

(12) МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В
СООТВЕТСТВИИ С ДОГОВОРОМ О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

(19) Всемирная Организация
Интеллектуальной Собственности
Международное бюро

(43) Дата международной публикации
18 июня 2020 (18.06.2020)



(10) Номер международной публикации
WO 2020/122852 A1

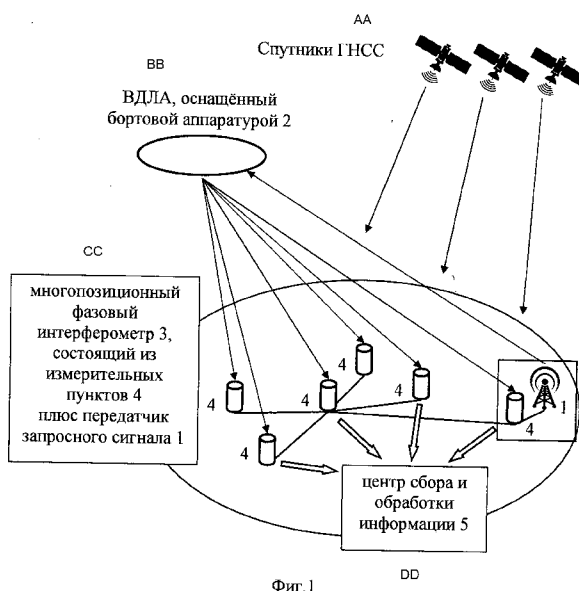
- (51) Международная патентная классификация:
G01S 19/01 (2010.01) G01S 19/54 (2010.01)
G01S 19/42 (2010.01)
- (21) Номер международной заявки: PCT/UA2019/000148
- (22) Дата международной подачи:
28 ноября 2019 (28.11.2019)
- (25) Язык подачи: Русский
- (26) Язык публикации: Русский
- (30) Данные о приоритете:
а 2018 12337 12 декабря 2018 (12.12.2018) UA
- (71) Заявитель: ХАРЬКОВСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ (ХНУРЕ) (KHARKIV NATIONAL UNIVERSITY OF RADIO ELECTRONICS (NURE)) [UA/UA]; Науки пр., д. 14 Харьков, 61166, Kharkov (UA).
- (72) Изобретатели: ЖАЛИЛО, Алексей Александрович (ZHALILO, Alexey Aleksandrovich); Познанская ул., д. 7, кв. 21 г. Харьков, 61118, Kharkov (UA). ВА-

СИЛЬЕВА, Елена Михайловна (VASILIEVA, Elena Mikhailovna); Мозирский пер., д. 7 г. Харьков, 61013, Kharkov (UA). ДОХОВ, Александр Иванович (DOKHOV, Aleksandr Ivanovich); Коломенская ул., д. 27, кв. 49 г. Харьков, 61166, 61166, Kharkov (UA). КАТЮШИНА, Елена Владимировна (KATIUSHYNA, Elena Vladimirovna); Кедровый пер., д. 20 г. Харьков, 61150, Kharkov (UA). ЛУКЬЯНОВА, Ольга Алексеевна (LUKYANOVA, Olga Alekseevna); Кричевского ул., д. 39, кв. 38 г. Харьков, 61027, Kharkov (UA). СЕМЕНЕЦ, Валерий Васильевич (SEMENETS, Valeriy Vasilievich); Науки пр., д. 74, кв. 41 г. Харьков, 61103, Kharkov (UA). ЧЕРКОВ, Игорь Борисович (CHERKOV, Igor Borisovich); Повитрофлотский пр., д. 26 г. Киев, 03049, Kiev (UA). ЯКОВЧЕНКО, Александр Иванович (YAKOVCHENKO, Aleksandr Ivanovich); Высокогорный пер., д. 16 г. Харьков, 61066, Kharkov (UA).

(81) Указанные государства (если не указано иначе, для каждого вида национальной охраны): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ,

(54) Title: METHOD FOR CARRYING OUT TRAJECTORY MEASUREMENTS (VARIANTS) AND MULTI-POSITIONAL PHASE SYSTEM OF TRAJECTORY MEASUREMENTS FOR REALIZING SAID METHOD (VARIANTS)

(54) Название изобретения: СПОСОБ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ (ВАРИАНТЫ) И МНОГОПОЗИЦИОННАЯ ФАЗОВАЯ СИСТЕМА ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ (ВАРИАНТЫ)



- AA GNSS satellites
BB High dynamic flying vehicle provided with on-board equipment 2
CC Multi-positional phase interferometer 3 consisting of measuring beacons 4 plus interrogation signal transmitter 1
DD Information collecting and processing centre 5

(57) Abstract: A method for carrying out trajectory measurements and a multi-positional phase system of trajectory measurements for realizing said method is based on the shared use of the principles of operation of range and multi-positional phase-measuring systems and technologies for accurate positioning on the basis of signals from Global Navigation Satellite Systems (GNSS). According to the method, a range-finding interferometric method or an interferometric method of determining coordinates is realized using on-board equipment (2) which relays signals of a GNSS nature received from a ground transmitter (1) or emits said signals autonomously in the direction of measuring beacons (4), the coordinates and time scale differences of which are determined using GNSS signals.

(57) Реферат: Способ выполнения траекторных измерений и многопозиционная фазовая система траекторных измерений для его реализации базируются на совместном использовании принципов функционирования полигонных многопозиционных фазометрических систем и технологий точного позиционирования по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Согласно способу реализуется дальномерно-интерферометрический или интерферометрический методы определения координат с использованием бортовой аппаратуры (2), которая ретранслирует ГНСС-подобные сигналы, полученные от наземного передатчика (1) или излучает эти сигналы автономно в направлении измерительных пунктов (4), координаты и расхождения шкал времени которых определяются с использованием сигналов ГНСС.



WO 2020/122852 A1

CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

- (84) Указанные государства** (если не указано иначе, для каждого вида региональной охраны): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), евразийский (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), европейский патент (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Декларации в соответствии с правилом 4.17:

- касающаяся права заявителя подавать заявку на патент и получать его (правило 4.17 (ii))

Опубликована:

- с отчётом о международном поиске (статья 21.3)

СПОСОБ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ (ВАРИАНТЫ) И МНОГОПОЗИЦИОННАЯ ФАЗОВАЯ СИСТЕМА ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ (ВАРИАНТЫ)

Область техники

Изобретение относится к методам и средствам траекторных измерений высокодинамичных летательных аппаратов (ВДЛА) и может быть использовано для проведения траекторных измерений с целью определения параметров движения высокодинамичных летательных аппаратов в ходе летных испытаний (отработка бортовых систем управления), тестирования на полигонах перспективных и современных авиационных, ракетных комплексов, а также для траекторных измерений и навигации космических аппаратов на стадиях их вывода, координатно-временного сопровождения и управления движением, стыковки космических аппаратов практически на всех околоземных орбитах на высотах до 36 тыс. км.

Предшествующий уровень техники (способ)

Известен способ определения координат, скорости и других параметров движения объекта по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) [1-4]. Этот способ основан на измерении расстояний от спутников, положение которых известно, до приемника сигналов ГНСС (координаты которого необходимо получить). Измерение этих расстояний осуществляется путем определения времени распространения навигационных сигналов, полученных от каждого из наблюдаемых спутников (так называемый разностно-дальномерный способ определения местоположения). В результате обработки измеренных расстояний определяются координаты приёмника сигналов ГНСС и расхождение его шкалы времени со шкалой времени ГНСС. Для решения этой задачи приемник сигналов ГНСС должен принимать сигналы как минимум от четырех спутников. Для повышения точности решения навигационной задачи в измерения вводятся поправки, корректирующие влияние на время распространения сигнала различных факторов (прежде всего, ионосферы и тропосферы), применяется позиционирование по фазовым измерениям, привлекается информация наземных дифференциальных корректирующих станций и их сетей (дифференциальный метод навигации), осуществляет-

ся совместная обработка данных, зарегистрированных на нескольких частотах, а также совместная обработка информации нескольких ГНСС.

Известны также способы определения координат и скорости путем совместной обработки данных ГНСС и бортовой инерциальной системы, с возможным привлечением данных дальномерной системы VOR/DME [5-7].

Указанные способы, в случае их применения для измерения параметров траекторий ВДЛА, имеют следующие недостатки.

1) Использование ГНСС ограничено при нахождении контролируемого объекта в зоне разрывного навигационного поля ГНСС (выше $\sim 2\div 3$ тыс. км), что имеет особое значение при необходимости определения координат космических аппаратов.

2) Поскольку основная цель траекторных измерений ВДЛА заключается в получении информации о полете контролируемого объекта на земле (для последующего детального анализа), а не на борту, то в полете бортовой приемник сигналов ГНСС должен передавать результаты измерений и навигационных определений наземному оператору по телеметрическим каналам. Это приводит к необходимости иметь телеметрическую систему даже в том случае, когда осуществляется неуправляемый полет, что, в свою очередь, приводит к заметному удорожанию измерительного комплекса.

3) Слабые принимаемые сигналы ГНСС ограничивают возможности быстрого вхождения бортового приемника в слежение за сигналами – это особенно важно, когда контролируемый объект летит всего несколько десятков секунд. Для высокодинамичных объектов, скорости которых достигают нескольких километров в секунду, возможны потери слежения.

Известен способ определения параметров траектории контролируемого объекта, реализованный в системе SATRACK (США) [8-10]. Согласно этому способу, одно- и двухчастотные измерения сигналов ГНСС, зарегистрированные бортовым приемником сигналов ГНСС контролируемого объекта, ретранслируются с борта на наземную или наводную (расположенную на корабле) телеметрическую станцию и регистрируются, после чего эти измерения обрабатываются в послесеансном режиме. При обработке используется информация сети дифференциальных корректирующих станций ГНСС, развернутой вблизи планируемой траектории полета

объекта, а также накопленные в течение полета телеметрические данные о параметрах движения объекта.

Указанный способ имеет следующие недостатки.

1) Система, реализующая его, является достаточно сложной за счет совмещенности траекторной и телеметрической систем, а также необходимости использования сложной следящей за объектом антенны.

2) Области применения способа достаточно ограничены – он предназначен для тестирования только межконтинентальных баллистических ракет (морского базирования) с ограниченной дальностью действия до 1,5-2 тыс. км. Для ВДЛА типа оперативно-тактических ракетных комплексов (особенно с пологими траекториями) применять данный способ невыгодно и неэффективно. Для космических программ этот способ также имеет существенные ограничения.

Известна разновидность разностно-дальномерного способа определения местоположения, реализованная в системе LOCATA (Австралия, США) [11-13], которая предусматривает измерение расстояний от контролируемого объекта, оснащенного бортовой приемной аппаратурой, до сети передающих станций с известными координатами, расположенных вблизи запланированной траектории полета. В результате обработки измеренных расстояний определяются координаты контролируемого объекта, а также расхождение шкал времени контролируемого объекта и системы, реализующей этот способ.

Этот способ определения параметров траектории ВДЛА имеет следующие недостатки.

1) Измерительная информация, на основе которой выполняется определение параметров движения (координат, составляющих вектора скорости и т.д.) контролируемого объекта, получается на борту объекта, а не на земле, поэтому эта информация передается оператору на землю по телеметрическим каналам. В связи с этим телеметрическая система необходима даже в случае неуправляемого полета, что повышает сложность системы, реализующей этот способ.

2) При использовании данного способа необходимо планировать и размещать передающие наземные пункты на трассе полета контролируемого объекта, что является очень трудоемкой задачей.

Известны способы определения параметров траектории контролируемого объекта, которые предусматривают использование наземного интерферометра, состоящего из передающей станции и нескольких пространственно разнесенных приемных станций. Согласно этим способам, параметры траектории определяются путем совместной обработки измеренных разностей расстояний между контролируемым объектом и приемными станциями интерферометра, а также двух (или более) направляющих косинусов относительно баз интерферометра [14-17].

Эти способы определения параметров траектории ВДЛА имеют следующие недостатки. Каждый из них является очень сложным и трудоемким в реализации за счет того, что предусматривает обязательную геодезическую привязку составляющих системы, реализующей данный способ, использование сложного метода синхронизации шкал времени и частоты составляющих системы (приемных и передающего пунктов), а также является трудоемким в части создания системы передачи сигналов между разнесенными в пространстве составляющими таких измерительных систем. Реализация этих способов требует привлечения большого количества высококвалифицированных специалистов.

Ближайшим по технической сущности к предлагаемому способу выполнения траекторных измерений можно считать способ определения параметров траектории, реализуемый в многопозиционной фазометрической системе «ВЕГА» (СССР) [18], который заключается в следующем. Запросный сигнал, излучаемый передающей станцией, принимается на борту контролируемого объекта, преобразуется (с учетом задержки и доплеровского смещения принятого сигнала) и передается на другой заданной частоте (относительно частоты запросного сигнала) на наземные приемные измерительные пункты (станции) интерферометра. Фазовым методом, путем измерения разностей фаз между излучаемым и принятым сигналами, определяется расстояние до контролируемого объекта. Два направляющих косинуса относительно баз интерферометра измеряются путем определения разностей фаз сигналов, которые принимаются несколькими парами наземных приемных пунктов, образующих базы интерферометра. Совместная обработка измеренных расстояний и разностей фаз (или направляющих косинусов) позволяет определить координаты контролируемого объекта. Измерения доплеровских сдвигов несущих частот сигналов на трассах «наземный передатчик – бортовой приемо-передатчик – наземные

приемные пункты» и разностей доплеровских сдвигов на разнесенных пунктах интерферометра позволяет определить радиальную скорость и скорости изменения направляющих косинусов движения объекта. В результате совместной обработки координатных (расстояния и направляющие косинусы) и скоростных параметров вычисляются текущие координаты и составляющие вектора скорости контролируемого объекта в заданной системе координат (например, в прямоугольной топосцентрической системе координат).

Указанный способ, выбранный в качестве прототипа, имеет следующие недостатки.

1) Согласно этому способу, обязательным является периодическое проведение комплекса работ по точной геодезической привязке составляющих системы, реализующей данный способ.

2) Способ предусматривает использование сложных и дорогостоящих направленных антенн и моноимпульсного пеленгатора [18], что существенно повышает стоимость реализации данного способа.

3) В способе используется сложный метод высокоточной частотно-временной синхронизации составляющих (разнесенных в пространстве пунктов) системы, реализующей данный способ, а также трудоемкая в создании подсистема передачи сигналов между составляющими этой системы.

4) Способ требует обязательного использования наземного передатчика и приемо-передатчика сигналов системы, установленного на борту контролируемого объекта, что повышает стоимость реализации данного способа.

5) Способ может использоваться исключительно для траекторных определений и требует привлечения большого количества высококвалифицированных специалистов для его реализации.

Раскрытие изобретения

Технической задачей изобретения является расширение функциональных возможностей способа траекторных измерений, а также значительное уменьшение трудоемкости его реализации путем совместного использования принципов функционирования полигонных многопозиционных фазометрических систем (типа ВЕГА) и сигналов и технологий ГНСС.

Поставленная задача решается следующим образом.

В способе выполнения траекторных измерений (вариант 1), который заключается в том, что бортовая аппаратура контролируемого объекта принимает запросный ГНСС-подобный сигнал, излученный наземным передатчиком запросного сигнала, преобразует его с учетом задержки и доплеровского смещения принятого запросного сигнала и передает сформированные когерентные ГНСС-подобные сигналы на трех частотах дециметрового диапазона волн на наземные измерительные пункты фазового интерферометра системы, а измерительные пункты фазового интерферометра, принимая эти сигналы, измеряют суммарные расстояния и суммарные доплеровские сдвиги частот на трассах «передатчик запросного сигнала – бортовая аппаратура – измерительные пункты», а также разности расстояний «бортовая аппаратура – измерительные пункты» и скорости их изменения и передают эти данные в центр сбора и обработки информации, где на основе полученной измерительной информации определяются параметры траектории контролируемого объекта (его координаты и составляющие вектора скорости, отнесенные к равнодискретным временным отсчетам заданной шкалы времени), **согласно изобретению**, определение координат измерительных пунктов, необходимых для измерения параметров траектории контролируемого объекта и высокоточная частотно-временная синхронизация шкал времени измерительных пунктов осуществляются по фазовым измерениям сигналов ГНСС, зарегистрированным приемниками сигналов ГНСС, которыми оборудованы измерительные пункты, а зарегистрированные измерительным пунктом данные после окончания сеанса измерений передаются по выделенным радиоканалам в центр сбора и обработки информации, или переносятся на мобильном носителе информации.

Поставленная задача решается также таким образом, что в способе выполнения траекторных измерений (вариант 2), который заключается в том, что бортовая аппаратура контролируемого объекта передает когерентные ГНСС-подобные сигналы на трех частотах дециметрового диапазона волн, а измерительные пункты фазового интерферометра, принимая их, измеряют разности расстояний «бортовая аппаратура – измерительные пункты» и скорости их изменения и передают эти данные в центр сбора и обработки информации, где на основе полученной измерительной информации определяются параметры траектории контролируемого объекта (его координаты и составляющие вектора скорости, отнесенные к равнодис-

ретным временным отсчетам заданной шкалы времени), согласно изобретению, определение координат измерительных пунктов, необходимых для измерения параметров траектории контролируемого объекта, и высокоточная частотно-временная синхронизация шкал времени измерительных пунктов осуществляются по фазовым измерениям сигналов ГНСС, зарегистрированными приемниками сигналов ГНСС, которыми оборудованы измерительные пункты, а зарегистрированные измерительным пунктом данные после окончания сеанса измерений передаются по выделенным радиоканалам в центр сбора и обработки информации, или переносятся на мобильном носителе информации.

Предшествующий уровень техники (устройство)

Известны многопозиционные фазометрические системы Mistram [14] и AZUSA [15] – радиоинтерферометры с дальномерами, состоящие из передающей станции и пяти приемных станций (Mistram) или пяти разнесенных приемных антенн (AZUSA), расположенных на двух линиях, пересекающихся под прямым углом. Известны также другие системы, построенные по такому же принципу [16, 17]. Все эти системы определяют параметры траектории контролируемого объекта путем совместной обработки измеренных с помощью фазового метода разностей расстояний между контролируемым объектом и приемными станциями (или приемными антеннами), а также двух направляющих косинусов относительно баз интерферометра.

Недостатками указанных систем является сложность и связанная с этим большая трудоемкость создания и технического обслуживания системы; стационарность, потребление системой большого количества электроэнергии, наличие сложной системы высокоточной частотно-временной синхронизации.

Ближайшей по технической сущности к предлагаемой многопозиционной фазовой системе траекторных измерений можно считать многопозиционную фазометрическую систему «ВЕГА» [18]. Система «ВЕГА» включает в себя бортовую аппаратуру, передающую станцию, 5 наблюдательных измерительных пунктов (им соответствуют 15 приемных антенн), образующих две взаимно перпендикулярные базы интерферометра, моноимпульсный пеленгатор, центр сбора и обработки информации, 11 юстировочных антенн и систему передачи информации и синхрони-

зации в виде сети кабельных линий связи, соединяющих наземные элементы системы.

Система функционирует следующим образом. Сигнал, излучаемый передающей станцией, принимается на борту контролируемого объекта, сдвигается по частоте и передается обратно на землю. Расстояние до контролируемого объекта определяется путем измерения разности фаз между излучаемым и принятым сигналами. Два направляющих косинуса измеряются путем определения разности фаз сигнала, который приходит к двум парам приемных антенн, образующим базы интерферометра. Совместная обработка измеренных расстояний и направляющих косинусов позволяет определить координаты контролируемого объекта. Путем измерения доплеровского сдвига несущей частоты сигнала, излучаемого наземным передатчиком и передаваемого бортовым приемо-передатчиком, измеряется радиальная скорость контролируемого объекта, а измерения разности доплеровских сдвигов несущей частоты сигнала, который приходит к двум парам приемных антенн, образующим базы интерферометра, позволяет определить скорости изменения направляющих косинусов. В результате совместной обработки этих параметров вычисляется скорость контролируемого объекта.

Эта система имеет следующие недостатки.

1. Система стационарная, разворачивается один раз на заданном полигоне, передислокация системы невозможна.
2. Конфигурация системы (количество и расположение ее составляющих) жестко фиксирована, в связи с чем невозможно оптимизировать конфигурацию системы с целью получения наиболее точного результата траекторных измерений для каждой отдельной траектории.
3. Во время развертывания системы и периодически во время ее эксплуатации требуется проведение комплекса работ по точной геодезической привязке ее составляющих.
4. Каждый измерительный пункт системы представляет собой сложный и дорогостоящий радиотехнический комплекс, составляющие которого размещены в зданиях на территории площадью несколько гектаров.
5. Система потребляет большое количество электроэнергии: для ее работы нужны источники электропитания мощностью десятки кВт.

6. В системе используются направленные антенны и моноимпульсный пеленгатор, что существенно повышает стоимость системы.

7. Дорогостоящая и трудоемкая в создании система передачи сигналов между составляющими системы представляет собой кабельные линии связи, суммарная длина которых – около нескольких сотен километров.

8. В системе используется сложный способ высокоточной частотно-временной синхронизации.

9. В состав системы обязательно входит наземный передатчик, а на борт контролируемого объекта устанавливается бортовой приемо-передатчик сигналов системы, что повышает стоимость системы.

10. Система может использоваться исключительно для траекторных определений и требует привлечения большого количества высококвалифицированных специалистов для ее обслуживания и эксплуатации.

Раскрытие изобретения

Технической задачей изобретения является расширение функциональных возможностей многопозиционной фазовой системы траекторных измерений, а также значительное уменьшение трудоемкости создания и обслуживания системы путем дополнения каждого измерительного пункта системы приемником сигналов ГНСС геодезического класса точности, блоком накопления информации и передающим блоком, использования ненаправленных приемных антенн и совместного использования принципов построения и функционирования полигонных многопозиционных фазометрических систем и сигналов и технологий ГНСС.

Поставленная задача решается следующим образом.

В многопозиционной фазовой системе траекторных измерений (МФСТИ), которая реализует вариант 1 способа выполнения траекторных измерений, в состав которой входят передатчик запросного сигнала, бортовая аппаратура, центр сбора и обработки информации и фазовый интерферометр, состоящий из N ($N = 3...12$) измерительных пунктов, в состав каждого из которых входят приемная антенна и многоканальный приемник сигналов системы, **согласно изобретению**, каждый измерительный пункт системы представляет собой переносной прибор, в состав которого дополнительно входят приемник сигналов ГНСС, блок накопления информации и передающий блок, а приемные антенны являются ненаправленными, при-

чем ГНСС-подобный сигнал, излучаемый передатчиком запросного сигнала, принимаемого бортовой аппаратурой, преобразуется с учетом задержки и доплеровского смещения принятого сигнала в три когерентных ГНСС-подобных сигнала на трех частотах дециметрового диапазона волн, которые передаются на наземные измерительные пункты фазового интерферометра, в каждом из которых эти сигналы от контролируемого объекта одновременно с сигналами ГНСС принимает приемная антенна измерительного пункта, первый выход которой соединен со входом многоканального приемника сигналов системы, а второй выход – со входом приемника сигналов ГНСС, и выходы многоканального приемника сигналов системы и приемника сигналов ГНСС соединены со входами блока накопления информации, выход которого соединен с входом передающего блока, который во время передачи накопленных данных соединяется по выделенным радиоканалам с центром сбора и обработки информации, или соединяется с мобильным носителем информации.

Поставленная задача решается также тем, что в многопозиционной фазовой системе траекторных измерений, которая реализует вариант 2 способа выполнения траекторных измерений, в состав которой входят бортовая аппаратура, центр сбора и обработки информации и фазовый интерферометр, состоящий из N ($N = 4 \dots 12$) измерительных пунктов, в состав каждого из которых входят приемная антенна и многоканальный приемник сигналов системы, **согласно изобретению**, каждый измерительный пункт системы представляет собой переносной прибор, в состав которого дополнительно входят приемник сигналов ГНСС, блок накопления информации и передающий блок, а приемные антенны являются ненаправленными, причем передатчик запросного сигнала объединен с одним из измерительных пунктов – они соединены с общим опорным генератором и имеют общую шкалу времени, а ГНСС- подобный сигнал, излучаемый бортовой аппаратурой, принимается измерительными пунктами фазового интерферометра, в каждом из которых его одновременно с сигналами ГНСС принимает приемная антенна, первый выход которой соединен со входом многоканального приемника сигналов системы, а второй выход – со входом приемника сигналов ГНСС, и выходы многоканального приемника сигналов системы и приемника сигналов ГНСС соединены со входами блока накопления информации, выход которого соединен с входом передающего блока, который во время передачи накопленных данных соединяется по выделенным ра-

диоканалам с центром сбора и обработки информации, или соединяется с мобильным носителем информации.

Краткое описание чертежей

На фиг. 1 изображена общая схема предлагаемой системы.

На фиг. 2 изображена архитектура предлагаемой системы (вариант 1).

На фиг. 3 изображена архитектура предлагаемой системы (вариант 2).

На фиг. 4 изображена схема измерительного пункта, являющегося составляющей частью предлагаемой системы.

Варианты осуществления изобретения

Многопозиционная фазовая система траекторных измерений (вариант 1, см. фиг. 1 и фиг. 2) содержит в себе передатчик запросного сигнала 1, бортовую аппаратуру 2, центр сбора и обработки информации 5 и фазовый интерферометр 3, состоящий из N ($N = 3 \dots 12$) измерительных пунктов 4 (см. фиг. 4), в состав каждого из которых входят приемная антенна 6, многоканальный приемник сигналов системы 7, приемник сигналов ГНСС 8, блок накопления информации 9 и передающий блок 10, а приемные антенны 6 являются ненаправленными, причем передатчик запросного сигнала 1 объединен с одним из измерительных пунктов 4 – они соединены с общим опорным генератором и имеют общую шкалу времени, также соединены с общим опорным генератором и имеют общую шкалу времени многоканальный приемник сигналов системы 7 и приемник сигналов ГНСС 8, входящие в состав каждого измерительного пункта 4, а ГНСС-подобный сигнал, излучаемый передатчиком запросного сигнала 1, принимается бортовой аппаратурой 2, преобразуется с учетом задержки и доплеровского смещения принятого сигнала в три когерентных ГНСС-подобных сигнала на трех частотах дециметрового диапазона волн, которые передаются на наземные измерительные пункты 4 фазового интерферометра 3, в каждом из которых эти сигналы от контролируемого объекта одновременно с сигналами ГНСС принимает приемная антенна 6 измерительного пункта 4, первый выход которой соединен со входом многоканального приемника сигналов системы 7, а второй выход – со входом приемника сигналов ГНСС 8, и выходы многоканального приемника сигналов системы 7 и приемника сигналов ГНСС 8 соединены со входами блока накопления информации 9, выход которого соединен со входом передающего блока 10, который во время передачи накопленных данных

соединяется по выделенным радиоканалам с центром сбора и обработки информации 5 или соединяется с мобильным носителем информации.

Многопозиционная фазовая система траекторных измерений (вариант 2, см. фиг. 2) содержит в себе бортовую аппаратуру 2, центр сбора и обработки информации 5 и фазовый интерферометр 3, состоящий из N ($N = 4 \dots 12$) измерительных пунктов 4 (см. фиг. 4), в состав каждого из которых входят приемная антенна 6, приемник сигналов системы 7, приемник сигналов ГНСС 8, блок накопления информации 9 и передающий блок 10, а приемные антенны 6 являются ненаправленными, причем многоканальный приемник сигналов системы 7 и приемник сигналов ГНСС 8, входящие в состав каждого измерительного пункта 4, соединены с общим опорным генератором и имеют общую шкалу времени, а ГНСС-подобные сигналы, излучаемые бортовой аппаратурой 2, принимаются измерительными пунктами 4 фазового интерферометра 3, в каждом из которых их одновременно с сигналами ГНСС принимает приемная антенна 6, первый выход которой соединен со входом многоканального приемника сигналов системы 7, а второй выход – со входом приемника сигналов ГНСС 8, и выходы многоканального приемника сигналов системы 7 и приемника сигналов ГНСС 8 соединены со входами блока накопления информации 9, выход которого соединен со входом передающего блока 10, который во время передачи накопленных данных соединяется по выделенным радиоканалам с центром сбора и обработки информации 5 или соединяется с мобильным носителем информации.

Многопозиционная фазовая система траекторных измерений работает следующим образом, реализуя способ выполнения траекторных измерений.

Сеанс траекторных измерений, согласно заявленным способам, охватывает период от момента старта до момента окончания полета контролируемого объекта, оснащенного бортовой аппаратурой 2.

В рамках планирования сеанса траекторных измерений выполняются следующие действия:

1. На основе информации о форме конкретной планируемой траектории полета (дальность и максимальная высота полета) контролируемого объекта определяется оптимальная для данной траектории конфигурация системы – минимальное количество измерительных пунктов 4, необходимое для определения параметров

траектории с нужной точностью, и места расположения этих измерительных пунктов 4. Измерительные пункты 4 должны образовывать фазовый интерферометр 3 с примерно перпендикулярными базами и, если есть необходимость, дополнительные, меньшие по размерам измерительные базы для более надежного раскрытия фазовой неоднозначности. Максимальные базы фазового интерферометра 3 между разнесенными измерительными пунктами 4 зависят от формы планируемой траектории полета контролируемого объекта и могут составлять от ~1–50 км (при определении параметров траекторий приземных ВДЛА) до ~100–1000 км (при определении параметров траекторий космических аппаратов в ближнем и дальнем космосе).

Одновременно с этим принимается решение о том, есть ли необходимость использования передатчика запросного сигнала 1, то есть делается выбор между вариантом 1 и вариантом 2 построения системы. Система может быть построена по варианту 2 (без использования передатчика запросного сигнала 1), если размеры базовых линий фазового интерферометра 3 системы сравнимы с расстояниями до контролируемого объекта.

Для определения оптимальной конфигурации системы используется специализированное программное обеспечение априорной оценки точности траекторных измерений.

2. Контролируемый объект, для которого планируется проведение сеанса измерений, оснащается бортовой аппаратурой 2, которая имеет разный состав в зависимости от выбранного варианта построения системы. Если система строится по варианту 1, то в состав бортовой аппаратуры 2 входит приемник, блок обработки запросного сигнала системы, модулятор и передатчик ГНСС-подобных когерентных сигналов на трех частотах (в выбранных полосах дециметрового L-диапазона), излучаемых в направлении наземных приемных пунктов (с учетом задержки и доплеровского смещения на трассе «наземный передатчик – бортовая аппаратура»). Если же выбран вариант 2 построения системы, то бортовая аппаратура 2 содержит формирователь и передатчик ГНСС-подобных когерентных сигналов на трех частотах (в выбранных полосах L-диапазона). Стоимость бортовой аппаратуры по варианту 2 построения системы существенно меньше, чем стоимость бортовой аппаратуры по варианту 1.

Перед проведением сеанса траекторных измерений измерительные пункты 4 и передатчик запросного сигнала 1 (в случае его наличия) устанавливаются в запланированных местах на земной поверхности или на поверхности воды на небольших плавательных средствах (катерах) или на буйах. Элементы системы должны быть расположены в запланированных местах на местности с точностью до нескольких десятков метров. Для накопления ГНСС-измерений в количестве, достаточном для определения координат измерительных пунктов 4 с точностью, необходимой для эффективной работы системы, а также уточнения модели тропосферных задержек, элементы системы нужно разместить на местности и запустить их функционирование не позднее, чем за 1 час до начала полета контролируемого объекта, а выключить и убрать их – не ранее, чем через 1 час после его окончания. Таким образом, общий интервал ГНСС-наблюдений должен начинаться как минимум за час до начала сеанса траекторных измерений и заканчиваться через час после его окончания. Это обеспечит достижение сантиметровой точности определения координат (текущих координат) приемных пунктов системы траекторных измерений.

Сеанс траекторных измерений, согласно заявленному способу, проходит следующим образом.

В случае построения системы по варианту 1 (см. фиг. 1 и фиг. 2) сигналы на трех разнесенных несущих частотах в дециметровом диапазоне волн, излучаемых передатчиком запросного сигнала 1, принимаются бортовой аппаратурой 2 и ретранслируются наземным измерительным пунктам 4 фазового интерферометра 3, которые измеряют суммарные расстояния и доплеровские смещения частот на трассах «передатчик запросного сигнала 1 – бортовая аппаратура 2 – измерительный пункт 4», а также разности расстояний и скорости их изменения.

В случае построения системы по варианту 2 (см. фиг. 3) сигналы на трех разнесенных несущих частотах в дециметровом диапазоне волн, излучаемые бортовой аппаратурой 2 без запроса от наземного передатчика, принимаются измерительными пунктами 4 фазового интерферометра 3, которые измеряют разности расстояний «бортовая аппаратура 2 – измерительный пункт 4» и скорости их изменения.

Темп циклов измерений и выдачи результатов траекторных определений определяется динамикой контролируемого объекта и находится в диапазоне $1 \div 10$ Гц.

Настройка аппаратуры системы предусматривает возможность изменения темпа измерений.

Одновременно с сигналами, излучаемыми бортовой аппаратурой 2 системы, измерительные пункты 4 выполняют и регистрируют измерения параметров сигналов ГНСС (как кодовые, так и фазовые наблюдения) на двух частотах. Эти измерения служат для реализации точного координатно-временного обеспечения системы и уточнения моделей тропосферных задержек.

Зарегистрированные измерения сигналов системы, а также измерения сигналов ГНСС накапливаются в блоках накопления информации 9, входящих в состав измерительных пунктов 4. По окончании сеанса траекторных измерений и прекращении функционирования приемников сигналов ГНСС (не ранее, чем через 1 час после завершения полета контролируемого объекта) данные, накопленные в блоках накопления информации 9, передаются через передающий блок 10 каждого измерительного пункта 4 в центр сбора и обработки информации 5. Передача данных может осуществляться с помощью выделенных радиоканалов, или же данные могут переноситься на мобильном носителе информации персоналом, обслуживающим систему.

В центре сбора и обработки информации 5 на основе накопленных измерительными пунктами 4 измерений сигналов ГНСС, с привлечением дополнительной информации (точных эфемерид спутников ГНСС, при наличии – данных о среде распространения сигналов, измерительной информации ближайших перманентных референционных станций ГНСС и т.п.), выполняется высокоточная координатная привязка фазовых центров приемных антенн 6 и прецизионная синхронизация шкал времени измерительных пунктов 4. В случае, когда измерительные пункты 4 расположены на земной поверхности, координаты фазовых центров приемных антенн 6 определяются с геодезической точностью. В случае, когда измерительные пункты 4 подвижны – расположены на плавательных средствах или на буйках на поверхности воды, координаты фазовых центров приемных антенн 6 оцениваются совместно с параметрами движения контролируемого объекта с точностью, которую позволяет получить режим ГНСС-позиционирования RTK (Real Time Kinematic).

Если измерительные пункты 4 установлены стационарно и их координаты точно определены заранее, то определение их координат для каждого сеанса траекторных измерений можно не выполнять, а использовать известные координаты.

На основе накопленных измерений сигналов системы и полученной информации о координатах фазовых центров приемных антенн 6 и расхождений шкал времени измерительных пунктов 4 определяются параметры траектории контролируемого объекта (его координаты и составляющие вектора скорости, отнесенные к равнодискретным временным отсчетам заданной шкалы времени).

Система предназначена для выполнения траекторных определений параметров движения нескольких объектов одновременно. В системе применяется кодовое разделение сигналов, принятых от различных контролируемых объектов, что позволяет осуществлять различение (идентификацию) и отдельную оценку параметров сигналов и экономить частотные ресурсы.

Периодически (не менее 2–4-х раз в год) осуществляется калибровка и метрологическая аттестация (апостериорная оценка точности наблюдений и траекторных определений системы). Апостериорная оценка точности системы выполняется путем сравнения текущих параметров траектории контролируемого объекта (в данном случае, беспилотного летательного аппарата, например, квадрокоптера), полученных системой, и эталонных параметров траектории контролируемого объекта, точность которых в несколько раз выше точности системы. В качестве эталона траекторных определений принимается реализованный и апробированный ведущими мировыми производителями дифференциальный режим кинематических координатных определений по фазовым ГНСС-наблюдениям серийно производимого приемника сигналов ГНСС геодезического класса, который обеспечивает позиционирование с сантиметровой точностью.

При создании и вводе в эксплуатацию системы, а также периодически во время ее эксплуатации (не менее 2–4-х раз в год) осуществляется калибровка аппаратуры системы. В ходе калибровки определяются или уточняются инструментальные задержки в измерительных трактах аппаратуры системы, то есть систематические погрешности наблюдений (сменные константы – кодовые и фазовые задержки сигналов ГНСС и сигналов контролируемых объектов, смещения фазовых центров антенн и т.д.), которые используются в сеансе определений параметров

движения. При проведении калибровки аппаратуры системы используются такие же эталонные траекторные определения, как и при проведении апостериорной оценки точности системы.

В связи с тем, что в состав измерительных пунктов системы входят приемники сигналов ГНСС 8 геодезического класса точности, измерительные пункты 4 (в случае их расположения на земной поверхности и определения их координат с геодезической точностью), они могут использоваться как сеть базовых станций ГНСС и обеспечивать широкий круг потребителей дифференциальными коррекциями для измерений сигналов ГНСС.

Таким образом, способ выполнения траекторных измерений и многопозиционная фазовая система траекторных измерений основаны на сочетании принципов построения и функционирования многопозиционных фазометрических систем и современных ГНСС-технологий точного позиционирования, благодаря чему, как показали исследования, они позволяют достичь более высокой по сравнению с аналогами точности определений параметров траекторий летательных и космических аппаратов на любых высотах в диапазоне до 36 тыс. км при минимальной трудоемкости разработки системы, ее реализации и эксплуатации.

Результаты априорной оценки точности (АОТ) определения параметров движения космических аппаратов и других высокодинамичных объектов с помощью многопозиционной фазовой системы траекторных измерений приведены ниже.

С использованием разработанных модели погрешностей наблюдений МФСТИ были получены оценки ожидаемой точности определения параметров движения (координат и составляющих вектора скорости) космических аппаратов (КА) и других высокодинамичных летательных аппаратов (ВДЛА) для различных вариантов построения и функционирования системы.

Модель погрешностей наблюдений учитывала вклады следующих источников погрешностей измерений (петлевых дальностей, кодовых и фазовых разностей дальностей, а также их скоростей изменений):

- шумов и погрешностей из-за многолучевого распространения сигналов;
- остаточных (после коррекций) погрешностей тропосферных и ионосферных задержек сигналов;

- остаточных погрешностей оценивания расхождений шкал времени разнесенных в пространстве приемных пунктов системы;
- погрешностей калибровки инструментальных задержек сигналов в наземной и бортовой аппаратуре системы;
- погрешностей координатной привязки средних фазовых центров наземных приемных антенн; погрешностей фазовых вариаций наземных приемных антенн и бортовой антенны;
- погрешностей, обусловленных геодинамическими эффектами, вращением Земли, релятивистскими и геогравитационными эффектами, wind-up-эффектами и др.;
- методических погрешностей.

Априорная оценка точности определения параметров движения КА была проведена для низких, средних и высоких орбит. При этом использовались различные конфигурации МФСТИ с максимальными базовыми расстояниями до ~ 800 км.

Ниже представлены итоговые обобщенные результаты АОТ траекторных определений КА и приземных высокодинамичных ЛА.

Оценочные значения среднеквадратических погрешностей (СКП) определения параметров движения КА находятся в пределах:

- от нескольких сантиметров до $\sim 20 \div 30$ см по координатам и от нескольких миллиметров в секунду до $\sim 2 \div 3$ см/с по составляющим вектора скорости – для низкоорбитальных КА на высотах до ~ 1000 км;
- от $\sim 0,25 \div 0,6$ м (в плане) до $\sim 0,4 \div 1,2$ м (по высоте) по координатам и от $\sim 2 \div 4$ см/с (в плане) до $\sim 3,6 \div 18$ см/с (по высоте) по составляющим вектора скорости – для среднеорбитальных и геостационарных/геосинхронных КА (на высотах $\sim 9 \div 36$ тыс. км).

Оценочные значения СКП определения параметров движения приземных (до высот $\sim 150 \div 200$ км) высокодинамичных ЛА находятся в пределах $\sim 0,05 \div 0,40$ м по координатам и $\sim 0,5 \div 1,6$ см/с по составляющим вектора скорости.

Было выполнено также моделирование работы МФСТИ с использованием реальных суточных наблюдений за 10 января 2013 г. измерительных пунктов системы, совмещенных с перманентными GPS-станциями Украины (GPS – Global Position System). В качестве измерительных пунктов были выбраны GPS-станции

GLSV, KHAR, KTVL, DNRS, IZUM, MIKL, NIZH, POLV, SHAB, UMAN и ZPRS. Максимальные базовые линии при этом составляли ~800 км. Один из спутников рабочего созвездия GPS был выбран в качестве контролируемого объекта (КО) с неизвестными параметрами движения, его координаты и составляющие вектора скорости оценивались по наблюдениям МФСТИ.

Апостериорная оценка точности показала возможность достижения следующей точности траекторных определений КА (спутников GPS в качестве контролируемых объектов):

– для первого (дальномерно-интерферометрического, запросного) варианта реализации МФСТИ значения СКП определения координат КО (точечные оценки с темпом 1 Гц) находились в пределах от ~0,16 м (плановые координаты) до ~0,45 м (высота); значения СКП составляющих вектора скорости КО (оценка точности этих параметров была выполнена только для первого варианта МФСТИ) находились в пределах ~0,7–1,0 см/с;

– для второго (интерферометрического, беззапросного) варианта реализации МФСТИ значения СКП определения координат КО находились в пределах от ~21 м (плановые координаты) до ~25–50 м (высота).

При этом в ходе экспериментов были определены расхождения шкал времени разнесенных измерительных пунктов МФСТИ с точностью (СКП) ~0,01 нс, а СКП определения разностей расстояний на всех измерительных базах интерферометра МФСТИ составляли ~0,7–1,0 см. Это позволило успешно разрешить фазовые неоднозначности на всех измерительных базах и оценить текущие координаты КА с указанной выше точностью.

Сравнительный анализ результатов априорной и апостериорной оценки точности МФСТИ в рамках данного эксперимента показал, что эти результаты достаточно близки, что также подтвердило правильность концепции построения и функционирования МФСТИ, её работоспособность.

Предложенные способ и варианты реализации МФСТИ, как показали исследования, позволят достичь более высокой по сравнению с аналогами точности определения параметров траекторий летательных и космических аппаратов на любых высотах в диапазоне до 36 тыс. км при минимальной стоимости разработки системы, ее реализации и эксплуатации.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ:

1. Шебшаевич В.С., П.П. Дмитриев и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы – М.: Радио и связь, 1993. – 408 с.
2. Способ определения координат местоположения, составляющих вектора скорости, дальности и траекторных измерений навигирующимся объектом по навигационным радиосигналам космических аппаратов спутниковых радионавигационных систем. – Патент Российской Федерации на изобретение № RU 2 152 048 С1, опубликован 27.06.2000.
3. Современные зарубежные (США, ЕС) ГНСС-приемники (Monarch-M (General Dynamics), Sentinel M-Code Receiver (General Dynamics), LION Navigator 1000 Series (Airbus Defence & Space)) для траекторных определений (текущих координат и составляющих вектора скорости космических аппаратов) на низких (LEO), средних (MEO) и высоких (GEO) орбитах (выборка наилучших моделей 2014-2017 гг.) [Электронный ресурс] // Режим доступа: <https://gdmissionsystems.com/space/space-electronics/gps-receivers> , <https://gdmissionsystems.com/space/space-electronics/gps-receivers/m-code-receiver>, <https://gdmissionsystems.com/space/space-electronics/gps-receivers/sentinel>, <https://spaceequipment.airbusdefenceandspace.com/avionics/gnss-receivers/lion-gnss-navigator/>
4. Ревнивых С.Г. ГЛОНАСС для космических применений // «Вестник ГЛОНАСС». - №3(19) - 2014. [Электронный ресурс] // Режим доступа: <http://vestnik-glonass.ru/stati/glonass-dlya-kosmicheskikh-primeneniya/>; Ashurkov V., Volkov A., Testoyedov N., Tyulin A., SERGEY Seredin S., Karutin S., Mitrikas V., Skakun I., Tiuliakov A., Fedorov D. On Board Resurs-P LEO Satellite GLONASS for Precise Navigation in Space // Inside GNSS, September/October 2015, P. 54-59.
5. Aircraft navigation using the Global Positioning System, inertial reference system and distance measurements. – US Patent, Pub. No.: US 2010/01066416 A1, Pub. Date: Apr. 29, 2010.
6. Способ инерциально-спутниковой навигации летательных аппаратов. – Патент Российской Федерации на изобретение № RU 536 768 С1, опубликован 27.12.2014, бюл. № 36.

7. Комплексный способ навигации летательных аппаратов. – Патент Российской Федерации на изобретение № RU 2 558 699 C1, опубликован 10.08.2015, бюл. № 22.

8. Thompson, T., «Performance of the STARACK/Global Positioning System Trident I Missile Tracking System» in Proc. IEEE Position Location and Navigation Symp., Atlantic City, NJ, pp.445-449 (1980).

9. Thompson, T., «STARACK-Review and Update», Johns Hopkins APL Technical Digest, 4(2), 118-126 (1983).

10. Thompson T., Levy L.J., Westerfield E.E. The SATRACK System: Development and Applications // Johns Hopkins APL TECHNICAL DIGEST, Volume 19, Number 4 (1998), pp.436-447.

11. Barnes J., Rizos C., Wang J., Nunan T., Reid C. (2002). The development of a GPS/Pseudolite positioning system for vehicle tracking at BHP Steel, Port Kembla Steelworks. 15 th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation ION GPS 2002, Portland, Oregon, 24-27 September, 1779-1789.

12. Barnes J., Rizos C., Wang J., Small D., Voigt G., Gambale N. (2003). Locata: A new positioning technology for high precision indoor and outdoor positioning. 16th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Portland, Oregon, 9-12 September.

13. Craig Desiree L. LOCATA Corporation. USAF's New Reference System. Truth on the Range // Inside GNSS, № 3, May/June 2012, pp. 37-48.

14. R.A. Hertz and T.H. Jones. Mistram and rendezvous. Astronautics, vol. 7, July 1962, 47-50.

15. AZUSA. A Precision, Operational, Automatic Tracking System [Электронный ресурс] // Режим доступа: <http://maps.thefullwiki.org/AZUSA> ,
<http://www.chemeurope.com/en/encyclopedia/AZUSA.html> ,
<https://en.wiki2.org/wiki/AZUSA>.

16. Способ одновременного определения шести параметров движения космического аппарата при проведении траекторных измерений и система для его реализации. – Патент Российской Федерации на изобретение № RU 2 525 343 C1, опубликован 10.08.2014, бюл. № 22.

17. Способ одновременного определения шести параметров движения при проведении траекторных измерений одной станцией слежения и система для его реализации. – Патент Российской Федерации на изобретение № RU 2 555 247 С1, опубликован 10.07.2015, бюл. № 19.

18. Литус Ю.П., Малафеев Е.Е., Михайлов Ю.В. Высокоточная многопараметрическая система внешнетраекторных измерений параметров движения летательных аппаратов «ВЕГА» // Прикладная радиоэлектроника. – 2006. Том 5. № 4.– С. 448-453.

Формула

1. Способ выполнения траекторных измерений (вариант 1), который заключается в том, что бортовая аппаратура контролируемого объекта принимает запросный ГНСС-подобный сигнал, излученный наземным передатчиком запросного сигнала, преобразует его с учетом задержки и доплеровского смещения принятого запросного сигнала и передает сформированные когерентные ГНСС-подобные сигналы на трех частотах дециметрового диапазона волн на наземные измерительные пункты фазового интерферометра системы, а измерительные пункты фазового интерферометра, принимая эти сигналы, измеряют суммарные расстояния и суммарные доплеровские сдвиги частот на трассах «передатчик запросного сигнала – бортовая аппаратура – измерительные пункты», а также разности расстояний «бортовая аппаратура – измерительные пункты» и скорости их изменения и передают эти данные в центр сбора и обработки информации, где на основе полученной измерительной информации определяются параметры траектории контролируемого объекта (его координаты и составляющие вектора скорости, отнесенные к равнодискретным временным отсчетам заданной шкалы времени), **отличающийся тем**, что определение координат измерительных пунктов, необходимых для измерения параметров траектории контролируемого объекта и высокоточная частотно-временная синхронизация шкал времени измерительных пунктов осуществляются по фазовым измерениям сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), зарегистрированным приемниками сигналов ГНСС, которыми оборудованы измерительные пункты, а зарегистрированные измерительным пунктом данные после окончания сеанса измерений передаются по выделенным радиоканалам в центр сбора и обработки информации, или переносятся на мобильном носителе информации.

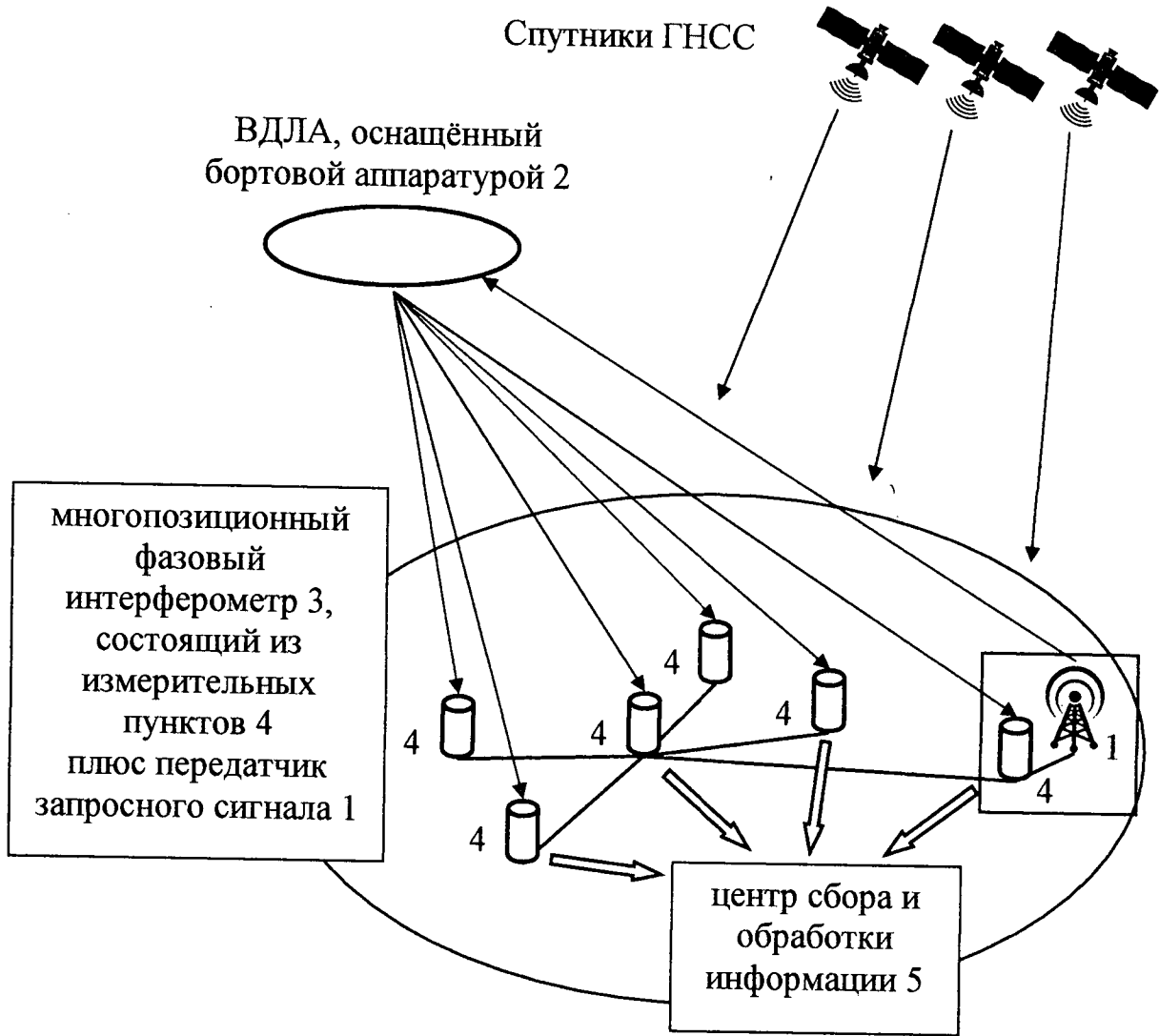
2. Способ выполнения траекторных измерений (вариант 2), который заключается в том, что бортовая аппаратура контролируемого объекта передает когерентные ГНСС-подобные сигналы на трех частотах дециметрового диапазона волн, а измерительные пункты фазового интерферометра, принимая их, измеряют разности расстояний «бортовая аппаратура – измерительные пункты» и скорости их изменения и передают эти данные в центр сбора и обработки информации, где на основе полученной измерительной информации определяются параметры

траектории контролируемого объекта (его координаты и составляющие вектора скорости, отнесенные к равнодискретным временным отсчетам заданной шкалы времени), **отличающийся тем**, что определение координат измерительных пунктов, необходимых для измерения параметров траектории контролируемого объекта и высокоточная частотно-временная синхронизация шкал времени измерительных пунктов осуществляются по фазовым измерениям сигналов ГНСС, зарегистрированным приемниками сигналов ГНСС, которыми оборудованы измерительные пункты, а зарегистрированные измерительным пунктом данные после окончания сеанса измерений передаются по выделенным радиоканалам в центр сбора и обработки информации, или переносятся на мобильном носителе информации.

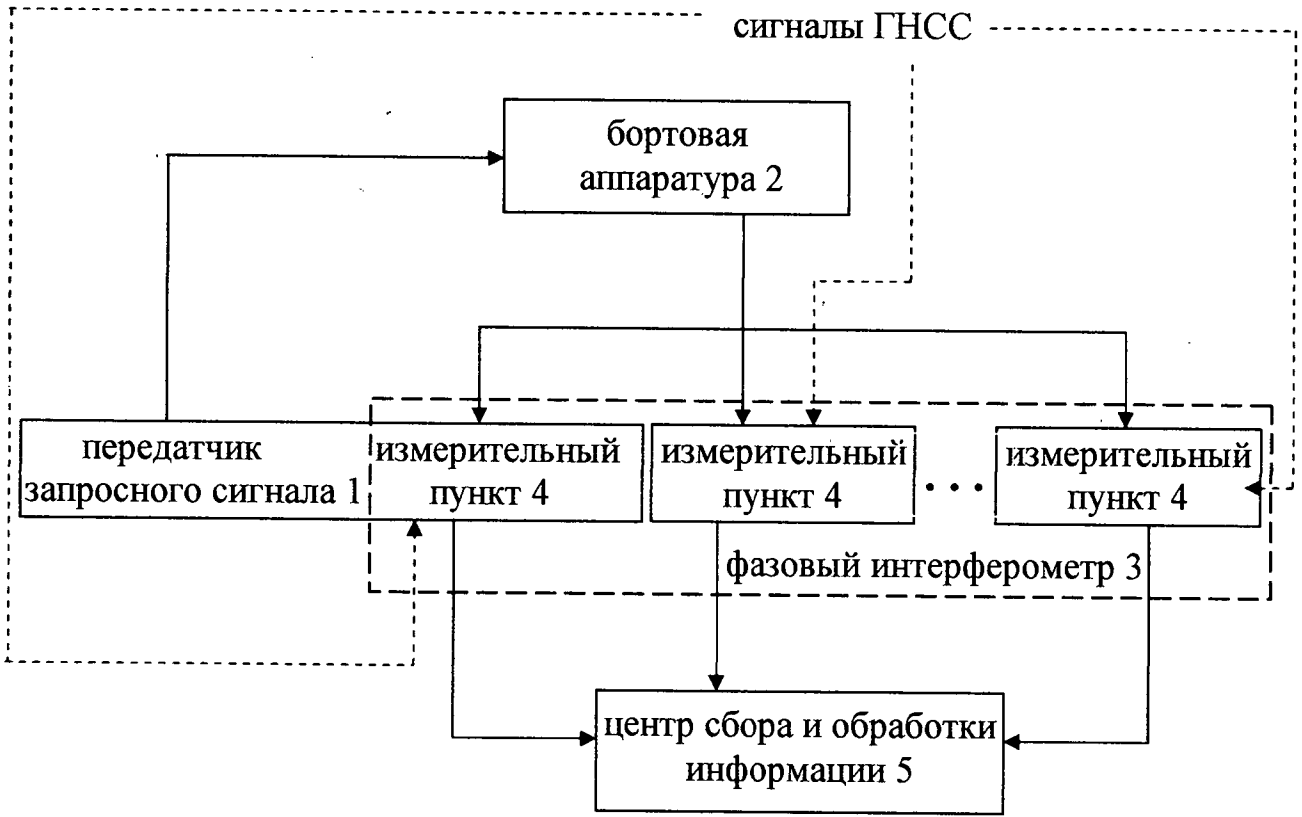
3. Многопозиционная фазовая система траекторных измерений (вариант 1), в состав которой входит передатчик запросного сигнала, бортовая аппаратура, центр сбора и обработки информации и фазовый интерферометр, состоящий из N ($N = 3...12$) измерительных пунктов, в состав каждого из которых входят приемная антенна и многоканальный приемник сигналов системы, **отличающаяся тем**, что каждый измерительный пункт системы представляет собой переносной прибор, в состав которого дополнительно входят приемник сигналов ГНСС, блок накопления информации и передающий блок, а приемные антенны являются ненаправленными, причем передатчик запросного сигнала объединен с одним из измерительных пунктов – они соединены с общим опорным генератором и имеют общую шкалу времени, также соединены с общим опорным генератором и имеют общую шкалу времени многоканальный приемник сигналов системы и приемник сигналов ГНСС, входящие в состав каждого измерительного пункта, а ГНСС-подобный сигнал, излучаемый передатчиком запросного сигнала, принимается бортовой аппаратурой, преобразуется с учетом задержки и доплеровского смещения принятого сигнала в три когерентных ГНСС-подобных сигнала на трех частотах дециметрового диапазона волн, которые передаются на наземные измерительные пункты фазового интерферометра, в каждом из которых эти сигналы от контролируемого объекта одновременно с сигналами ГНСС принимает приемная антенна измерительного пункта, первый выход которой соединен со входом многоканального приемника сигналов системы, а второй выход – со входом

приемника сигналов ГНСС, и выходы многоканального приемника сигналов системы и приемника сигналов ГНСС соединены со входами блока накопления информации, выход которого соединен со входом передающего блока, который во время передачи накопленных данных соединяется по выделенным радиоканалам с центром сбора и обработки информации или соединяется с мобильным носителем информации.

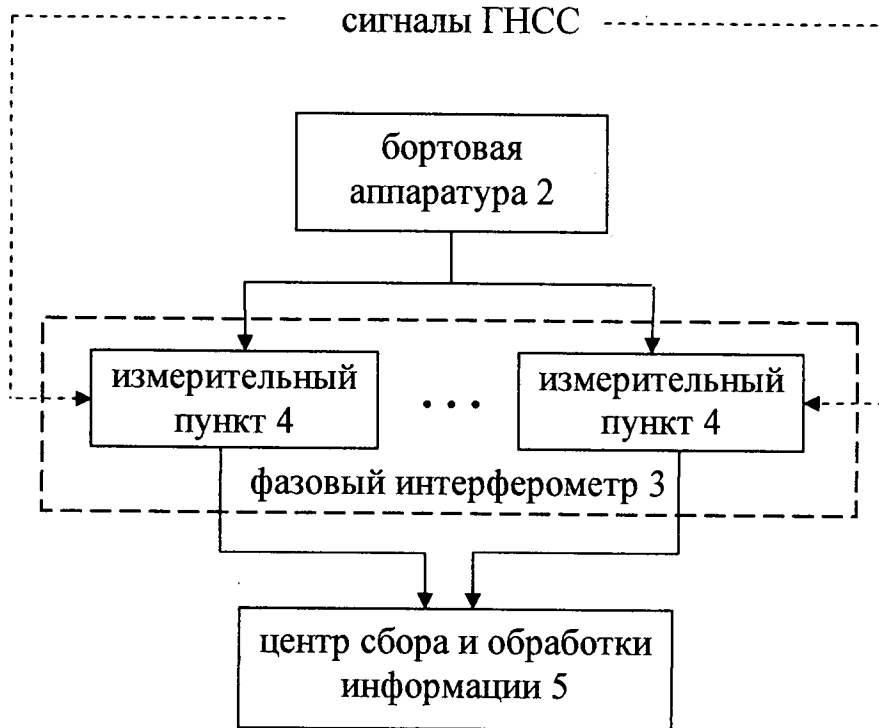
4. Многопозиционная фазовая система траекторных измерений (вариант 2), в состав которой входит бортовая аппаратура, центр сбора и обработки информации и фазовый интерферометр, состоящий из N ($N = 4 \dots 12$) измерительных пунктов, в состав каждого из которых входят приемная антенна и многоканальный приемник сигналов системы, отличающаяся тем, что каждый измерительный пункт системы представляет собой переносной прибор, в состав которого дополнительно входят приемник сигналов ГНСС, блок накопления информации и передающий блок, а приемные антенны являются ненаправленными, причем многоканальный приемник сигналов системы и приемник сигналов ГНСС, входящие в состав каждого измерительного пункта, соединены с общим опорным генератором и имеют общую шкалу времени, а ГНСС-подобные сигналы, излучаемые бортовой аппаратурой, принимаются измерительными пунктами фазового интерферометра, в каждом из которых их одновременно с сигналами ГНСС принимает приемная антенна, первый выход которой соединен со входом многоканального приемника сигналов системы, а второй выход – со входом приемника сигналов ГНСС, и выходы многоканального приемника сигналов системы и приемника сигналов ГНСС соединены со входами блока накопления информации, выход которого соединен со входом передающего блока, который во время передачи накопленных данных соединяется по выделенным радиоканалам с центром сбора и обработки информации или соединяется с мобильным носителем информации.



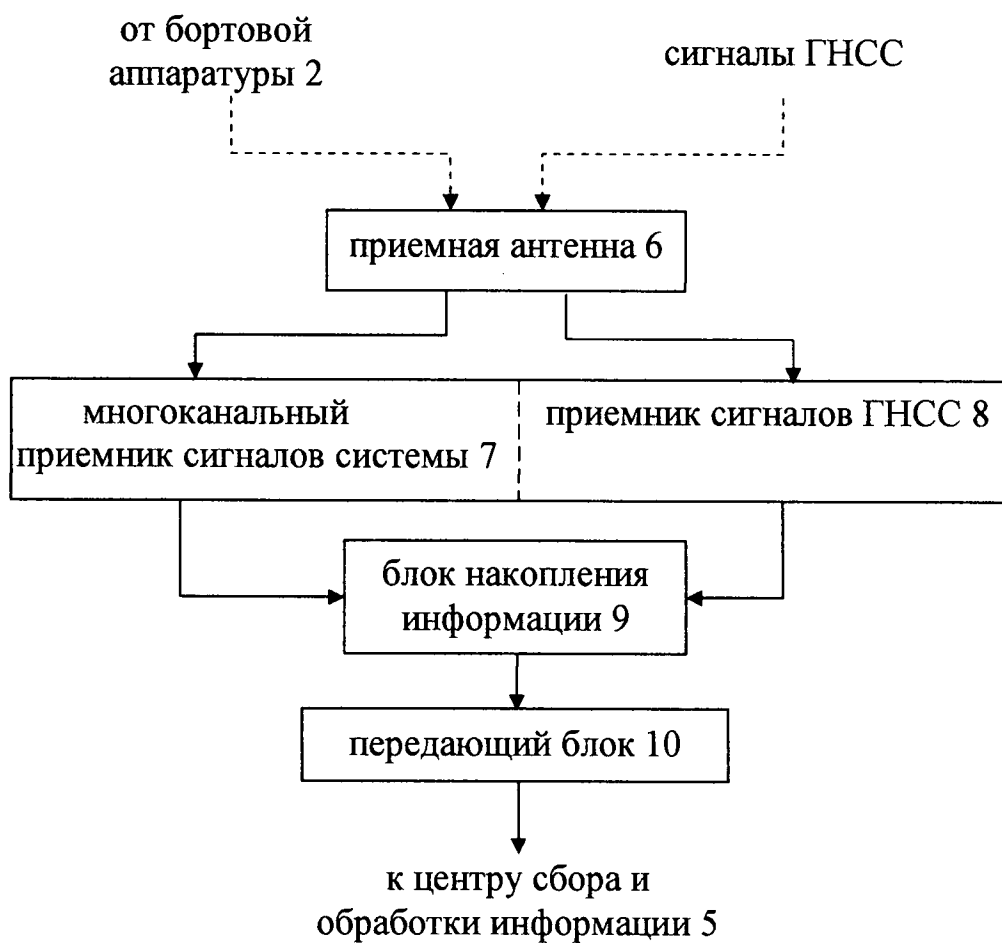
Фиг. 1



Фиг.2



Фиг.3



Фиг.4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/UA 2019/000148

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER G01S 19/01; G01S 19/04; G01S 19/42; G01S 19/54 According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) IPC: G01S 19/01; G01S 19/04; G01S 19/42; G01S 19/54; G01S 5/14; G01C 21/28; H04B 7/185; H04B 7/204 CPC: G01S 19/04; G01S 19/44		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)		
Espacenet		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	<p>Razrabotka vysokotochnoi sistemy opredeleniya traektoriy kosmicheskikh apparatov i drugikh vysokodinamichnykh obektov. / A.A. Zhalilo, A.I. Dokhov, E.V. Katiushina, E.M. Vasileva, A.I. Yakovchenko, O.A. Lukyanova / Prikladnaya radioelektronika: nauchno-tehnicheskyy zhurnal. - 2017. - Tom 16, N° 3, 4. - P. 112-116.</p> <p>(Development of a high-precision system for determining trajectories of spacecraft and other high-dynamic objects / Zhalilo A.A., Dokhov A. I., Katiushina E.V., Vasileva E.M., Yakovchenko A. I., Lukyanova O.A. / Applied Radio Electronics: Sci. Journ. - 2017. - Vol. 16, No. 3, 4. - pp. 112-116).</p>	1-4
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> See patent family annex.		
* Special categories of cited documents: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 04 March 2020 (04.03.2020)		Date of mailing of the international search report 18 March 2020 (18.03.2020)
Name and mailing address of the ISA/ UA		Authorized officer
Facsimile No.		Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/UA 2019/000148

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	Vysokotochnaya mnogoparametricheskaya sistema vneshnetraektoynykh izmereny parametrov dvizheniya letatelnykh apparatov «VEGA» JU.P. Litus, E.E. Malafeev, JU.V. Mikhailov / Prikladnaya radioelektronika. - 2006. - Tom 5. - N° 4. - P. 448-453.	1-4
Y	Kompleks apparatno-programmnykh sredstv vneshnetraektoynykh izmereny na osnove ispolzovaniya retranslirovannykh signalov navigatsionnykh sputnikov / I.B. Vlasov, A.I. Gavrilov A.A. Kushnir, V.P. Mikhailitsky, YA.V. Mykolnikov, A.V. Peltin / Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii. -2012. - N° 8(8). - P. 82-89.	1-4
Y	US 2018023958 A1 (PANASONIC IP MAN CO LTD [JP]) 25 January 2018 (2018-01-25) (the entire document)	1-4
Y	US 2014085139 A1 (TRIMBLE NAVIGATION LTD [US]) 27 March 2014 (2014-03-27) (the entire document)	1-4
A	US 5359332 A (TRIMBLE NAVIGATION LTD [US]) 25 October 1994 (1994-10-25) (the entire document)	1-4
A	US 5252982 A (LEICA HEERBRUGG A.G. [CH]) 12 October 1993 (1993-10-12) (the entire document)	1-4
X, P	Razrabotka obschikh trebovany k mnogopozitsionnoi fazometricheskoi sisteme traektornykh izmerenii / V.A. Lyashenko, JU.N. Dobryshkin V.N. Zozulya, K.K. Kulagin / Sistemi ozbroennya i visskova tekhnika. 2019. - N° 4(60). - P. 86-93. (Development of general requirements for multi-position phasometric trajectory measurement system / V. Lyashenko, Yu. Dobryshkin, V. Zozulya, K. Kulagin / Systems of Arms and Military Equipment. - 2019. - No. 4(60), pp. 86-93).	3-4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.


PCT/UA 2019/000148

US 2018023958 A1	2018-01-25	US 10260888 B2	2019-04-16
		JP WO2016147569 A1	2018-01-18
		WO 2016147569 A1	2016-09-22
US 2014085139 A1	2014-03-27	US 9671501 B2	2017-06-06
US 5359332 A	1994-10-25	NONE	
US 5252982 A	1993-10-12	DE 4026740 A1	1992-02-27
		EP 0497946 A1	1992-08-12
		EP 0497946 B1	1996-07-10
		JP H05503360 A	1993-06-03
		WO 9203747 A1	1992-03-05

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Номер международной заявки

PCT/UA2019/000148

<p>A. КЛАССИФИКАЦИЯ ОБЪЕКТА ИЗОБРЕТЕНИЯ G01S 19/01; G01S 19/04; G01S 19/42; G01S 19/54</p> <p>В соответствии с Международной патентной классификацией (МПК) или национальной классификацией и МПК</p>								
<p>B. ОБЛАСТЬ ПОИСКА</p> <p>Минимум поисковой документации (система классификации и классификационные индексы) IPC: G01S 19/01; G01S 19/04; G01S 19/42; G01S 19/54; G01S 5/14; G01C 21/28; H04B 7/185; H04B 7/204 CPC: G01S 19/04; G01S 19/44</p> <p>Документация, по которой проводился поиск, иная, чем минимум документации, в случае, если она входит в область поиска</p> <p>Электронная база данных, принятая во внимание при проведении международного поиска (наименование базы данных и, если применимо, использованные ключевые слова) Espacenet</p>								
<p>C. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Категория*</th> <th>Ссылка на документ с указанием, если необходимо, релевантных отрывков</th> <th>Номер релевантного пункта формулы</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Y</td> <td>Разработка высокоточной системы определения траекторий космических аппаратов и других высокодинамичных объектов. / А.А. Жалило, А.И. Дохов, Е.В. Катюшина, Е.М. Васильева, А.И. Яковченко, О.А. Лукьянова / Прикладная радиоэлектроника: научно-технический журнал. – 2017. – Том 16, № 3, 4. – С. 112–116. (Development of a high-precision system for determining trajectories of spacecraft and other high-dynamic objects / Zhalilo A.A., Dokhov A.I., Katiushina E.V., Vasileva E.M., Yakovchenko A.I., Lukyanova O.A. / Applied Radio Electronics: Sci. Journ. – 2017. – Vol. 16, No. 3, 4. – pp. 112–116).</td> <td>1-4</td> </tr> </tbody> </table>			Категория*	Ссылка на документ с указанием, если необходимо, релевантных отрывков	Номер релевантного пункта формулы	Y	Разработка высокоточной системы определения траекторий космических аппаратов и других высокодинамичных объектов. / А.А. Жалило, А.И. Дохов, Е.В. Катюшина, Е.М. Васильева, А.И. Яковченко, О.А. Лукьянова / Прикладная радиоэлектроника: научно-технический журнал. – 2017. – Том 16, № 3, 4. – С. 112–116. (Development of a high-precision system for determining trajectories of spacecraft and other high-dynamic objects / Zhalilo A.A., Dokhov A.I., Katiushina E.V., Vasileva E.M., Yakovchenko A.I., Lukyanova O.A. / Applied Radio Electronics: Sci. Journ. – 2017. – Vol. 16, No. 3, 4. – pp. 112–116).	1-4
Категория*	Ссылка на документ с указанием, если необходимо, релевантных отрывков	Номер релевантного пункта формулы						
Y	Разработка высокоточной системы определения траекторий космических аппаратов и других высокодинамичных объектов. / А.А. Жалило, А.И. Дохов, Е.В. Катюшина, Е.М. Васильева, А.И. Яковченко, О.А. Лукьянова / Прикладная радиоэлектроника: научно-технический журнал. – 2017. – Том 16, № 3, 4. – С. 112–116. (Development of a high-precision system for determining trajectories of spacecraft and other high-dynamic objects / Zhalilo A.A., Dokhov A.I., Katiushina E.V., Vasileva E.M., Yakovchenko A.I., Lukyanova O.A. / Applied Radio Electronics: Sci. Journ. – 2017. – Vol. 16, No. 3, 4. – pp. 112–116).	1-4						
<p><input checked="" type="checkbox"/> Другие документы перечислены в продолжении графы C. <input checked="" type="checkbox"/> См. приложение, касающееся патентного семейства.</p> <table border="0"> <tr> <td style="vertical-align: top;"> <p>* Особые категории цитируемых документов:</p> <p>“А” документ, определяющий общий уровень техники и не рассматриваемый в качестве особо релевантного</p> <p>“D” документ, процитированный заявителем в международной заявке</p> <p>“E” более ранняя заявка или патент, но опубликованная на дату международной подачи или позднее</p> <p>“L” документ, который может вызвать сомнения касательно заявленного приоритета или цитируемый с целью установления даты публикации другого цитируемого документа, или по другой особой причине (как указано)</p> <p>“O” документ со ссылкой на устное раскрытие, использование, выставку или другие факты</p> <p>“P” документ, опубликованный до даты международной подачи, но позднее даты заявленного приоритета</p> </td> <td style="vertical-align: top;"> <p>“T” более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или даты приоритета и не противоречащий заявке, но цитируемый для понимания принципов или теории, лежащих в основе изобретения</p> <p>“X” документ особой релевантности; заявленное изобретение не может считаться новым или обладающим изобретательским уровнем, если документ взят отдельно</p> <p>“Y” документ особой релевантности; заявленное изобретение не может считаться обладающим изобретательским уровнем в сочетании с одним или более документами, когда такое сочетание очевидно для специалиста в данной области техники</p> <p>“&” документ, являющийся членом того же патентного семейства</p> </td> </tr> </table>			<p>* Особые категории цитируемых документов:</p> <p>“А” документ, определяющий общий уровень техники и не рассматриваемый в качестве особо релевантного</p> <p>“D” документ, процитированный заявителем в международной заявке</p> <p>“E” более ранняя заявка или патент, но опубликованная на дату международной подачи или позднее</p> <p>“L” документ, который может вызвать сомнения касательно заявленного приоритета или цитируемый с целью установления даты публикации другого цитируемого документа, или по другой особой причине (как указано)</p> <p>“O” документ со ссылкой на устное раскрытие, использование, выставку или другие факты</p> <p>“P” документ, опубликованный до даты международной подачи, но позднее даты заявленного приоритета</p>	<p>“T” более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или даты приоритета и не противоречащий заявке, но цитируемый для понимания принципов или теории, лежащих в основе изобретения</p> <p>“X” документ особой релевантности; заявленное изобретение не может считаться новым или обладающим изобретательским уровнем, если документ взят отдельно</p> <p>“Y” документ особой релевантности; заявленное изобретение не может считаться обладающим изобретательским уровнем в сочетании с одним или более документами, когда такое сочетание очевидно для специалиста в данной области техники</p> <p>“&” документ, являющийся членом того же патентного семейства</p>				
<p>* Особые категории цитируемых документов:</p> <p>“А” документ, определяющий общий уровень техники и не рассматриваемый в качестве особо релевантного</p> <p>“D” документ, процитированный заявителем в международной заявке</p> <p>“E” более ранняя заявка или патент, но опубликованная на дату международной подачи или позднее</p> <p>“L” документ, который может вызвать сомнения касательно заявленного приоритета или цитируемый с целью установления даты публикации другого цитируемого документа, или по другой особой причине (как указано)</p> <p>“O” документ со ссылкой на устное раскрытие, использование, выставку или другие факты</p> <p>“P” документ, опубликованный до даты международной подачи, но позднее даты заявленного приоритета</p>	<p>“T” более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или даты приоритета и не противоречащий заявке, но цитируемый для понимания принципов или теории, лежащих в основе изобретения</p> <p>“X” документ особой релевантности; заявленное изобретение не может считаться новым или обладающим изобретательским уровнем, если документ взят отдельно</p> <p>“Y” документ особой релевантности; заявленное изобретение не может считаться обладающим изобретательским уровнем в сочетании с одним или более документами, когда такое сочетание очевидно для специалиста в данной области техники</p> <p>“&” документ, являющийся членом того же патентного семейства</p>							
<p>Дата фактического завершения международного поиска 04 марта 2020 г. (04.03.2020)</p>		<p>Дата отправки отчета о международном поиске 18 марта 2020 г. (18.03.2020)</p>						
<p>Наименование и адрес МПО/UA Государственное предприятие «Украинский институт интеллектуальной собственности» ул. Глазунова, 1, г. Киев-42, 01601, Украина Факс: +380 (44) 494-05-06</p>		<p>Уполномоченное лицо  И. ВЫХОВАНЕЦ Телефон: +380 (44) 494-05-72</p>						

С (продолжение). ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ		
Категория*	Ссылка на документ с указанием, если необходимо, релевантных отрывков	Номер релевантного пункта формулы
У	Высокоточная многопараметрическая система внешнетраекторных измерений параметров движения летательных аппаратов «ВЕГА» / Ю.П. Литус, Е.Е. Малафеев, Ю.В. Михайлов / Прикладная радиоэлектроника. – 2006. – Том 5. – № 4. – С. 448–453.	1-4
У	Комплекс аппаратно-программных средств внешнетраекторных измерений на основе использования ретранслированных сигналов навигационных спутников / И.Б. Власов, А.И. Гаврилов, А.А. Кушнир, В.П. Михайлицкий, Я.В. Мыкольников, А.В. Пельтин / Инженерный журнал: наука и инновации. – 2012. – № 8(8). – С. 82–89.	1-4
У	US 2018023958 A1 (PANASONIC IP MAN CO LTD [JP]) 25 января 2018 (2018-01-25) (весь документ)	1-4
У	US 2014085139 A1 (TRIMBLE NAVIGATION LTD [US]) 27 марта 2014 (2014-03-27) (весь документ)	1-4
А	US 5359332 A (TRIMBLE NAVIGATION LTD [US]) 25 октября 1994 (1994-10-25) (весь документ)	1-4
А	US 5252982 A (LEICA HEERBRUGG A.G. [CH]) 12 октября 1993 (1993-10-12) (весь документ)	1-4
Х, Р	Разработка общих требований к многопозиционной фазометрической системе траекторных измерений / В.А. Ляшенко, Ю.Н. Добрышкин, В.Н. Зозуля, К.К. Кулагин / Системи озброєння і військова техніка. – 2019. – № 4(60). – С. 86–93. (Development of general requirements for multi-position phasometric trajectory measurement system / V. Lyashenko, Yu. Dobrishkin, V. Zozulya, K. Kulahin / Systems of Arms and Military Equipment. – 2019. – No. 4(60), pp. 86–93).	3-4

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ
Информация о членах патентного семейства

Номер международной заявки
PCT/UA2019/000148

Документ, указанный в отчете	Дата публикации	Члены патентного семейства	Дата публикации
US 2018023958 A1	2018-01-25	US 10260888 B2 JP WO2016147569 A1 WO 2016147569 A1	2019-04-16 2018-01-18 2016-09-22
US 2014085139 A1	2014-03-27	US 9671501 B2	2017-06-06
US 5359332 A	1994-10-25	отсутствуют	
US 5252982 A	1993-10-12	DE 4026740 A1 EP 0497946 A1 EP 0497946 B1 JP H05503360 A WO 9203747 A1	1992-02-27 1992-08-12 1996-07-10 1993-06-03 1992-03-05