



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2014118501/28, 07.05.2014

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
07.05.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 07.05.2014

(45) Опубликовано: 10.12.2015 Бюл. № 34

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 2277696 C2, 10.06.2006. RU 2334199
C1, 20.09.2008. RU 2536365 C1, 20.12.2014. RU
105755 U1, 20.06.2011.

Адрес для переписки:

141700, Московская обл., г. Долгопрудный,
Институтский пер., 9, Акционерное общество
"ЛАЗЕКС"

(72) Автор(ы):

Фомичев Алексей Алексеевич (RU),
Успенский Валерий Борисович (UA),
Колядин Сергей Анатольевич (RU),
Ларионов Павел Валерьевич (RU),
Колчев Андрей Борисович (RU),
Счастливец Кирилл Юрьевич (UA),
Бочкова Елена Николаевна (RU),
Жихарева Анна Александровна (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество "ЛАЗЕКС" (RU)

**(54) ОТКАЗОУСТОЙЧИВАЯ ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА С
ИЗБЫТОЧНЫМ КОЛИЧЕСТВОМ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ**

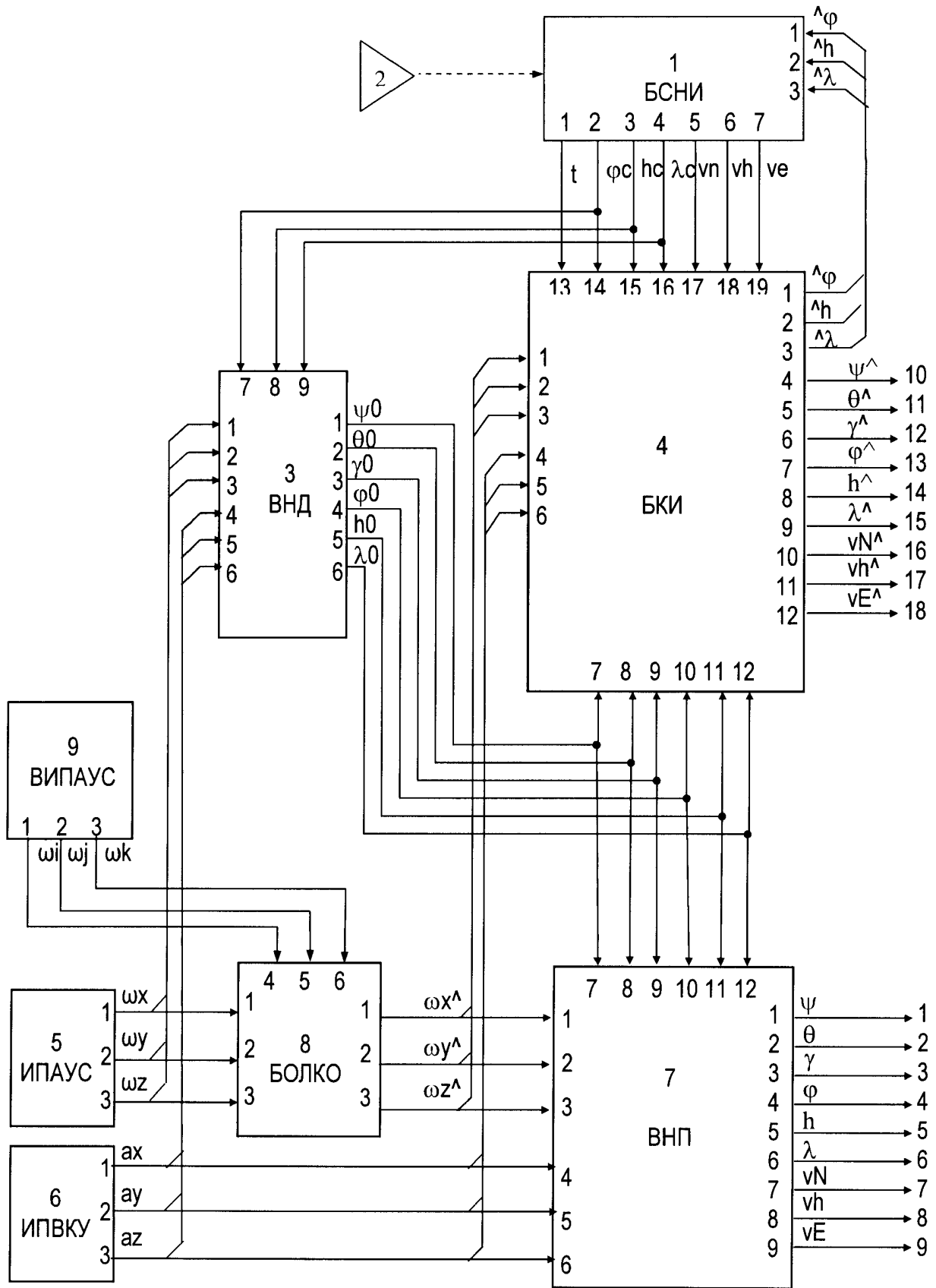
(57) Реферат:

Изобретение относится к навигационной технике и может быть использовано при проектировании инерциальных и интегрированных навигационных систем. Технический результат - повышение надежности. Для этого вычислитель начальных данных частью входов подключен к выходам измерителя проекций абсолютной угловой скорости и измерителя проекций вектора кажущегося ускорения, а его выходы соединены с входами вычислителя навигационных параметров и блока комплексирования информации. Остальные входы блока комплексирования информации соединены

с одноименными входами вычислителя навигационных параметров и подключены непосредственно к выходам измерителя проекций кажущегося ускорения и к выходам блока обнаружения, локализации и компенсации отказа, две группы входов которого соединены соответственно с выходами измерителя проекций абсолютной угловой скорости и с выходами вспомогательного измерителя проекций абсолютной угловой скорости. Выходы системы непосредственно связаны с выходами блока комплексирования информации и вычислителя навигационных параметров. 1 ил., 3 табл.

RU 2 570 358 C1

RU 2 570 358 C1



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
G01C 23/00 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2014118501/28, 07.05.2014

(24) Effective date for property rights:
07.05.2014

Priority:

(22) Date of filing: 07.05.2014

(45) Date of publication: 10.12.2015 Bull. № 34

Mail address:

141700, Moskovskaja obl., g. Dolgoprudnyj,
Institutskij per., 9, Aktsionernoe obshchestvo
"LAZEKS"

(72) Inventor(s):

Fomichev Aleksej Alekseevich (RU),
Uspenskij Valerij Borisovich (UA),
Koljadin Sergej Anatol'evich (RU),
Larionov Pavel Valer'evich (RU),
Kolchev Andrej Borisovich (RU),
Schastlivets Kirill Jur'evich (UA),
Bochkova Elena Nikolaevna (RU),
Zhikhareva Anna Aleksandrovna (RU)

(73) Proprietor(s):

Aktsionernoe obshchestvo "LAZEKS" (RU)

(54) **FAULT TOLERANT INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM WITH EXCESSIVE QUANTITY OF ANGULAR SPEED METERS**

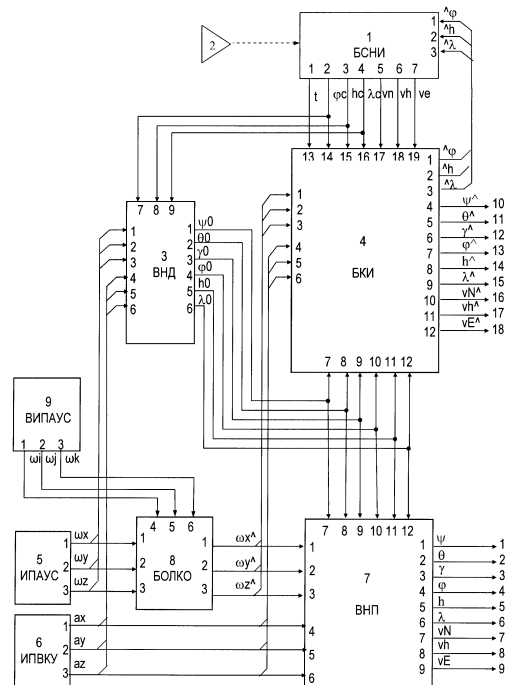
(57) Abstract:

FIELD: measurement equipment.

SUBSTANCE: computer of initial data by some inputs is connected to outputs of a meter of absolute angular speed projections and a meter of apparent acceleration vector projections, and its outputs are connected to inputs of a computer of navigation parameters and a unit of information complexing. Other inputs of the information complexing unit are connected to identical inputs of the computer of navigation parameters and are connected directly to outputs of the meter of apparent acceleration projections and to outputs of a unit of fault detection, localization and compensation, two groups of inputs of which are connected accordingly to outputs of the meter of absolute angular speed projections and to outputs of an auxiliary meter of absolute angular speed projections. Outputs of the system are directly connected to outputs of a unit of information complexing and a computer of navigation parameters.

EFFECT: increased reliability.

1 dwg, 3 tbl



Фиг. 1

RU 2 570 358 C1

RU 2 570 358 C1

Изобретение относится к навигационной технике и может быть использовано при проектировании инерциальных и интегрированных навигационных систем.

Одними из основных требований к навигационным системам является их автономность, непрерывность, точность функционирования при достаточной надежности, обеспечивающей безопасность управления транспортным средством.

Известна система [1], которая содержит радиоприемник, соединенный через усилитель с антенной, а выходами подключенный к вычислителю местоположения навигационных спутников, подключенному другими входами к блоку начальной установки альманаха данных об орбитах спутников, а выходы этого вычислителя соединены с входами блока выделения радиовидимых спутников. Выходы этого блока подключены к входам блока выделения рабочего созвездия спутников, соединенного выходами с входами блока вычисления местоположения потребителя. Кроме того, в систему входят измеритель проекций абсолютной угловой скорости, состоящий из трех ортогонально установленных лазерных гироскопов, измеритель проекций кажущегося ускорения, включающий три акселерометра, установленных по соответствующим осям лазерных гироскопов. Указанные измерители через блоки коррекции подключены к вычислителю навигационных параметров, выходы которого связаны через третий блок коррекции с выходами системы и с выходами дисплея, при этом часть выходов системы подключена к входам блока выделения радиовидимых спутников, а часть выходов вычислителя навигационных параметров подключена к первой группе входов анализатора достоверности информации, другая группа входов которого соединена с выходами блока вычисления местоположения потребителя. Выходы анализатора через блок ключей связаны с входами навигационного фильтра, первая группа выходов которого соединена соответственно с входами двух блоков коррекции, а вторая группа выходов подключена к входам третьего блока коррекции.

Известная система довольно точно решает задачу навигации в условиях надежного радиоконтакта с навигационными спутниками, но при этом не обеспечивает формирование выходных сигналов, полученных на основе только инерциальной информации. Расширенный состав выходных сигналов требуется, в частности, для обеспечения автономности и надежности функционирования системы в составе пилотажно-навигационного комплекса самолетов.

Наиболее близкой к предлагаемой системе по технической сущности является система [2], содержащая многоканальный радиоприемник, вход которого через усилитель связан с антенной, а его выходы подключены к первой группе входов вычислителя местоположения спутников, блок начальной установки альманаха данных о спутниках, подключенный выходами к второй группе входов вычислителя местоположения спутников, таймер, подключенный выходом к синхронизирующему входу вычислителя местоположения спутников, а его выходы соединены с входами блока выделения радиовидимых спутников, подключенного выходами к входам блока выбора рабочего созвездия спутников, выходы которого соединены с входами блока вычисления местоположения пользователя, а также измеритель проекций абсолютной угловой скорости и измеритель проекций вектора кажущегося ускорения, подключенные соответственно через корректор угловой скорости и корректор кажущегося ускорения к вычислителю навигационных параметров, в которую дополнительно введены блок комплексирования информации и вычислитель начальных данных, входы с первого по третий которого соединены с одноименными входами корректора угловой скорости и выходами измерителя проекций абсолютной угловой скорости, входы с четвертого по шестой соединены соответственно с выходами измерителя проекций вектора кажущегося

ускорения и с входами с первого по третий корректора кажущегося ускорения, при этом вторая группа входов соединена с входами с четвертого по шестой корректора угловой скорости и подключена к выходам с тринадцатого по пятнадцатый блока комплексирования информации, а третьей группой из трех входов соединен с входами с семнадцатого по девятнадцатый блока комплексирования информации и подключен к выходам с первого по третий блока вычисления местоположения пользователя, остальные выходы которого с четвертого по шестой связаны с входами с двадцатого по двадцать второй блока комплексирования информации непосредственно, при этом выходы вычислителя начальных данных с четвертого по девятый связаны с второй группой входов из шести вычислителя навигационных параметров и с входами с десятого по пятнадцатый блока комплексирования информации, а выходы с первого по третий непосредственно связаны с входами с седьмого по девятый блока комплексирования информации, первая группа входов с первого по шестой которого соединена с одноименными входами вычислителя навигационных параметров, девять выходов которого соединены с одноименными выходами системы непосредственно, и подключена соответственно к трем выходам корректора угловой скорости и трем выходам корректора кажущегося ускорения, а шестнадцатый вход связан с выходом таймера, при этом выходы блока комплексирования информации с первого по третий соединены с второй группой входов блока выбора рабочего созвездия спутников, выходы с шестнадцатого по восемнадцатый подключены соответственно к входам с четвертого по шестой корректора кажущегося ускорения, а выходы с четвертого по двенадцатый соединены с выходами системы с десятого по восемнадцатый непосредственно.

Эта система решает задачу автономного определения местоположения пользователя в трехмерном пространстве с достаточной точностью, если имеет надежный радиоконтакт и достоверную информацию как минимум от четырех спутников выбранного рабочего созвездия, и обеспечивает формирование расширенного состава выходных сигналов, требуемых для пилотирования самолетом. Однако даже в случае частичного отказа измерителя угловой скорости, при котором информация хотя бы об одной проекции угловой скорости отсутствует либо становится недостоверной, вся система теряет свою функциональность и становится неработоспособной.

Задачей настоящего изобретения является повышение надежности системы в условиях возможного частичного отказа измерителя угловой скорости, при котором информация об одной проекции вектора скорости отсутствует либо не достоверна.

Для решения поставленной задачи предложена отказоустойчивая интегрированная навигационная система с избыточным количеством измерителей угловой скорости, содержащая блок спутниковой навигационной информации, вход которого через усилитель связан с антенной, вычислитель начальных данных, входы с первого по третий которого подключены к одноименным выходам измерителя проекций абсолютной угловой скорости, входы с четвертого по шестой подключены соответственно к выходам измерителя проекций вектора кажущегося ускорения и соединены с входами с четвертого по шестой вычислителя навигационных параметров, а второй группой из трех входов с седьмого по девятый соединен с входами с четырнадцатого по шестнадцатый блока комплексирования информации и подключен к выходам с второго по четвертый блока спутниковой навигационной информации, остальные выходы которого с пятого по седьмой связаны с входами с семнадцатого по девятнадцатый блока комплексирования информации непосредственно, при этом шесть выходов вычислителя начальных данных соединены с входами с седьмого по двенадцатый вычислителя навигационных параметров и с входами с седьмого по

двенадцатый блока комплексирования информации, первая группа входов с первого по шестой которого соединена с одноименными входами вычислителя навигационных параметров, девять выходов которого соединены с одноименными выходами системы непосредственно, а тринадцатый вход блока комплексирования информации связан с первым выходом блока спутниковой навигационной информации непосредственно, при этом выходы блока комплексирования информации с первого по третий соединены с группой входов блока спутниковой навигационной информации, а выходы с четвертого по двенадцатый соединены с выходами системы с десятого по восемнадцатый непосредственно, в которую дополнительно введен вспомогательный измеритель проекций абсолютной угловой скорости, три выхода которого соединены с входами с четвертого по шестой блока обнаружения, локализации и компенсации отказа, первая тройка входов которого подключена к одноименным выходам измерителя проекций абсолютной угловой скорости и соединена с одноименными входами вычислителя начальных данных, а выходы с первого по третий соединены с одноименными входами вычислителя навигационных параметров и блока комплексирования информации.

На фиг. 1 приведена блок-схема предлагаемой системы. Алгоритм, реализованный в блоке обнаружения, локализации и компенсации отказа, описан далее по тексту. Остальные блоки предлагаемой системы реализуют алгоритмы прототипа.

В соответствии с фиг. 1 система содержит блок 1 спутниковой навигационной информации (БСНИ), связанный с антенной 2, выход которого соединен с группой входов вычислителя 3 начальных данных (ВНД) и блока 4 комплексирования информации (БКИ), а группа входов блока 1 спутниковой навигационной информации связана с частью выходов блока 4 комплексирования информации. Кроме того, вычислитель 3 начальных данных частью входов подключен к выходам измерителя 5 проекций абсолютной угловой скорости (ИПАУС) и измерителя 6 проекций вектора кажущегося ускорения (ИПВКУ), а его выходы соединены с входами вычислителя 7 навигационных параметров (ВНП) и блока 4 комплексирования информации. Остальные входы блока 4 комплексирования информации соединены с одноименными входами вычислителя 7 навигационных параметров и подключены непосредственно к выходам измерителя 6 проекций кажущегося ускорения и к выходам блока 8 обнаружения, локализации и компенсации отказа (БОЛКО), две группы входов которого соединены соответственно с выходами измерителя 5 проекций абсолютной угловой скорости и с выходами вспомогательного измерителя 9 проекций абсолютной угловой скорости (ВИПАУС). Выходы системы непосредственно связаны с частью выходов блока 4 комплексирования информации и выходами вычислителя 7 навигационных параметров.

Предлагаемая отказоустойчивая интегрированная навигационная система с избыточным количеством измерителей угловой скорости (ОИНСИКИУС) работает следующим образом.

В соответствии с прототипом исходной информацией для формирования выходных параметров ОИНСИКИУС являются сигналы с трех связанных с корпусом самолета и установленных ортогонально друг относительно друга гироскопов, входящих в состав измерителя 5 проекций абсолютной угловой скорости, и сигналы с трех аналогично расположенных акселерометров, входящих в измеритель 6 проекций вектора кажущегося ускорения. Для выполнения функции отказоустойчивости в систему дополнительно к прототипу включен вспомогательный измеритель 9 проекций абсолютной угловой скорости, содержащий три гироскопа более низкого класса точности, специальным образом расположенных относительно основных гироскопов, входящих в состав ИПАУС.

Сигналы с гироскопов, пропорциональные проекциям вектора абсолютной угловой скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, и сигналы с акселерометров, пропорциональные проекциям вектора кажущегося ускорения a_x, a_y, a_z , поступают в вычислитель 3 начальных данных. Кроме того, сигналы с ИПАУС $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, поступают в блок 8 обнаружения, локализации и компенсации отказа, где по алгоритму обнаружения, локализации и компенсации отказа обрабатываются совместно с сигналами $\omega_i, \omega_j, \omega_k$,

пропорциональными проекциям вектора абсолютной угловой скорости и поступающими из ВИПАУС. В результате совместной обработки входных сигналов в БОЛКО

вырабатываются сигналы $\omega_x^{\wedge}, \omega_y^{\wedge}, \omega_z^{\wedge}$, имеющие смысл достоверных значений проекций вектора абсолютной угловой скорости, которые вместе с сигналами a_x, a_y, a_z поступают в вычислитель 7 навигационных параметров и блок 4 комплексирования информации.

Алгоритм обнаружения, локализации и компенсации отказа состоит в следующем.

Пусть измерительные оси ИПАУС и ВИПАУС связаны между собой матрицей преобразования $A = \{a_{ij}\}_{i,j=1,3}$, которой соответствует кватернион поворота Q базиса ИПАУС к базису ВИПАУС.

Расчетное значение матрицы A (кватерниона Q) определено на этапе проектирования из условий наилучшей идентифицируемости отказавшего гироскопа. Точное значение матрицы A определяется в процессе заводской юстировки.

Поскольку гироскопические измерения мгновенной угловой скорости содержат высокий уровень шума, процедура обнаружения, локализации и компенсации отказа строится на интегральных критериях, позволяющих судить о параметрическом отказе гироскопа по накопленной погрешности определения ориентации.

В блоке БОЛКО по текущим измерениям ИПАУС $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ и текущим измерениям ВИПАУС $\omega_i, \omega_j, \omega_k$ путем численного интегрирования кинематического уравнения вращения (см. [3]):

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Lambda \circ \overline{\omega}, \quad (1)$$

где Λ - обобщенное обозначение кватерниона ориентации вращающегося базиса, а $\overline{\omega}$ - обобщенное обозначение вектора угловой скорости в проекциях на вращающийся базис, вычисляются восемь кватернионов ориентации: четыре кватерниона ориентации базиса ИПАУС O_0, O_1, O_2, O_3 и четыре кватерниона ориентации базиса ВИПАУС D_0, D_1, D_2, D_3 . Перечисленные кватернионы различаются способом формирования вектора угловой скорости (табл.1), используемого при интегрировании кинематического уравнения (1).

Таблица 1

Обозначение кватерниона, вычисляемого по набору измерений	Первая компонента угловой скорости $\overline{\omega}$	Вторая компонента угловой скорости $\overline{\omega}$	Третья компонента угловой скорости $\overline{\omega}$
O_0	ω_x	ω_y	ω_z
O_1	$a_{11} \cdot \omega_i + a_{12} \cdot \omega_j + a_{13} \cdot \omega_k$	ω_y	ω_z

5	O_2	ωx	$a_{21} \cdot \omega i + a_{22} \cdot \omega j +$ $+ a_{23} \cdot \omega k$	ωz
	O_3	ωx	ωy	$a_{31} \cdot \omega i + a_{32} \cdot \omega j +$ $+ a_{33} \cdot \omega k$
10	D_0	ωi	ωj	ωk
	D_1	$a_{11} \cdot \omega x + a_{21} \cdot \omega y +$ $+ a_{31} \cdot \omega z$	ωj	ωk
15	D_2	ωi	$a_{12} \cdot \omega x + a_{22} \cdot \omega y +$ $+ a_{32} \cdot \omega z$	ωk
	D_3	ωi	ωj	$a_{13} \cdot \omega x + a_{23} \cdot \omega y +$ $+ a_{33} \cdot \omega z$

Для сравнения кватернионов между собой кватернионы D_0, D_1, D_2, D_3 необходимо преобразовать по формуле $D_i^* = Q \circ D_i, i = \overline{0,3}$.

При отсутствии отказов в ИПАУС и ВИПАУС кватернионы O_j и $D_i^*, i, j = \overline{0,3}$ совпадают.

Признаком параметрического отказа является превышение какого-либо параметра $\delta_{ij} = 2 \cdot \arcsin \sqrt{(\bar{\lambda}, \bar{\lambda})}$, где $\bar{\lambda}$ - векторная часть кватерниона рассогласования

$L_{ij} = \tilde{D}_i^* \circ O_j, i, j = \overline{0,3}$ некоторого порогового значения, которое устанавливается исходя из требований к системе (например, 2°). Признаком аппаратного отказа является отсутствие информации от гироскопа.

При обнаружении отказа его локализация осуществляется в соответствии с таблицей 2. Кватернионы считаются равными, если соответствующий параметр δ_y лежит в пределах порогового значения.

Таблица 2

Критерии отказа: если выполняются условия	Значения индексов, для которых выполняются критерии отказа	Сигнал с не достоверной информацией
$(D_0^* = O_i)$ и $(O_0 = O_j = O_k)$	$i=1, j=2, k=3$	ωx
	$i=2, j=3, k=1$	ωy
	$i=3, j=1, k=2$	ωz
$(O_0 = D_i^*)$ и $(D_0^* = D_j^* = D_k^*)$	$i=1, j=2, k=3$	ωi
	$i=2, j=3, k=1$	ωj
	$i=3, j=1, k=2$	ωk

Локализация аппаратного отказа осуществляется по признаку отсутствия информации от гироскопа.

Процедура компенсации отказа проводится при обнаружении отказа с учетом его

локализации в соответствии с таблицей 3.

Таблица 3

Сигнал с недостовойной информацией	Правило формирования	Правило формирования	Правило формирования
ωX	$a_{11} \cdot \omega i + a_{12} \cdot \omega j +$ $+ a_{13} \cdot \omega k$	ωy	ωZ
ωy	ωX	$a_{21} \cdot \omega i + a_{22} \cdot \omega j +$ $+ a_{23} \cdot \omega k$	ωZ
ωZ	ωX	ωy	$a_{31} \cdot \omega i + a_{32} \cdot \omega j +$ $+ a_{33} \cdot \omega k$
ωi	ωX	ωy	ωZ
ωj	ωX	ωy	ωZ
ωk	ωX	ωy	ωZ

В ВНД поступают также сигналы, пропорциональные широте φ_c , высоте h_c и долготе λ_c самолета из блока 1 спутниковой навигационной информации.

В ВНД осуществляется подготовка начальных данных для БКИ и ВНП, в результате чего формируются сигналы $\varphi_0, h_0, \lambda_0$, пропорциональные значениям широты, высоты и долготы местоположения самолета, и сигналы $\psi_0, \theta_0, \gamma_0$, соответственно пропорциональные начальным значениям угла курса, тангажа и крена самолета.

В ВНП по сигналам, поступающим из БОЛКО и ИПВКУ, с учетом начальных данных, поступивших из ВНД, осуществляется оперативное вычисление навигационных параметров: углов ориентации самолета относительно географического меридиана Ψ и плоскости местного горизонта θ, γ ; северной v_N , вертикальной v_H и восточной v_E составляющих относительной скорости поступательного движения самолета, а также его географических координат φ, h, λ . Указанные параметры в виде соответствующих сигналов выдаются во внешние системы.

Принимаемые антенной 2 сигналы от навигационных спутников поступают в блок 1 спутниковой навигационной информации, куда также из БКИ поступают сигналы $\hat{\varphi}, \hat{h}, \hat{\lambda}$, пропорциональные географическим координатам самолета, полученным на основе инерциальных данных и соответствующим их априорной оценке в фильтре Калмана на момент прихода спутниковых сигналов. С учетом этих сигналов в блоке 1 осуществляется рациональный выбор рабочего созвездия спутников при количестве радиовидимых спутников, большем четырех, повышающий достоверность и точность последующих навигационных решений. В результате в БСНИ вырабатывается синхронизирующее время t и при наличии спутниковых сигналов вырабатываются сигналы, пропорциональные координатам самолета $\varphi_c, h_c, \lambda_c$ и его скорости v_H, v_H, v_E . Все указанные сигналы поступают в БКИ для коррекции навигационных параметров. Кроме того, сигналы $\varphi_c, h_c, \lambda_c$ поступают в ВНД для начальной выставки самолета

при включении системы.

Комплексирование инерциальной и спутниковой информации осуществляется в блоке 4 комплексирования информации, на вход которого поступают сигналы, пропорциональные достоверным значениям проекций угловой скорости из блока 8 обнаружения, локализации и компенсации отказа, кажущегося ускорения из измерителя 6 проекций вектора кажущегося ускорения, а также сигналы из блока 1 спутниковой навигационной информации о координатах и скорости самолета и сигнал времени для синхронизации инерциальной и спутниковой информации. После включения системы в блок 4 комплексирования информации однократно поступают также сигналы из ВВД о местоположении самолета $\varphi_0, h_0, \lambda_0$ и ориентации самолета $\psi_0, \theta_0, \gamma_0$. Выходные сигналы БКИ формируются в соответствии с алгоритмом обобщенного фильтра Калмана, блок-схема которого приведена в прототипе, и включают в себя скорректированные значения местоположения самолета $\hat{\varphi}, \hat{h}, \hat{\lambda}$, скорости самолета $\hat{v}_N, \hat{v}_h, \hat{v}_E$, ориентации самолета $\hat{\psi}, \hat{\theta}, \hat{\gamma}$, выдаваемые во внешние системы. Кроме того, на выходе БКИ формируются спрогнозированные по инерциальным данным сигналы $\hat{\varphi}, \hat{h}, \hat{\lambda}$, которые поступают в БСНИ для оптимизации работы блока.

Таким образом, благодаря реализации в ОИНСИКИУС алгоритма обнаружения, локализации и компенсации отказа в информации измерителя проекций абсолютной угловой скорости на основе сравнения с измерениями вспомогательного измерителя проекций угловой скорости, специальным образом расположенного относительно осей ИПАУС, достигаются следующие преимущества. Снижается вероятность неконтролируемого отказа, поскольку избыточные измерения позволяют усовершенствовать средства встроенного контроля; при аппаратном или параметрическом отказе одного гироскопа и наличии спутниковой информации функциональность системы не сужается, а при кратковременном перерыве спутниковых измерений - быстро восстанавливается с появлением спутниковых данных; при аппаратном или параметрическом отказе одного гироскопа и длительном отсутствии спутниковой информации система длительное время и с требуемой точностью может выполнять функции датчика вертикали, тем самым обеспечивая отказоустойчивость системы в целом.

Источники информации

1. Патент РФ №2087867, G01C 23/00, 1993.
2. Заявка RU №2004111865, G01C 23/00, G01S 5/14, 2004 - прототип.
3. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. - М.: Наука, 1973. - 320 с.

Формула изобретения

Отказоустойчивая интегрированная навигационная система с избыточным количеством измерителей угловой скорости, содержащая блок спутниковой навигационной информации, вход которого через усилитель связан с антенной, вычислитель начальных данных, входы с первого по третий которого подключены к одноименным выходам измерителя проекций абсолютной угловой скорости, входы с четвертого по шестой подключены соответственно к выходам измерителя проекций вектора кажущегося ускорения и соединены с входами с четвертого по шестой вычислителя навигационных параметров, а второй группой из трех входов с седьмого по девятый соединен с входами с четырнадцатого по шестнадцатый блока

комплексирования информации и подключен к выходам с второго по четвёртый блока спутниковой навигационной информации, остальные выходы которого с пятого по седьмой связаны с входами с семнадцатого по девятнадцатый блока комплексирования информации непосредственно, при этом шесть выходов вычислителя начальных данных
5 соединены с входами с седьмого по двенадцатый вычислителя навигационных параметров и с входами с седьмого по двенадцатый блока комплексирования информации, первая группа входов с первого по шестой которого соединена с одноименными входами вычислителя навигационных параметров, девять выходов которого соединены с одноименными выходами системы непосредственно, а
10 тринадцатый вход блока комплексирования информации связан с первым выходом блока спутниковой навигационной информации непосредственно, при этом выходы блока комплексирования информации с первого по третий соединены с группой входов блока спутниковой навигационной информации, а выходы с четвертого по двенадцатый соединены с выходами системы с десятого по восемнадцатый непосредственно,
15 отличающаяся тем, что в нее дополнительно введен вспомогательный измеритель проекций абсолютной угловой скорости, три выхода которого соединены с входами с четвертого по шестой блока обнаружения, локализации и компенсации отказа, первая тройка входов которого подключена к одноименным выходам измерителя проекций абсолютной угловой скорости и соединена с одноименными входами вычислителя
20 начальных данных, а выходы с первого по третий соединены с одноименными входами вычислителя навигационных параметров и блока комплексирования информации.

25

30

35

40

45