского лидара монтируются непосредственно на 3-осной стабилизированной платформе 16, монтируемой, в свою очередь, на гравиметре 14. Это обеспечивает возможность точного выравнивания с входной осью ЧГЭ 32. В таком примере система 20 доплеровского лидара коаксиально размещена на входной оси ЧГЭ 32.

Такая плотная интеграция компонентов в целом приводит к тому, что как ГНСС, так и лидарные подсистемы 18 и 20 измеряют скорости и ускорения в одно и то же время, в соответствии с синхронизацией посредством ГНСС, и с одной и той же стабилизированной платформы 16, и, следовательно, к более точному определению ускорения вследствие гравитации по сравнению с "неплотно интегрированными" измерениями.

Следует понимать, что приемник 18 спутниковой навигационной ГНСС-или GPS-системы может также быть либо "неплотно интегрированным", либо "плотно интегрированным" с гравиметром 14 и системой 20 доплеровского лидара. При плотной интеграции ГНСС-приемник 18 монтируется непосредственно на платформе 16 для обеспечения возможности точного выравнивания с входной осью ЧГЭ 32, т.е. ГНСС-приемник коаксиально размещается на входной оси ЧГЭ 32.

Конечно, далее следует понимать, что возможны вариации в области вышеописанных "неплотных" и "плотных" интеграции или связей, и они входят в объем настоящего изобретения. Например, система 20 лидара может монтироваться непосредственно на гравиметре 14, а не на стабилизированной платформе 16, что может обеспечивать возможность измерений, более точных, чем в случае когда система 20 лидара "неплотно" интегрируется, как изложено выше, но не таких точных, как при монтаже на платформе 16. Аналогично ГНСС-приемник 18 также может монтироваться либо на летательном аппарате 10, либо на платформе 16, либо на гравиметре 14, и такие различные варианты монтажа, вероятно, будут приводить к различиям в точности.

В одном примере ГНСС-приемник 18 выполнен с возможностью оперативного измерения вертикального кинематического ускорения узла 14. Как показано, узел 14 также в целом включает в себя второй ГНСС-приемник 24, который оперативно расположен на расстоянии от узла 14 для обеспечения возможности отдельной обработки результатов измерений вертикального кинематического ускорения, полученных от первого ГНСС-приемника в летательном аппарате 10.

Что касается системы 20 доплеровского лидара, такая система в целом включает в себя лазерный генератор, который создает одночастотный лазерный луч, и частотный модулятор, поддерживающий сигнальную связь с лазерным генератором. При использовании частотный модулятор принимает лазерный луч от лазерного генератора и линейно модулирует частоту лазерного луча для создания треугольной формы волны с высокой степенью линейности. Система 20 доплеровского лидара также обычно включает в себя усилитель, поддерживающий сигнальную связь с частотным модулятором, при этом усилитель выполнен с возможностью приема и усиления первой составляющей модулированного лазерного луча.

В текущих примерах система 20 доплеровского лидара включает в себя три фото-приемопередатчика 26, поддерживающих связь с усилителем, при этом каждый фото-приемопередатчик 26 выполнен с возможностью передачи части первой составляющей усиленного лазерного луча от усилителя и последующего приема отраженного излучения от такого передаваемого лазерного луча.

Каждый фото-приемопередатчик 26 затем выполнен с возможностью смещения принимаемого отраженного излучения с частью второй составляющей модулированного лазерного луча для гетеродинного приема оптических сигналов. Кроме того, каждый из фото-приемопередатчиков 26 предназначен для передачи лазерного луча в отличном от других направлении, и они размещаются стационарно относительно друг друга.

При использовании принимаемое отраженное излучение от каждой части передаваемой первой составляющей лазерного луча сравнивается со второй составляющей модулированного лазерного луча для определения разницы частот между частотой принимаемого отраженного излучения и частотой модулированного лазерного луча для определения вертикальной скорости узла 14 и/или летательного аппарата.

Далее следует понимать, что настоящее изобретение также включает в себя связанный способ гравиметрии. Такой способ в широком смысле включает этапы монтажа гравиметрического узла 14, как описано, в летательном аппарате 10, выполнения полета для проведения гравиметрической разведки посредством летательного аппарата 10 и синхронизации результатов измерений как гравиметра, так и лидара в ходе разведки посредством сигнала времени от ГНСС-приемника 18, вследствие чего результат измерения гравитационного ускорения гравиметра 14 может быть отделен от кинематического ускорения, выводимого из результата синхронного измерения лидара.

Специалисту в данной области техники следует понимать, что примеры выше обычно приводятся с отсылкой к 3-осному стабилизированному гравиметру, однако настоящее изобретение в равной степени применимо к гравиметрам бесплатформерной инерциальной навигационной системы (БИНС), за исключением какого-либо конкретного ограничения и/или конфигурации, препятствующей использованию такого гравиметра, что будет очевидно специалисту в данной области техники.

Заявитель считает особенно преимущественным то, что, если вертикальные ускорения летательного аппарата определяются до уровня, не более точного, чем возможный с использованием только существующей GPS, в соответствии с традиционными способами, все равно будут обеспечиваться значительные преимущества, состоящие в том, что будет возможно вычислять ускорение вследствие гравитации на борту летательного аппарата в режиме, близком к режиму реального времени. Кроме того, диапазон полета летательного аппарата будет расширяться за пределы диапазона между первым и вторым ГНСС-приемниками 18 и 24.

Аналогично, если определение вертикальных ускорений летательного аппарата является более точным, чем возможно с использованием только GPS, то это дополнительно приведет к определению скалярной реакции на гравитацию с улучшенным разрешением и/или улучшенной точностью.

О дополнительных вариантах осуществления настоящего изобретения также можно сказать, что они в широком смысле состоят из частей, элементов и признаков, на которые приводятся ссылки или которые указываются в настоящем документе, индивидуально или совместно, в любой или во всех комбинациях двух или более частей, элементов или признаков, и при этом в настоящем документе упоминаются конкретные целые числа, которые имеют известные эквиваленты в области техники, к которой относится изобретение, и считается, что такие известные эквиваленты включены в настоящий документ, как если бы они были указаны индивидуально. В примерах осуществления хорошо известные процессы, хорошо известные конструкции устройств и хорошо известные технологии подробно не описаны, так как они понятны специалисту в данной области техники.

Следует считать, что использование форм единственного числа и термина "упомянутый" и/или аналогичных ссылочных формулировок в контексте описания различных вариантов осуществления (особенно в контексте заявленного объекта изобретения) охватывает как единственное, так и множественное число, если иное не указано в настоящем документе или если тому явным образом не противоречит контекст. Термины "содержащий", "имеющий" и "включающий в себя" следует рассматривать как неограничивающие термины (т.е. означающие "включающий, в том числе"), если не указано иное. В настоящем документе термин "и/или" включает любые и все комбинации одного или более из связанных перечисленных элементов. Никакую формулировку в описании не следует рассматривать, как указывающую на какой-либо не заявленный предмет как на важный для осуществления заявленного объекта изобретения.

Следует понимать, что ссылки на "один пример" или "пример" изобретения или аналогичная срав-

нительная формулировка (например, "такой как") не приводятся в исключаяющем смысле. Различные по существу и конкретно практические и полезные примеры осуществления заявленного объекта изобретения описываются в настоящем документе, в текстовой и/или графической форме, для реализации заявленного объекта изобретения.

Соответственно в одном примере могут приводиться примеры определенных аспектов изобретения, тогда как примеры других аспектов приводятся в другом примере. Эти примеры предназначены для действия специалисту в данной области техники в реализации изобретения и никоим образом не ограничивают общий объем изобретения, если на иное явным образом не указывает контекст. По прочтении настоящей заявки средним специалистам в данной области техники могут стать понятны вариации (например, модификации и/или улучшения) одного или более вариантов осуществления. Изобретатель(и) ожидает, что специалисты в данной области техники будут применять такие вариации по мере необходимости, и изобретатель(и) предусматривают иные виды осуществления заявленного объекта изобретения, отличные от тех, которые конкретно описаны в настоящем документе.

Любые этапы способа, процессы и операции, описанные в настоящем документе, не следует истолковывать как обязательные требующие их выполнения в определенном порядке, который обсуждался или проиллюстрирован, если они специально не указаны в качестве порядка выполнения. Также следует понимать, что могут применяться дополнительные или альтернативные этапы.

## ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

1. Гравиметрический узел, содержащий гравиметр;  
трехосную стабилизированную платформу с акселерометром, имеющим вертикально размещаемую входную ось для предотвращения зашумления сигналов от горизонтальных ускорений;  
по меньшей мере, приемник глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), поддерживающий сигнальную связь с гравиметром, при этом упомянутый ГНСС-приемник и/или его подходящая антенна коаксиально размещены на входной оси;  
систему доплеровского лидара, поддерживающую сигнальную связь с гравиметром, и которая коаксиально размещена на входной оси, при этом система лидара выполнена с возможностью определения вертикальной скорости узла в предварительно определенное время, причем гравиметрический узел выполнен с возможностью обеспечения оперативной синхронизации результатов измерений как гравиметра, так и лидара посредством сигнала времени от ГНСС-приемника для отделения результата измерения гравитационного ускорения гравиметра от кинематического ускорения, выводимого из результата синхронного измерения лидара.
2. Гравиметрический узел по п.1, отличающийся тем, что система доплеровского лидара включает в себя лазерный генератор, который создает одночастотный лазерный луч, и частотный модулятор, поддерживающий сигнальную связь с лазерным генератором.
3. Гравиметрический узел по п.2, отличающийся тем, что частотный модулятор принимает лазерный луч от лазерного генератора и линейно модулирует частоту лазерного луча для создания треугольной формы волны с высокой степенью линейности.
4. Гравиметрический узел по п.3, отличающийся тем, что система доплеровского лидара включает в себя усилитель, поддерживающий сигнальную связь с частотным модулятором, при этом упомянутый усилитель выполнен с возможностью приема и усиления первой составляющей модулированного лазерного луча.
5. Гравиметрический узел по п.4, отличающийся тем, что система доплеровского лидара включает в себя по меньшей мере один фото-приемопередатчик, поддерживающий связь с усилителем, при этом упомянутый фото-приемопередатчик выполнен с возможностью передачи части первой составляющей усиленного лазерного луча от усилителя и последующего приема отраженного излучения от такого передаваемого лазерного луча.
6. Гравиметрический узел по п.5, отличающийся тем, что система доплеровского лидара включает в себя по меньшей мере три фото-приемопередатчика.
7. Гравиметрический узел по п.6, отличающийся тем, что каждый фото-приемопередатчик выполнен с возможностью смещения принимаемого отраженного излучения с частью второй составляющей модулированного лазерного луча для гетеродинного приема оптических сигналов.
8. Гравиметрический узел по п.7, отличающийся тем, что каждый из по меньшей мере трех фото-приемопередатчиков предназначен для передачи лазерного луча в отличном от других направлении, и они являются стационарными относительно друг друга.
9. Гравиметрический узел по п.8, отличающийся тем, что принимаемое отраженное излучение от каждой части передаваемой первой составляющей лазерного луча сравнивается со второй составляющей модулированного лазерного луча для определения разницы частот между частотой принимаемого отраженного излучения и частотой модулированного лазерного луча для определения вертикальной скорости узла.

10. Гравиметрический узел по любому из пп.1-9, отличающийся тем, что ГНСС-приемник выполнен с возможностью оперативного измерения вертикального кинематического ускорения узла.

11. Гравиметрический узел по любому из пп.1-10, отличающийся тем, что узел включает в себя второй ГНСС-приемник, оперативно расположенный на расстоянии от узла для обеспечения возможности отдельной обработки результатов измерений вертикального кинематического ускорения, полученных от первого ГНСС-приемника.

12. Гравиметрический узел по любому из пп.1-11, отличающийся тем, что ГНСС-приемник и система доплеровского лидара монтируются на гравиметре.

13. Гравиметрический узел по любому из пп.1-12, отличающийся тем, что ГНСС-приемник и система доплеровского лидара монтируются на трехосной стабилизированной платформе.

14. Гравиметрический узел по любому из пп.1-13, который устанавливается в летательном аппарате.

15. Гравиметрический узел по п.14, который устанавливается в летательном аппарате таким образом, чтобы ГНСС-приемник имел ясный обзор неба сверху летательного аппарата, при этом система доплеровского лидара имеет ясный обзор земли под летательным аппаратом.

16. Гравиметрический узел по п.14, который устанавливается в беспилотном летательном аппарате (БЛА).

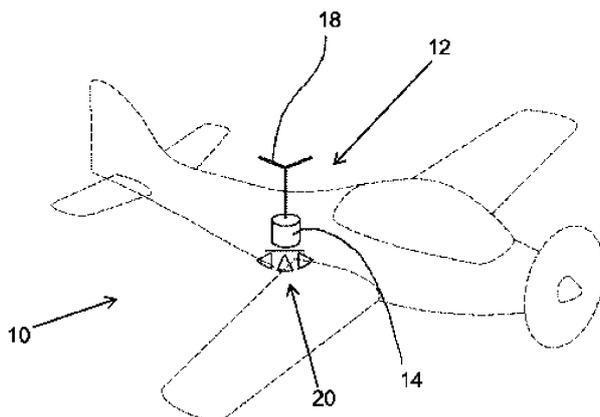
17. Летательный аппарат, выполненный с возможностью осуществления гравиметрии, при этом упомянутый летательный аппарат содержит гравиметрический узел по любому из пп.1-16.

18. Способ гравиметрии, включающий этапы:

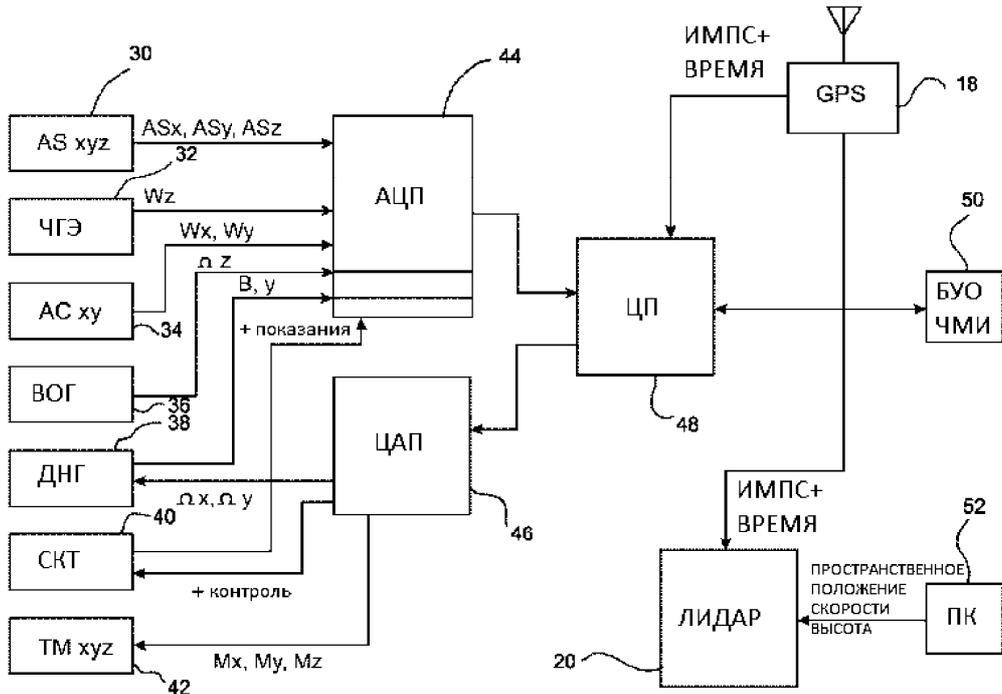
монтаж гравиметрического узла по любому из пп.1-16 в летательном аппарате;

выполнение полета для проведения гравиметрической разведки посредством летательного аппарата;

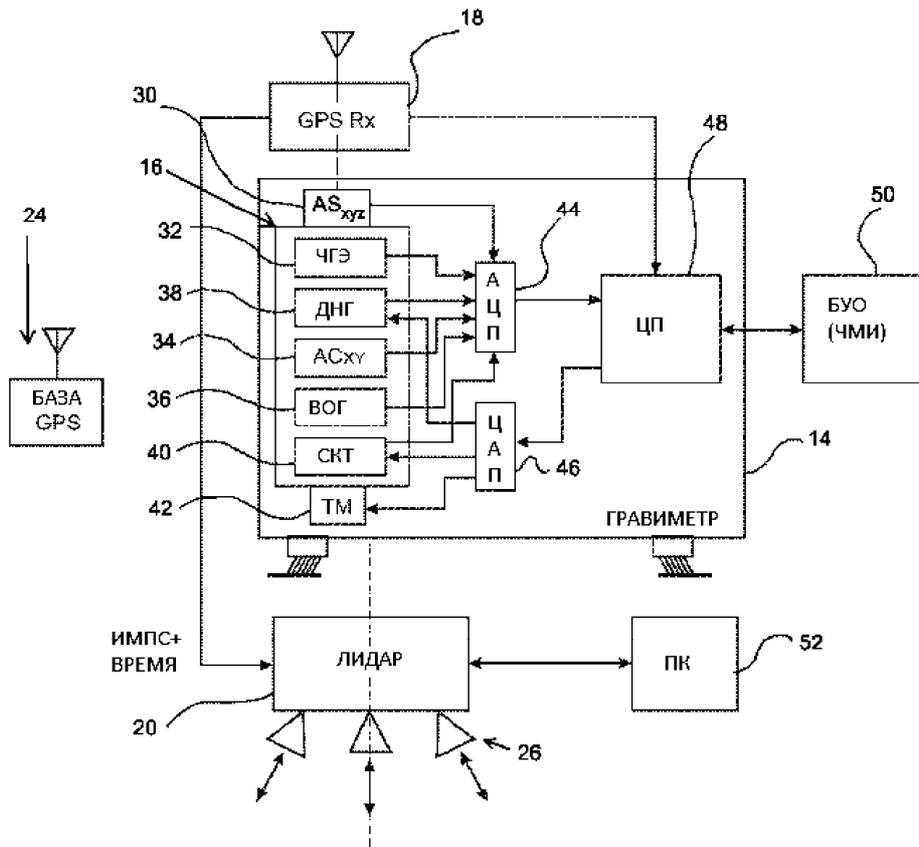
синхронизация результатов измерений как гравиметра, так и лидара в ходе упомянутой разведки посредством сигнала времени от ГНСС-приемника для отделения результата измерения гравитационного ускорения от кинематического ускорения, выводимого из результата синхронного измерения лидара.



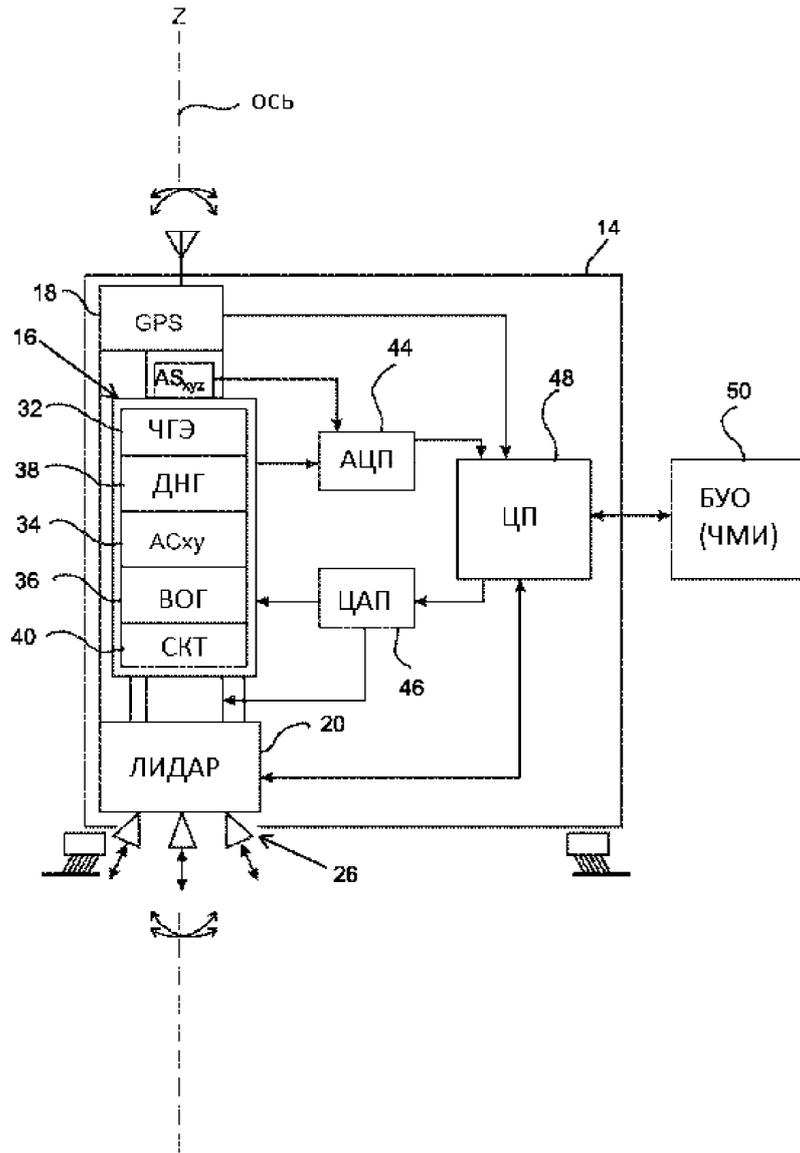
Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

