



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

(21)(22) Заявка: 2015110849/28, 26.03.2015

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
26.03.2015

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 26.03.2015

(45) Опубликовано: 27.07.2016 Бюл. № 21

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2116666 C1, 27.07.1998. RU 2132042 C1, 20.06.1999. US 0008676503 B2, 18.03.2014. RU 7755 U1, 16.09.1998.

Адрес для переписки:

105005, Москва, 2-ая Бауманская, 5, МГТУ им.  
Н.Э. Баумана, Центр защиты интеллектуальной  
собственности, для Халатовой Е.С.

(72) Автор(ы):

**Брайткрайц Сергей Гариевич (RU),  
Полубехин Александр Иванович (RU),  
Ильин Евгений Михайлович (RU),  
Цыганков Виктор Юрьевич (RU),  
Трубицин Геннадий Васильевич (RU),  
Микаэльян Самвел Вартанович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

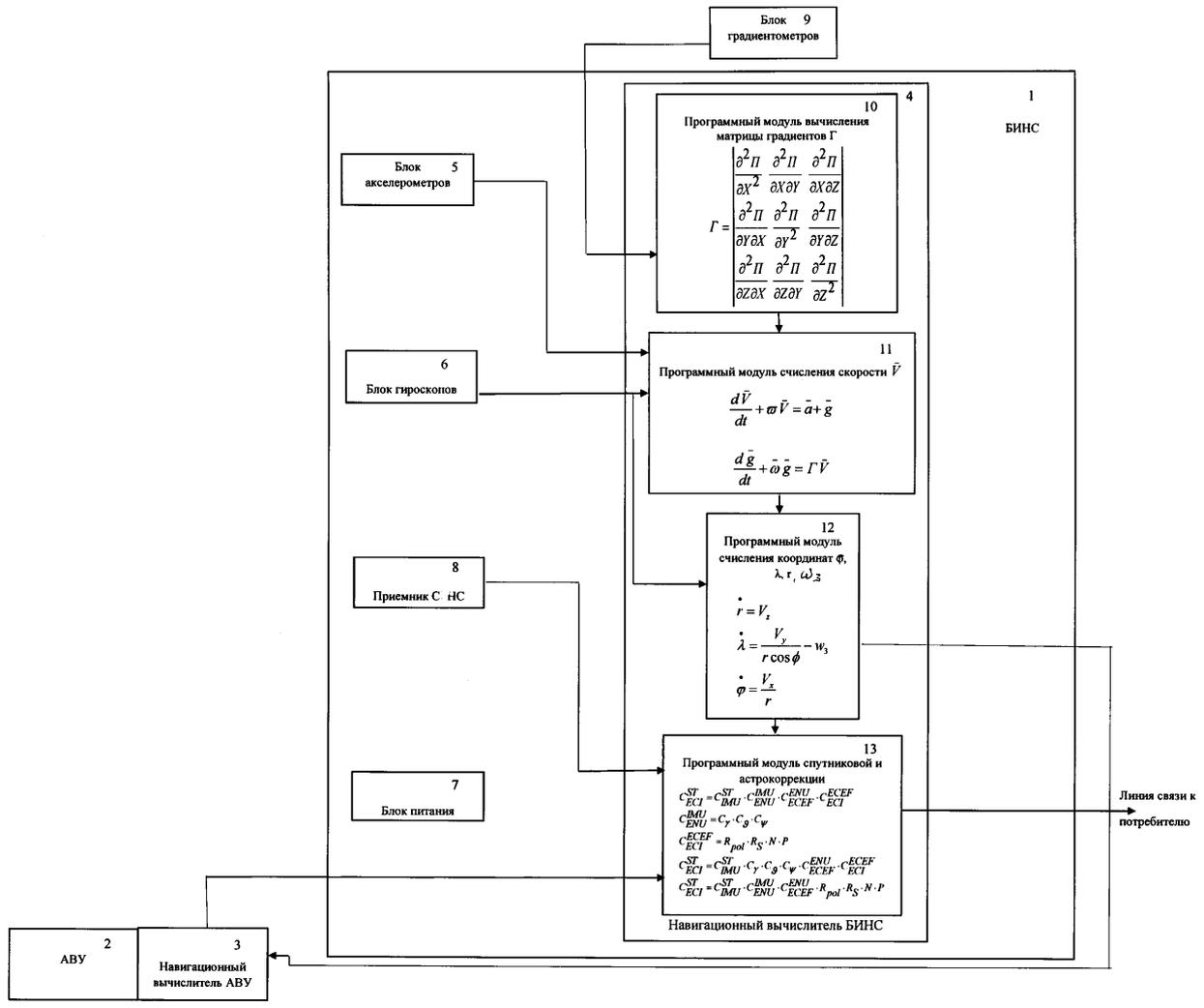
**Российская Федерация, от имени которой  
выступает Министерство промышленности  
и торговли (RU)**

**(54) АСТРОНАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА**

(57) Реферат:

Изобретение относится к высокоточным астроинерциальным навигационным системам для применения в составе пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов. Астронавигационная система, установленная на летательном аппарате, содержит бесплатформенную инерциальную навигационную систему, включающую акселерометры, гироскопы, приемник спутниковой радионавигационной системы, навигационный вычислитель, автономный источник питания, астровизирующее устройство с вычислителем, определяющим угловые параметры визирования звезд, навигационный вычислитель, блок градиентометров, жестко связанный с бесплатформенной инерциальной

навигационной системой, для возможности синхронного перемещения с летательным аппаратом и параллельно плоскости горизонта. Вычислитель бесплатформенной инерциальной навигационной системы выполнен в виде последовательно соединенных программного модуля вычисления матрицы градиентов, программного модуля счисления скорости, программного модуля счисления координат и программного модуля коррекции. Технический результат - повышение точности параметров астроинерциальной системы путем использования косвенных значений градиента вектора напряженности гравитационного поля Земли. 1 ил.



Астронавигационная система

RU 2592715 C1

RU 2592715 C1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.  
*G01C 21/02* (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2015110849/28, 26.03.2015

(24) Effective date for property rights:  
26.03.2015

Priority:

(22) Date of filing: 26.03.2015

(45) Date of publication: 27.07.2016 Bull. № 21

Mail address:

105005, Moskva, 2-aja Baumanskaja, 5, MGTU im.  
N.E. Baumana, TSentr zashchity intellektualnoj  
sobstvennosti, dlja KHALatovoj E.S.

(72) Inventor(s):

**Brajtkrajts Sergej Garievich (RU),  
Polubekhin Aleksandr Ivanovich (RU),  
Ilin Evgenij Mikhajlovich (RU),  
TSyankov Viktor YUrevich (RU),  
Trubitsin Gennadij Vasilevich (RU),  
Mikaelyan Samvel Vartanovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Rossijskaya Federatsiya, ot imeni kotoroj  
vystupaet Ministerstvo promyshlennosti i  
torgovli (RU)**

(54) **ASTRONOMICAL NAVIGATION SYSTEM**

(57) Abstract:

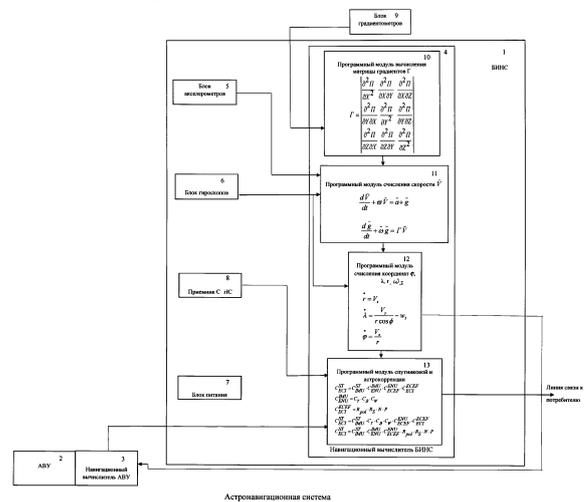
FIELD: data processing; aviation.

SUBSTANCE: invention relates to high-precision astroinertial navigation systems for use in manned and unmanned aerial vehicles. Astroinertial system installed at aircraft contains strap down inertial navigation system including accelerometers, gyros, receiver of satellite radio navigation system, navigation computer, self-contained power supply, astro-alignment device with computer to define angular parameters of sight of stars, navigation computer, unit of gradient rigidly coupled with strap down inertial navigation system for synchronous movement with aircraft and parallel to horizontal plane. Computer strap down inertial navigation system is made in form of series-connected program module for calculating matrix of gradients, program module speed calculation software coordinate calculation module and software module for correcting.

EFFECT: high accuracy of parameters of

astroinertial system by using indirect gradient gravitational field intensity vector values of the Earth.

1 cl, 1 dwg



RU 2 592 715 C1

RU 2 592 715 C1

Изобретение относится к области приборостроения - высокоточным астроинерциальным навигационным системам для применения в составе пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов.

Известен способ и устройство астроинерциальной навигации, включающее стабилизированную платформу с тремя карданными подвесами, на которую установлено астровизирующее устройство с двумя степенями свободы, разработанное для слежения за звездами днем или ночью. Вычислитель хранит данные позиционирования для 61 звезды, реализует алгоритмы платформенной инерциальной системы и осуществляет коррекцию определенных инерциальной системой навигационных параметров по результатам астрономических измерений. Высокая точность астроинерциальных измерений обуславливается качеством привязки оси визирования звезд к местной вертикали, которая реализуется инерциальной навигационной системой посредством установки платформы в горизонтальное положение. Астрокоррекция уменьшает погрешность определения истинного курса и ошибку ее позиционирования независимо от времени полета «Northrop star tracer aboard B-1B. Julian Moxom. Air Force Association Show. October 1983», а также работы «NAS-21 astro/inertial navigation system (United States). Jane's Avionics, July, 1997».

Однако данным системам присущи существенные недостатки. Точность и надежность систем ограничивается большим количеством вращающихся рамок (не менее пяти), необходимостью прецизионной точности преобразователей, а также необходимостью регулярных наземных калибровок.

Наиболее близким техническим решением является бесплатформенная астроинерциальная навигационная система (Патент РФ №141801 от 13.12.2013 г, МПК G01C 21/02). В ее состав входят:

- бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), представляющая моноблок, содержащий лазерные гироскопы, акселерометры, встроенный навигационный приемник сигналов СНС ГЛОНАСС/GPS, блок питания, модуль процессора для обработки цифровой информации и выполнения вычислительных процессов в соответствии с рабочей программой, хранящейся во встроенном запоминающем устройстве (типа flash), обеспечивающий определение угловых параметров положения и решение навигационных задач;
- астровизирующее устройство (АВУ), в состав которого входят звездный датчик, блок электроники, защитный корпус, солнечный датчик;
- блок оптического сопряжения, в состав которого входят искусственный источник света, призма и фотоприемное устройство.

Звездный датчик, в свою очередь, состоит из: основания, узла ПЗС-матрицы, узла видеотракта, объектива со встроенным затвором, бленды. Блок электроники состоит из узла процессора и платы вторичного источника питания.

Недостатками указанного устройства являются ограниченная точность выходных параметров, обусловленная использованием в модуле процессора БИНС расчетных картографических данных, а не фактических значений гравитационной составляющей ускорения силы тяжести.

Технической задачей настоящего изобретения является повышение точности выходных параметров астроинерциальной системы путем использования косвенных значений градиента  $\Gamma$  вектора напряженности гравитационного поля Земли.

Для реализации поставленной задачи в астронавигационную систему, установленную на летательном аппарате и содержащую бесплатформенную инерциальную навигационную систему, включающую акселерометры, гироскопы, приемник

спутниковой радионавигационной системы, навигационный вычислитель, астровизирующее устройство с вычислителем, определяющим угловые параметры визирования звезд и подключенным к навигационному вычислителю бесплатформенной инерциальной навигационной системы, при этом выходы приемника спутниковой радионавигационной системы и гироскопов соединены с входами навигационного вычислителя бесплатформенной инерциальной навигационной системы, в систему вводят блок из трех градиентометров, жестко связанный с бесплатформенной инерциальной навигационной системой, для возможности синхронного перемещения с летательным аппаратом и параллельно плоскости горизонта, причем выход блока градиентометров подключен к входу навигационного вычислителя бесплатформенной инерциальной навигационной системы, выполненной в виде последовательно соединенных программного модуля вычисления матрицы градиентов градиентометров  $\Gamma$ , программного модуля скорости  $\vec{v}$ , программного модуля счисления координат,  $r$ ,  $\varphi$ ,  $\lambda$ ,  $w_3$  и программного модуля коррекции, при этом выходы акселерометров и гироскопов соединены со входами программного модуля счетчика скорости  $\vec{v}$ , вторые выходы гироскопов подключены ко входу программного модуля счисления координат  $r$ ,  $\varphi$ ,  $\lambda$ ,  $w_3$ , а выход приемника спутниковой радионавигационной системы соединен с одним из входов программного модуля коррекции, второй вход блока коррекции соединен с выходом навигационного вычислителя астровизирующего устройства, причем второй выход программного модуля счисления координат  $r$ ,  $\varphi$ ,  $\lambda$ ,  $w_3$  подключен к второму входу вычислителя астровизирующего устройства, а выход программного модуля коррекции выведен к потребителю.

В программно-алгоритмическом обеспечении современных БИНС используются модели гравитационного поля, соответствующие выбранной модели фигуры Земли, например референц-эллипсоиду Красовского. Это приводит к методической ошибке определения навигационных параметров, связанной с неопределенностями гравитационного поля Земли. По имеющимся оценкам отечественных и зарубежных специалистов, недостаточная информация о параметрах гравитационного поля Земли вносит следующие ошибки:

для серийных инерциальных навигационных систем - 10% в определении координат и до 50% в определении скорости;

для разрабатываемых инерциальных навигационных систем - 40% в определении координат и до 5-75% в определении скорости;

для перспективных систем - 60% в определении координат и до 90% в определении скорости.

В настоящее время фирмой Singer (США) при разработке высокоточной инерциальной системы SKN-2440 HAINS для стратегического бомбардировщика В-1 В предложено решение задачи компенсации гравитационных возмущений при помощи цифровой карты - бортовой модели гравитационного поля Земли. В этой системе используются гравитационные данные управления картографии МО США.

Причина, сдерживающая разработки подобных навигационных систем авиационного назначения с использованием цифровых карт - бортовых моделей гравитационного поля Земли, объясняется необходимостью пересчета эталонных значений аномалий силы тяжести на высоту полета в процессе реализации алгоритмов систем корреляционно-экстремальной навигации (КЭНС). В противном случае в связи с затуханием аномалий силы тяжести с возрастанием высоты будет происходить существенное уменьшение отношения сигнал/шум наблюдений, что при использовании

известных алгоритмов корреляционно-экстремальной навигации приведет к снижению точности оценивания и, в конечном итоге, к полной потере работоспособности КЭНС.

Один из способов решения задачи пересчета аномалий силы тяжести на высоту полета заключается в использовании формулы Пуассона, которая в дискретном виде записывается следующим образом.

$$\Delta g_z(0,0,h) = \frac{h}{2\pi} \sum_{m=-M/2}^{m=M/2} \sum_{n=-N/2}^{n=N/2} \frac{\Delta g(m \cdot \Delta x, n \cdot \Delta y, 0)}{[(m \cdot \Delta x)^2 + (n \cdot \Delta y)^2 + h^2]^{3/2}} \quad (1)$$

где  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  - интервалы дискретизации задания значений аномалий силы тяжести на высоте уровня моря (или иной уровневой поверхности);  $m=-M/2 \dots M/2$ ,  $n=-N/2 \dots N/2$  - порядковые номера пространственных отсчетов значений  $\Delta g_z$  соответственно в восточном  $Ox$  и северном  $Oy$  направлениях,  $\Delta g$  изменение ускорения силы тяжести на нулевой высоте,  $h$  - высота.

Экспериментально установлено эмпирическое правило, которое утверждает, что для выполнения достаточно точного пересчета аномалий силы тяжести на высоту  $h$  необходимо, чтобы  $\Delta x \cdot M/2 > 10 \cdot h$  и  $\Delta y \cdot N/2 > 10 \cdot h$  [Bernstein U., Hess R. The effect of vertical deflections on aircraft INS/ AIAA v. 14, №10, с/43-46]. В противном случае ошибки пересчета будут слишком высоки ввиду неучета влияния средних зон. Для случая, когда интервалы дискретизации одинаковы и равны 250 м для вычисления каждого значения аномалий силы тяжести на высоте 5000 м по вышеуказанной формуле необходимо принимать во внимание по крайней мере 160000 значений на уровне моря. Таким образом, для осуществления процедуры пересчета значений аномалий силы тяжести на текущую высоту полета при реализации любого из известных алгоритмов корреляционно-экстремальной навигации потребуется чрезмерно высокая производительность, не реализуемая БЦВМ, особенно учитывая необходимость навигационных определений в реальном масштабе времени. Таким образом, очевиден вывод о необходимости использования в вычислителе навигационной системы измерителей реальных значений ускорения силы тяжести.

Современные астроинерциальные системы имеют четыре режима: полностью автономный (инерциальный), астроинерциальный, инерциально-спутниковый и астроинерциально-спутниковый. Инерциально-спутниковый режим заключается в коррекции координат и скоростей ЛА измерениями приемной аппаратуры спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС/GPS. В астроинерциальном и астроинерциально-спутниковом режимах основным является инерциальный режим, поскольку для множества потребителей на борту летательного аппарата (ЛА) информация о параметрах навигации и ориентации требуется автономно, вне зависимости от времени суток, погодных и сезонных условий с высокой частотой, не обеспечиваемой средствами спутниковой навигации и средствами астрокоррекции.

Силовая функция  $\Pi$  гравитационного потенциала в общем случае является скалярной функцией координат и времени  $t$ .

$$\Pi = \Pi(X \ Y \ Z \ t), \quad (2)$$

где  $XYZ$  - координаты связанной с объектом прямоугольной системы  $M_{XYZ}$ .

В данной системе координат вектор напряженности  $g$  или удельной гравитационной силы, действующей на единичную массу в точке  $M$  равен

$$g = [g_x \ g_y \ g_z]^T, \quad (3)$$

$$\text{где } g_x = \frac{\partial \Pi}{\partial x}; \quad g_y = \frac{\partial \Pi}{\partial y}; \quad g_z = \frac{\partial \Pi}{\partial z}. \quad (4)$$

Градиент  $\Gamma$  вектора  $g$  имеет девять элементов и представляется матрицей:

$$\Gamma = \begin{vmatrix} \frac{\partial^2 \Pi}{\partial X^2} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial X \partial Y} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial X \partial Z} \\ \frac{\partial^2 \Pi}{\partial Y \partial X} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial Y^2} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial Y \partial Z} \\ \frac{\partial^2 \Pi}{\partial Z \partial X} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial Z \partial Y} & \frac{\partial^2 \Pi}{\partial Z^2} \end{vmatrix}. \quad (5)$$

Решение задачи инерциальной навигации связано с интегрированием дифференциального уравнения для абсолютного ускорения  $a$ , которое во вращающейся системе координат может быть записано как следующее векторное уравнение:

$$\frac{d\bar{V}}{dt} + \varpi \bar{V} = \bar{a} + \bar{g}, \quad (6)$$

где  $\bar{V}$  - вектор абсолютной скорости в системе  $M_{XYZ}$ :

$$\bar{V} = |V_x \ V_y \ V_z|^T \quad (7)$$

$\varpi$  - матрица абсолютной угловой скорости системы  $M_{XYZ}$ , компоненты которой измеряются лазерными гироскопами из состава бесплатформенной инерциальной навигационной системы:

$$\varpi = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{vmatrix}. \quad (8)$$

$\bar{a}$  - вектор кажущегося ускорения, компоненты  $a_x, a_y, a_z$  которого измеряются акселерометрами, установленными на объекте:

$$\bar{a} = |a_x \ a_y \ a_z|^T \quad (9)$$

Дифференцирование вектора  $\bar{g}$  по времени в системе  $M_{XYZ}$  дает

$$\frac{d\bar{g}}{dt} + \overline{\omega g} = \Gamma \bar{V}. \quad (10)$$

Векторные уравнения (6) и (10) образуют замкнутую систему счисления скорости  $\bar{V}$  по измерениям кажущегося ускорения  $\bar{a}$  и градиента  $\Gamma$ , при этом не требуется знания пространственных угловых и линейных координат, что является важным преимуществом предложенной навигационной системы. Структура уравнений (6) и (10) инвариантна по отношению к выбору системы координат, поскольку оси БИНС и блока градиентометров согласованы непосредственно за счет механического соединения БИНС и блока градиентометров. Уравнения (6), (10) могут также быть записаны в любой другой системе координат

Изобретение поясняется чертежом, где показана структура астронавигационной системы.

Астронавигационная система содержит БИНС 1 и АБУ 2 с вычислителем 3,

определяющим угловые параметры визирования звезд, выход которого соединен с одним из входов навигационного вычислителя 4 БИНС.

БИНС 1 включает в свой состав блок кварцевых акселерометров 5 (не менее трех), блок лазерных гироскопов 6 (не менее трех), блок питания 7, приемник 8 спутниковых радионавигационных сигналов системы ГЛОНАСС/GPS. Астронавигационная система также содержит блок 9 градиентометров, жестко связанный механически с корпусом БИНС, при этом выходы блока 9 градиентометров и астровизирующего устройства 2 соединены с входами навигационного вычислителя БИНС 3.

Навигационный вычислитель 4 выполнен в виде последовательно соединенных программного модуля 10 вычисления матрицы градиентов  $\Gamma$ , программного модуля 11 счисления скорости  $\vec{v}$ , программного модуля 12 счисления координат  $\tau$ ,  $\phi$ ,  $\lambda$ ,  $w_3$  и программного модуля 13 коррекции (спутниковой и астро), при этом выходы акселерометров и гироскопов соединены со входами программного модуля счетчика скорости  $\vec{v}$ , вторые выходы гироскопов подключены ко входу программного модуля счисления координат  $\tau$ ,  $\phi$ ,  $\lambda$ ,  $w_3$ , а выход приемника спутниковой радионавигационной системы соединен с одним из входов программного модуля коррекции, второй вход блока коррекции соединен с выходом навигационного вычислителя астровизирующего устройства, причем второй выход программного модуля счисления координат  $\tau$ ,  $\phi$ ,  $\lambda$ ,  $w_3$ , подключен ко второму входу вычислителя астровизирующего устройства, а выход программного модуля коррекции выведен к потребителю.

В рассматриваемой системе сигналы, получаемые на выходе градиентометров, не содержат информации о величине ускорения собственного движения ЛА. Для выделения сигналов о  $\vec{g}$  не требуется наличия блока высотомеров (значения компонентов вектора  $\vec{g}$  получают после совместного решения уравнений (6) и (10) в программном модуле навигационного вычислителя БИНС). Кроме того, при измерении ускорения силы тяжести на основе измерений блока градиентометров не требуется горизонтирования блока градиентометров, которые производят измерения в осях, согласованных с осями БИНС за счет механического сопряжения БИНС и блока градиентометров.

В программном модуле 11 навигационного вычислителя БИНС производится счисление скорости  $\vec{v}$  по измерениям кажущегося ускорения  $\vec{a}$  и градиента  $\Gamma$ .

В астроинерциальном и астроинерциально-спутниковом режимах система работает следующим образом.

Как показано в прототипе, в основе работы астроинерциальных систем лежит взаимосвязь между различными системами координат (СК), используемыми в работе астроинерциальных систем. К таким системам координат относятся:

ЕСI - фундаментальная инерциальная СК эпохи J2000;

ЕСЕF - геоцентрическая земная (гринвичская) СК;

ЕНU - топоцентрическая (местная географическая) СК;

$V_{IMU}$  - приборная СК БИНС (правая прямоугольная СК, оси которой связаны со строительными осями БИНС);

$V_{ST}$  - приборная СК АБУ (правая прямоугольная СК, оси которой связаны с оптической осью и плоскостью ПЗС-матрицы АБУ).

Взаимосвязь между перечисленными СК математически удобно представлять в виде простого матричного уравнения, задающего переход от ЕСI к  $V_{ST}$ :

$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_{ENU}^{IMU} \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot C_{ECI}^{ECEF}, \quad (11)$$

где  $C_{ECI}^{ST}$  - матрица, характеризующая угловое положение  $V_{ST}$  относительно ECI;

5  $C_{IMU}^{ST}$  - матрица привязки  $V_{IMU}$  к  $V_{ST}$ , определяемая и стабилизируемая блоком оптического сопряжения на этапе технологической юстировки АИНС;

$C_{ENU}^{IMU}$ ,  $C_{ECEF}^{ENU}$ ,  $C_{ECI}^{ECEF}$  - матрицы переходов от ENU к  $V_{IMU}$ , от ECEF к ENU и от ECI к ECEF соответственно.

10 Матрицы  $C_{ENU}^{IMU}$  и  $C_{ECI}^{ECEF}$  из состава уравнения (11) могут быть определены в следующем виде:

$$C_{ENU}^{IMU} = C_{\gamma} \cdot C_{\vartheta} \cdot C_{\psi}; \quad (12)$$

15  $C_{ECI}^{ECEF} = R_{pol} \cdot R_S \cdot N \cdot P, \quad (13)$

где

20 
$$C_{\gamma} = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix}, C_{\vartheta} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\vartheta & \sin\vartheta \\ 0 & -\sin\vartheta & \cos\vartheta \end{bmatrix}, C_{\psi} = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} -$$

матрицы элементарных поворотов на углы крена  $\gamma$ , тангажа  $\vartheta$  и курса  $\psi$  соответственно;  $R_{pol}$  - матрица, учитывающая смещение положения полюса Земли в эпоху  $t$  (в текущий момент времени);  $R_S$  - матрица учета суточного вращения Земли;  $N$ ,

25  $P$  - матрицы нутации и прецессии в эпоху  $t$  соответственно.

С учетом (12) и (13) уравнение (11) можно представить в виде соотношения

$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_{\gamma} \cdot C_{\vartheta} \cdot C_{\psi} \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot C_{ECI}^{ECEF} \quad (14)$$

или

30 
$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_{ENU}^{IMU} \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot R_{pol} \cdot R_S \cdot N \cdot P. \quad (15)$$

Основной информацией, поступающей от АВУ в БИНС, являются элементы матрицы ориентации  $C_{ECI}^{ST}$ , а параметры матриц  $C_{IMU}^{ST}$ ,  $R_{pol}$  известны до начала работы АИНС. На основе представленных соотношений (11), (14) и (15) реализуются различные режимы (варианты) астрокоррекции БИНС, включаемые оператором вручную эпизодически при условии видимости небесных светил.

Изобретение поясняется чертежом, где изображена астронавигационная система.

Система работает следующим образом.

40 БИНС 1 обеспечивает определение навигационных параметров и параметров угловой ориентации, сопровождаемое с течением времени шулеровским накоплением ошибок. С выхода БИНС на вход астровизирующего устройства 2 постоянно поступает априорная (нескорректированная) информация о пространственном положении оси АВУ и связанной с ней приборной системы координат АВУ в инерциальной системе координат.

45 В процессе обсервации звезд астровизирующим устройством изображения звезд проецируются на ПЗС-матрицу, являющуюся чувствительным элементом АВУ.

Считывающее устройство АВУ считывает изображения звезд с ПЗС-матрицы, одновременно осуществляя фильтрацию, выделение звездоподобных образований, их

селекцию по конфигурационным и энергетическим признакам.

АВУ осуществляет поиск и распознавание выделенных объектов (звезд) на основе сравнения текущего изображения звездного неба и звездного каталога, хранящегося в блоке электроники.

5 Навигационный вычислитель 3 АВУ 2 вычисляет параметры ориентации оптической оси астровизирующего устройства с учетом эпохи наблюдения, нутации и прецессии, абберации и рефракции атмосферы. На основе параметров ориентации оптической оси астровизирующего устройства формируется матрица  $C_{ECI}^{ST}$ , которая передается в  
10 навигационный вычислитель 4 БИНС 1.

Имеется два режима (варианта) астрокоррекции:

- 1) режим компенсации погрешностей БИНС по определению углов пространственного положения - астроиерциальный спутниковый режим;
- 2) режим компенсации погрешностей БИНС по определению геодезических координат и угла рыскания - астроиерциальный режим.

15 Первый режим коррекции включается при наличии уверенного приема сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS.

В случае отсутствия информации от приемника СНС 7 реализуется второй режим компенсации погрешностей БИНС 1 - компенсации погрешностей по определению геодезических координат и угла рыскания.

20 Основным режимом работы всех и рассматриваемой навигационной системы является инерциальный режим, который включен непрерывно на протяжении всего полета и функционирует вне зависимости от наличия условий для обсервации звезд и наличия приема сигналов от спутников в приемнике СНС. Режимы астрокоррекции и спутниковой коррекции являются дополнительными к инерциальному и включаются  
25 кратковременно

В инерциальном режиме с выходов блока акселерометров 5 данные поступают в блок счисления скорости навигационного вычислителя БИНС 3, туда же непрерывно поступают измерения блока градиентометров 9, предварительно обработанные в программном модуле 10 вычисления матрицы градиентов навигационного вычислителя  
30 БИНС. После счисления скорости на основе уравнений (6) и (10) с учетом реальных значений ускорения силы тяжести в навигационном вычислителе БИНС 3 определяют линейные скорости и координаты, уточненные данными блока градиентометров 9. В первом приближении выражения для вычисления координат имеют вид:

$$\begin{aligned}
 35 \quad \dot{r} &= V_z; \\
 \dot{\lambda} &= \frac{V_y}{r \cos \phi} - w_3; \\
 40 \quad \dot{\phi} &= \frac{V_x}{r}.
 \end{aligned} \tag{16}$$

Здесь  $r$  - радиус-вектор, проведенный из центра масс в точку местоположения ЛА,  $\phi$ ,  $\lambda$  - широта и долгота местоположения ЛА,  $w_3$  - угловая скорость вращения Земли.

Таким образом, основным режимом работы навигационной системы является инерциальный режим навигации. При этом основной источник ошибок инерциального  
45 определения параметров навигации - неопределенности гравитационного поля Земли устраняется за счет измерений фактических значений в реальном времени гравитационной составляющей силы тяжести градиентометрами. В навигационной системе имеется три режима коррекции - спутниковая коррекция, астрокоррекция и

астропутниковая коррекция. Каждый из режимов поддерживается реальными измерениями ускорения силы тяжести градиентометрами.

#### Формула изобретения

5 Астронавигационная система, установленная на летательном аппарате и содержащая  
бесплатформенную инерциальную навигационную систему, включающую  
акселерометры, гироскопы, приемник спутниковой радионавигационной системы,  
навигационный вычислитель, соединенный с источником питания, астровизирующее  
10 устройство с вычислителем, определяющим угловые параметры визирования звезд и  
подключенным к навигационному вычислителю бесплатформенной инерциальной  
навигационной системы, при этом выходы приемника спутниковой радионавигационной  
системы и гироскопов соединены с входами навигационного вычислителя  
бесплатформенной инерциальной навигационной системы, отличающаяся тем, что в  
15 систему вводят блок градиентометров, жестко связанный с бесплатформенной  
инерциальной навигационной системой, для возможности синхронного перемещения  
с летательным аппаратом, причем выход блока градиентометров подключен к входу  
навигационного вычислителя бесплатформенной инерциальной навигационной системы,  
выполненной в виде последовательно соединенных программного модуля вычисления  
20 матрицы градиентов  $\Gamma$ , программного модуля счисления скорости  $\vec{v}$ , программного  
модуля счисления координат  $r, \varphi, \lambda, w_3$  и программного модуля коррекции, при этом  
выходы акселерометров и гироскопов соединены со входами программного модуля  
счетчика скорости  $\vec{v}$ , вторые выходы гироскопов подключены ко входу программного  
модуля счисления координат  $r, \varphi, \lambda, w_3$ , а выход приемника спутниковой  
25 радионавигационной системы соединен с одним из входов программного модуля  
коррекции, второй вход блока коррекции соединен с выходом навигационного  
вычислителя астровизирующего устройства, причем второй выход программного  
модуля счисления координат  $r, \varphi, \lambda, w_3$  подключен ко второму входу вычислителя  
астровизирующего устройства, а выход программного модуля коррекции является  
30 выходом навигационного вычислителя бесплатформенной инерциальной навигационной  
системы и выведен к потребителю.

35

40

45