УДК 629.12.053.13 DOI 10.17285/0869-7035.2017.25.4.003-017

### Г.И. ЕМЕЛЬЯНЦЕВ, Б.А. БЛАЖНОВ, А.П. СТЕПАНОВ

## ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ДВУХРЕЖИМНОГО СНС-ГИРОКОМПАСА КАК СИЛЬНОСВЯЗАННОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ

Рассматривается построение сильносвязанной инерциально-спутниковой интегрированной системы, предназначенной для решения задач ориентации и навигации в условиях ограниченной видимости навигационных спутников (НС). Для определения параметров ориентации подвижного объекта реализуется схема двухрежимного СНС-гирокомпаса, содержащего бескарданный инерциальный измерительный модуль (ИИМ) на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) и двухантенную приемную аппаратуру (ПА) спутниковой навигационной системы (СНС). Исследуются алгоритмы и погрешности СНСгирокомпаса с антенной базой на уровне длины волны несущей частоты и спутниковыми приемниками с внешним опорным генератором. При этом ИИМ с антенным модулем ПА СНС совершает реверсное модуляционное вращение. Особенностью данной системы является возможность построения СНСкомпаса при наблюдении хотя бы одного HC GPS или ГЛО-НАСС, а также наличие автономного режима работы, реализующего по данным ИИМ и лага схему гирогоризонткомпаса и счисление координат при отсутствии сигналов от НС. Исключение неоднозначности фазовых измерений и отбраковка недостоверных осуществляется с опорой на данные ИИМ при формировании в интегрированной системе разностных измерений на уровне первых разностей фаз. Приводятся результаты камеральной обработки данных стендовых испытаний макетного образца системы, содержащего СНС-компас «Орион-М», (ЦНИИ «Электроприбор») с приемными модулями СНС 2К-363E-62 (ОАО «РИРВ») и инерциальный модуль на ВОГ VG 910 (ЗАО «Физоптика»).

Ключевые слова: СНС-гирокомпас, волоконно-оптический гироскоп.

**Емельянцев** Геннадий Иванович. Доктор технических наук, главный научный сотрудник АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением». **Блажнов** Борис Александрович. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник

**ьлажнов** Борис Александрович. Кандидат технических наук, ведущии научный сотрудник АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Степанов Алексей Петрович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО.

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017

### Исходные положения

Освоение северных районов Мирового океана, ужесточение требований в части обеспечения безопасности судовождения, стабилизации комплексов технических средств (станций спутниковой связи, локаторов и т.п.) и комплексов оружия, широкое применение роботизированной техники обуславливают выдвижение новых подходов к информационному обеспечению подвижных объектов.

В связи с этим массовое применение находят информационные системы, базирующиеся на технологиях глобальных СНС. Одной из таких систем, широко применяемых для навигационного обеспечения подвижных объектов, является так называемый «СНС-компас» [1–8]. Отличительной особенностью СНСкомпасов является возможность определения с высокой точностью не только линейной скорости и координат места, но также и параметров ориентации объекта, включая истинный курс. При этом уровень их погрешности по курсу не зависит от широты места.

В настоящее время в мире существует тенденция к миниатюризации СНСкомпасов. Основным препятствием на этом пути является проблема сохранения приемлемых точностных характеристик в определении параметров ориентации при уменьшении длины антенной базы. Обусловлено это структурой погрешностей фазовых измерений мультиантенной спутниковой системы [9]. Так, для большинства современных СНС-компасов за характерный уровень точности можно принять  $0,6^{\circ} \cdot (3\sigma)$  на один метр длины антенной базы, что обусловлено, главным образом, шумами фазовых измерений, формируемых в ПА СНС [6, 7, 10, 14].

Кроме того, выработка параметров ориентации в таких системах предполагает одновременное наблюдение за сигналами множества НС [11, 12], прежде всего при первом курсовом определении после запуска системы.

С целью минимизации массогабаритных характеристик и необходимого числа наблюдаемых НС при сохранении точности решения задачи ориентации для малоразмерных морских, наземных и воздушных объектов был разработан макетный образец малогабаритного двухантенного СНС-компаса «Орион-М» как интегрированной системы. В данной системе (рис. 1) используются два спутниковых



навигационных приемника с внешним общим опорным генератором, интегрированные с ИИМ на микромеханических датчиках, а также привод, обеспечивающий модуляционное вращение антенного модуля вместе с ИИМ по заданному закону [13].

Однако и для данной системы характерен один из основных недостатков современных СНС-компасов – ограниченное время автономной работы.

Рис. 1. Внешний вид сборки СНС-компаса «Орион-М»

Следует отметить, что существует схема построения системы ориентации по данным о фазовых измерениях ПА СНС, использующая только одну приемную антенну, установленную на быстровращающемся основании [15]. При такой схеме также возможно определение углов ориентации в условиях наблюдения ограниченного количества спутников. Однако, как показали исследования [15], достижение высоких точностей определения углов ориентации (лучше 1°) при указанной схеме построения системы встречает ряд принципиальных трудностей, преодоление которых представляется весьма затруднительным.

В настоящей работе рассматривается двухрежимный СНС-гирокомпас как сильносвязанная интегрированная система. Как и в системе [13], ИИМ с двухантенным модулем ПА СНС совершает реверсное модуляционное вращение. При приеме сигналов от НС ГЛОНАСС и (или) GPS система работает в обсервационном режиме с построением СНС-компаса и выдачей потребителям всего перечня кинематических параметров движения объекта. В процессе эксплуатации в системе также осуществляется калибровка гироскопов и акселерометров ИИМ, включая и так называемые румбовые дрейфы гироскопов [10].

При наличии навигационного решения от ПА СНС в интегрированной системе ориентации и навигации (ИСОН) формируются разностные измерения по линейным скоростям и координатам места, в противном случае – разностные измерения по псевдодальностям и радиальным скоростям для каждого *i* -го наблюдаемого НС. При отсутствии сигналов от НС система переходит в автономный режим, реализующий по данным ИИМ, лага и измерителя высоты схему построения гирогоризонткомпаса с обеспечением требований по точности выработки курса и углов качки на неограниченном интервале времени и выработку счислимых координат. Такая постановка задачи потребовала использования в интегрированной системе ИИМ на основе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ). Как представляется, рассматриваемый СНС-гирокомпас позволяет в полной мере реализовать преимущества сильносвязанной системы, поскольку решение задач навигации и ориентации в обсервационном режиме может осуществляться при ограниченном числе НС по «сырым» данным: радиальным псевдодальностям и псевдоскоростям, а также фазовым измерениям.

Для обработки разностных измерений по навигационным параметрам и первым разностям фаз в рассматриваемой ИСОН используется алгоритм обобщенного фильтра Калмана (ФК).

## Особенности алгоритмического обеспечения

Алгоритмическое обеспечение рассматриваемого СНС-гирокомпаса в части использования фазовых измерений в основном аналогично алгоритмам работы СНС-компаса «Орион-М» [13], а в части обработки навигационных параметров – алгоритмам работы слабо- или сильносвязанной интегрированной системы [10].

Как известно [13], к отличиям такого построения СНС-компаса относится прежде всего исключение достаточно сложных поисковых алгоритмов по оценке неоднозначностей фазовых измерений благодаря наличию модуляционного вращения антенного модуля ПА СНС. В силу этого даже для начального определения курса в рамках построения ИСОН можно ограничиться решением задачи фильтрации с разностными фазовыми измерениями на уровне первых разностей (при использовании спутниковых приемников с общим опорным генератором) по одному НС.

Решение задачи фильтрации по данным только одного HC дает дополнительные возможности по парированию влияния многолучевого распространения сигналов HC [16] на точность системы в определении параметров ориентации, например, из-за расположенных на судне рядом с интегрированной системой элементов корпуса и надстройки [16].

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017

Кроме того, для обеспечения возможности обработки фазовых измерений от НС ГЛОНАСС при решении задачи ориентации формирование измеренных значений первых разностей фаз осуществляется с учетом значений длин волн излучаемых НС сигналов.

Для исследования алгоритмов работы рассматриваемой ИСОН и оценки точности решения задач ориентации и навигации была разработана в пакете MATLAB (Simulink) имитационная модель функционирования ИСОН, использующая реальные массивы данных чувствительных элементов ИИМ, датчика угла его модуляционного вращения и первичные выходные данные спутниковых приемников для их обработки в камеральном режиме.

В качестве входных данных для задачи совместной обработки информации ИИМ и двухантенной ПА СНС по навигационным параметрам используются измеренные (с индексом z) по данным ПА СНС и расчетные (с индексом pr) по данным ИИМ значения  $V_j$ , (j = E, N, H) составляющих вектора линейной скорости и координат места  $\phi$ ,  $\lambda$ , h (по широте, долготе и высоте) при наличии в ПА СНС навигационного решения. В противном случае привлекаются измеренные  $\rho_{i_z}$ ,  $\dot{\rho}_{i_z}$  по данным ПА СНС и расчетные  $\rho_{i_pr}$ ,  $\dot{\rho}_{i_pr}$  по данным ИИМ и эфемеридной информации НС значения соответственно псевдодальности и радиальной скорости для наблюдаемых НС.

Расчетные значения вычисляются согласно следующим соотношениям [10]:

$$\rho_{i_{pr}} = \sqrt{(e_{1i} - e_{1_{pr}})^{2} + (e_{2i} - e_{2_{pr}})^{2} + (e_{3i} - e_{3_{pr}})^{2}},$$
  

$$\dot{\rho}_{i_{pr}} = \frac{1}{\rho_{i_{pr}}} [(e_{1i} - e_{1_{pr}})(\dot{e}_{1i} - \dot{e}_{1_{pr}}) + (e_{2i} - e_{2_{pr}})(\dot{e}_{2i} - \dot{e}_{2_{pr}}) + (e_{3i} - e_{3_{pr}})(\dot{e}_{3i} - \dot{e}_{3_{pr}})],$$
(1)

где  $e_{1_pr}; e_{2_pr}; e_{3_pr}, \dot{e}_{1_pr}; \dot{e}_{2_pr}; \dot{e}_{3_pr}$  и  $e_{1i}; e_{2i}; e_{3i}, \dot{e}_{1i}; \dot{e}_{2i}; \dot{e}_{3i}$  – декартовы координаты и линейные скорости соответственно полюса связанного с ИИМ ортогонального трехгранника и НС в осях геоцентрической гринвичской системы координат  $e_1e_2e_3(e)$ .

Исходной информацией при формировании фазовых измерений для задачи ориентации являются:

• первая разность фаз  $\nabla \varphi_{1i}$  сигналов, принимаемых в точках размещения антенн (опорной антенны  $A_{on}$  и отнесенной  $A_1$  на базе  $|\vec{b}_1|$ ), которая в единицах длины до *i*-го HC, как известно, определяется как  $\nabla \varphi_{1i} = |\vec{b}_1| \cos \beta_{1i}$ , или в угловой мере  $\nabla \varphi_{1i} = \nabla r_{1i} \cdot 2\pi / L_i$ . Здесь  $\nabla r_{1i}$  – разность дальностей до HC на базе  $|\vec{b}_1|$ ;  $L_i$  – длина волны излучаемого HC сигнала;  $\cos \beta_{1i}$  – значение направляющего косинуса орта  $\vec{s}_i$ , задающего направление на HC относительно антенной базы;

•  $s_{i_{-z}}^{b_1}$  – вычисленное по измерениям первой разности фаз  $\nabla \varphi_{1i}$  сигнала HC на разнесенные антенны значение направляющего косинуса орта  $\vec{s}_i$  относительно антенной базы, которое с учетом использования спутниковых приемников с общим опорным генератором можно записать в виде

$$s_{i_{-z}}^{b_{1}} = \nabla \varphi_{i_{i}} / \left| \vec{b}_{i} \right| = \left[ \nabla r_{i_{i}} + L_{i} m_{i_{i}} + n_{\phi}^{f}(i) \right] / \left| \vec{b}_{i} \right|,$$

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017

где  $m_{1i}$  – целое число, характеризующее неоднозначность фазовых измерений;  $n_{m}^{f}(i)$  – шумы фазовых измерений.

Следует отметить, что при обработке фазовых измерений от НС ГЛО-НАСС, для которых характерно частотное разделение сигналов, для минимизации шумов в разностных фазовых измерениях формирование измеренных значений  $s_{i_{-z}}^{b_1}$  необходимо производить следующим образом:

$$s_{i_{z}}^{b_{1}} = \nabla f_{i} \lambda_{i} / \left| \vec{b}_{1} \right|,$$

здесь  $\nabla f_i$  – первая разность фаз для HC (в циклах),  $\lambda_i$  – длина волны излучаемого HC сигнала;

•  $s_{i_{-}pr}^{b1}$  – расчетное значение направляющего косинуса орта  $\vec{s}_i$  относительно антенной базы, формируемое в ИСОН как

$$S_{i_{pr}}^{b1} = \left(C_{o,h}C_{o,b}^{T}\cdot\vec{b}_{1b}^{ort}\right)^{T}\vec{s}_{i_{pr}}^{h},$$

где  $\vec{s}_{i_{-}pr}^{h}$  – расчетное значение направляющего косинуса орта  $\vec{s}_{i}$  для HC в осях географического сопровождающего трехгранника ENH(h);  $\vec{b}_{1b}^{ort}$  – априорные данные о положении антенной базы  $\vec{b}_{1}$  в осях  $x_{b}y_{b}z_{b}(b)$  измерительного блока (ИБ) ИИМ, то есть значения направляющих косинусов  $\vec{b}_{1b}^{ort} = [\vec{b}_{1xb}^{ort}; \vec{b}_{1zb}^{ort}]^{T}$  орта базы;  $C_{o,b}$  – матрица ориентации ИБ ИИМ относительно осей объекта  $x_{o}y_{o}z_{o}(o)$ 

 $C_{o,b} = \begin{bmatrix} \cos \rho & \sin \rho & 0 \\ -\sin \rho & \cos \rho & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{ формируемая согласно измеренным значениям угла } \rho$ 

вращения измерительного модуля;  $C_{o,h}$  ( $C_{o,h}(K,\psi,\theta)$ ) – матрица ориентации объекта, здесь  $K,\psi,\theta$  – соответственно углы курса, тангажа и крена, их значения поступают от ИИМ.

Величина  $\vec{s}_{i_{pr}}^{h}$  определяется согласно следующему соотношению  $\vec{s}_{i_{pr}}^{h} = C_{e,h} \cdot \vec{s}_{i_{pr}}^{e}$ , где  $C_{e,h}(\lambda, \phi)$  – матрица перехода от гринвичских к географическим осям, требующая решения навигационной задачи ( $\lambda, \phi$  – соответственно географические долгота и широта места);  $\vec{s}_{i_{pr}}^{e}$  – направляющие косинусы орта  $\vec{s}_{i}$  в осях гринвичской системы координат, определяемые согласно выражению.

$$\vec{s}_{i_{pr}}^{e} = \frac{1}{\sqrt{(e_{1i} - e_{1_{pr}})^{2} + (e_{2i} - e_{2_{pr}})^{2} + (e_{3i} - e_{3_{pr}})^{2}}} \begin{bmatrix} e_{1i} - e_{1_{pr}} \\ e_{2i} - e_{2_{pr}} \\ e_{3i} - e_{3_{pr}} \end{bmatrix}.$$

Данные направляющие косинусы могут поступать непосредственно от приемника СНС в специальных сообщениях.

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017

### Формирование разностных измерений

Сформируем разностные измерения ИСОН в обсервационном (при наличии/отсутствии навигационного решения ПА СНС) и автономном режимах ее функционирования.

## 1) В обсервационном режиме

а) По навигационным параметрам при наличии навигационного решения ПА СНС:

$$z_{V_j} = V_{j_pr} - V_{j_z}, \quad (j = E, N, H),$$

$$z_{\phi} = \phi_{pr} - \phi_z,$$

$$z_{\lambda} = \lambda_{pr} - \lambda_z,$$

$$z_h = h_{pr} - h_z.$$
(2a)

б) По навигационным параметрам при отсутствии навигационного решения ПА СНС

$$z_{\rho i} = \rho_{i_{pr}} - \rho_{i_{z}},$$

$$z_{\rho i} = \dot{\rho}_{i_{pr}} - \dot{\rho}_{i_{z}}.$$
(26)

При линеаризации измерений (2б), полагая, что погрешности ИИМ достаточно малы, получим [10]

$$z_{\rho i} = \sum_{j=1}^{3} \frac{\partial \rho_{i}}{\partial e_{j}} \cdot \Delta e_{j} - \delta D + \varepsilon_{ei},$$

$$z_{\rho i} = \sum_{j=1}^{3} \frac{\partial \dot{\rho}_{i}}{\partial e_{j}} \cdot \Delta e_{j} + \sum_{j=1}^{3} \frac{\partial \dot{\rho}_{i}}{\partial \dot{e}_{j}} \cdot \Delta \dot{e}_{j} - \delta \dot{D} + \varepsilon_{vi},$$
(3)

где  $\Delta e_j, \Delta \dot{e}_j (j = 1, 2, 3)$  – погрешности ИИМ в выработке декартовых координат и составляющих вектора относительной линейной скорости объекта в проекциях на гринвичские оси;  $\delta D, \delta \dot{D}$  – смещения соответственно шкалы времени (в единицах дальности) и частоты опорного генератора (в единицах линейной скорости) в ПА СНС относительно данных НС;  $\varepsilon_{el}, \varepsilon_{vl}$  – шумы ПА СНС.

Здесь для частных производных имеют место следующие выражения:

$$\frac{\partial \rho_{i}}{\partial e_{j}} = -\frac{e_{ji} - e_{j_{-}pr}}{\rho_{i_{-}pr}},$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}_{i}}{\partial e_{j}} = \frac{\dot{\rho}_{i_{-}pr}}{\rho_{i_{-}pr}^{2}} (e_{ji} - e_{j_{-}pr}) - \frac{1}{\rho_{i_{-}pr}} (\dot{e}_{ji} - \dot{e}_{j_{-}pr}),$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}_{i}}{\partial \dot{e}_{j}} = -\frac{e_{ji} - e_{j_{-}pr}}{\rho_{i_{-}pr}}; \quad (j = 1, 2, 3).$$
(4)

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017

Здесь и далее при формировании алгоритмов калмановской фильтрации данных ИИМ и ПА СНС погрешности  $\Delta e_j, \Delta \dot{e}_j (j = 1, 2, 3)$  ИИМ представлялись через погрешности  $\Delta \phi, \Delta \lambda, \Delta h$  выработки географических координат места и погрешности  $\Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H$  в выработке составляющих вектора относительной линейной скорости объекта в проекциях на географические оси в соответствии с [10].

 в) По значениям направляющих косинусов, соответствующих первым разностям фаз

$$z_i^{b_1} = s_{i_{\_pr}}^{b_1} - s_{i_{\_z}}^{b_1} \,. \tag{5}$$

Разностные измерения  $z_i^{b_1}$  содержат с соответствующими весами в основном погрешности  $\alpha, \beta, \gamma$  решения ИИМ задачи ориентации объекта ( $\alpha$  – погрешность в построении полуденной линии – основная погрешность в выработке курса,  $\beta, \gamma$  – погрешности в построении вертикали места в плоскости, соответственно, меридиана места и первого вертикала), погрешности ориентации базы  $\vec{b}_1$  относительно связанных с ИБ ИИМ осей  $x_b y_b z_b$ , неоднозначности первых разностей фазовых измерений и шумы измерений.

После предварительной обработки, в результате которой остаточная неоднозначность фазовых измерений будет находиться в пределах одной длины волны несущей [10], и линеаризации разностные измерения (5) приближенно могут быть записаны в виде:

$$\tilde{z}_{i}^{b^{1}} \cong \left[ b_{1N}^{ort} \cdot s_{iE} - b_{1E}^{ort} \cdot s_{iN} \right] \alpha + \left[ b_{1H}^{ort} \cdot s_{iN} - b_{1N}^{ort} \cdot s_{iH} \right] \beta + \left[ b_{1E}^{ort} \cdot s_{iH} - b_{1H}^{ort} \cdot s_{iE} \right] \gamma + \Delta C f_{i} + v_{zi},$$
(6)

где

- $b_{1E}^{ort}, b_{1N}^{ort}, b_{1H}^{ort}$  направляющие косинусы орта  $\vec{b}_{1h}^{ort}$  антенной базы в географических осях, то есть элементы вектора  $\left[b_{1E}^{ort}, b_{1N}^{ort}, b_{1H}^{ort}\right]^{T} = C_{b,h_{-}pr}\vec{b}_{1b}^{ort}$ , здесь  $C_{b,h_{-}pr}$  матрица ориентации ИБ ИИМ относительно географических осей ENH(h), вычисляемая в ИИМ;
- $s_{ij}(j = E, N, H)$  элементы орта  $\vec{s}_{i\_pr}^{h}$ , т.е. направляющие косинусы орта  $\vec{s}_{i\_pr}$ , для HC относительно географических осей;
- Δ*Cf<sub>i</sub>* погрешности, обусловленные остаточной неоднозначностью в пределах длины волны несущей первых разностей фазовых измерений для HC;
- ν<sub>zi</sub> шумы измерений, содержащие в основном шумы ПА СНС в измерении фазы несущей и погрешности привязки вектора антенной базы *b*<sub>i</sub> к осям ИБ ИИМ.

Измерения  $\tilde{z}_i^{b1}$  (6) вместе с разностными измерениями (2а) или (2б) по навигационным параметрам поступают для последующей обработки в задачу фильтрации с использованием алгоритмов обобщенного ФК, реализуя тем

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017

самым в ИСОН обсервационный режим работы с построением схемы СНС-компаса.

# 2) В автономном режиме

Для автономного режима работы ИСОН с построением по данным ИИМ и лага схемы гирогоризонткомпаса формируются следующие разностные измерения:

• скоростные измерения с использованием данных  $V_1$  лага:

$$z_{V_{E}^{L}} = V_{E_{pr}} - V_{L} \sin K \cong \Delta V_{E} - V_{N} \alpha + V_{TE} - v_{V_{E}},$$
  

$$z_{V_{E}} = V_{N_{pr}} - V_{L} \cos K \cong \Delta V_{N} + V_{E} \alpha + V_{TN} - v_{V_{N}},$$
(7)

где  $V_{TE}$ ,  $V_{TN}$  – восточная и северная составляющие скорости морских течений, являющиеся основными методическими погрешностями относительного лага, которые при имитации измерений были описаны марковскими процессами первого порядка с интервалом корреляции  $1/\mu_T$  и СКО  $\sigma_T(i = E, N)$ ;  $v_T(i = E, N)$  – шумы измерений, содержащие инструментальные погрешности лага, были аппроксимированы белыми шумами с дисперсией  $(\sigma_T^f)^2$  на частоте 1 Гц;

• позиционное измерение по высоте

$$z_h = h_{pr} - h_{el} = \Delta h + v_h \,, \tag{8}$$

где  $v_h$  – шумы внешнего измерителя  $h_{et}$  высоты (для водоизмещающих судов  $h_{et} = 0$ ).

### Расчетная модель погрешностей

При формировании расчетной модели погрешностей рассматриваемой ИСОН использовались следующие аппроксимации:

• эквивалентные смещения нулей гироскопов  $\Delta \overline{\omega}_i (i = xb, yb, zb)$  и акселерометров  $\Delta \overline{a}_i$ , эквивалентная погрешность масштабного коэффициента  $\Delta M_{gz}$  ВОГ, установленного по оси  $z_b$  модуляционного вращения ИБ ИИМ, содержащие их изменчивость от пуска к пуску и в пуске, были аппроксимированы соответствующими винеровскими процессами;

• румбовые дрейфы  $\Delta \omega_i^R (i = xb, yb)$  ИБ на ВОГ, которые были представлены первой гармоникой разложения в ряд Фурье:

$$\Delta \omega_{xb}^{R} = \Delta A_x \cos q + \Delta B_x \sin q, \\ \Delta \omega_{yb}^{R} = \Delta A_y \cos q + \Delta B_y \sin q$$

где  $q = K - \rho$  – в условиях стенда,  $q = \rho$  – на объекте;  $\Delta A_i, \Delta B_i (i = x, y)$  – искомые коэффициенты разложения, аппроксимированные соответствующими винеровскими процессами; K – курс;  $\rho$  – угол поворота ИБ относительно корпуса ИИМ;  погрешности δD,δD ПА СНС были представлены следующей расчетной моделью

$$d(\delta D)/dt = \delta \dot{D} + w_1, \qquad d(\delta \dot{D})/dt = k2 + w_2,$$

где коэффициент k2, характеризующий дрейф частоты опорного генератора, был аппроксимирован соответствующим винеровским процессом;  $w_1$  и  $w_2$  – соответствующие дискретные белые порождающие шумы с известными дисперсиями;

• погрешности  $\Delta Cf_i$  были описаны «скачкообразными» случайными величинами, дисперсия которых в ковариационном канале ФК восстанавливается до начальной неопределенности при фиксации «скачка» в измерениях  $\tilde{z}_i^{b1}$ ;

• шумы  $\varepsilon_{ei}, \varepsilon_{vi}, v_{zi}$  ПА СНС были аппроксимированы дискретными белыми шумами с известными дисперсиями.

Дискретный формирующий фильтр задачи калмановской фильтрации ИСОН формировался в виде [9, 10]

$$x_{k+1} = \Phi_{k/k+1} \cdot x_k + \Gamma_{k+1} \cdot w_k,$$
  

$$z_{k+1} = H_{k+1} \cdot x_{k+1} + v_{k+1}.$$
(9)

Вектор состояния системы (9), заданный исходя из расчетной модели погрешностей ИСОН, был записан как

$$x^{T} = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \gamma & \Delta V_{E} & \Delta V_{N} & \Delta V_{H} & \Delta \phi & \Delta \lambda & \Delta h & \Delta \overline{\omega}_{xb} & \Delta \overline{\omega}_{yb} & \Delta \overline{\omega}_{zb} \\ \Delta \overline{a}_{xb} & \Delta \overline{a}_{yb} & \Delta \overline{a}_{zb} & \Delta M_{gz} & \Delta A_{x} & \Delta B_{x} & \Delta A_{y} & \Delta B_{y} \\ \Delta C f_{1} & \Delta C f_{2} & \Delta C f_{3} & \Delta C f_{4} & \Delta C f_{5} & \Delta C f \end{bmatrix}_{6}$$
(10a)

для обсервационного режима с использованием измерений (2a) и (6) при возможности одновременной обработки фазовых измерений от 6-ти HC;

$$x^{T} = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \gamma & \Delta V_{E} & \Delta V_{N} & \Delta V_{H} & \Delta \phi & \Delta \lambda & \Delta h & \Delta \overline{\omega}_{xb} & \Delta \overline{\omega}_{yb} & \Delta \overline{\omega}_{zb} \\ \Delta \overline{a}_{xb} & \Delta \overline{a}_{yb} & \Delta \overline{a}_{zb} & \Delta M_{gz} & \Delta A_{x} & \Delta B_{x} & \Delta A_{y} & \Delta B_{y} & \delta D & \delta \dot{D} & k2 \end{cases}$$
(106)  
$$\Delta Cf_{1} & \Delta Cf_{2} & \Delta Cf_{3} \end{bmatrix}$$

для обработки измерений (2б) и (6) при возможности одновременной обработки всех измерений от 3-х HC;

$$x^{T} = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \gamma & \Delta V_{E} & \Delta V_{N} & \Delta V_{H} & \Delta \phi & \Delta \lambda & \Delta h & \Delta \bar{\omega}_{xb} & \Delta \bar{\omega}_{yb} & \Delta \bar{\omega}_{zb} \\ \Delta \bar{a}_{xb} & \Delta \bar{a}_{yb} & \Delta \bar{a}_{zb} & \Delta M_{gc} \end{bmatrix}$$
(10e)

для автономного режима работы с использованием измерений (7), (8).

В равенствах (9)  $\Phi_{k/k+1}$  – переходная на шаге k интервала  $T_z$  формирования измерений матрица состояния системы, формируемая в виде

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017

$$\Phi_{j/j+1} \cong E_{n\times n} + F(t_j) \cdot dT + \frac{1}{2} \left[ F(t_j) \cdot dT \right]^2, \ \Phi_{k/j+1} = \Phi_{j/j+1} \cdot \Phi_{k/j}$$
  
(j = 1,2,...,T<sub>z</sub> / dT; j = k при j = T<sub>z</sub> / dT),  $\Phi_{k/j} = E_{n\times n}$ ,

где  $E_{n\times n}$  – единичная матрица; j – шаг решения основных функциональных задач системы на рабочей частоте 1/dT; k – шаг измерений на частоте измерений 1/Tz;  $F(t_j) = [f_{i,j}]$  – матрица динамики системы, которая была представлена в виде, аналогичном приведенному в работе [10] с учетом используемого описания вектора состояния и сделанных допущений;  $\Gamma_{k+1} \cong \Phi_{kk+1} \cdot dT$  – матрица, определяющая влияние вектора входных шумов  $w_k$  с ковариациями  $Q_k$ ;  $H_{k+1}$  – матрица измерений, соответствующая измерениям (2a), (6) или (2б), (6) для обсервационного режима работы ИСОН и измерениям (7), (8) для автономного режима;  $v_k$  – шумы измерений, аппроксимированные дискретными белыми шумами с известными дисперсиями (матрица ковариаций  $R_k$ ) на частоте  $1/T_z$ .

При обработке фазовых измерений от каждого видимого HC осуществлялась отбраковка недостоверных измерений в соответствии с критерием, сформированным с использованием ковариационного канала ФК:

$$\sigma_{zi(k+1)} = \sqrt{\operatorname{sp}(H_{k+1}P_{k/k+1}H_{k+1}^{T} + R_{k+1})},$$
$$|z_{ik+1}| \le k_{d}\sigma_{zi(k+1)},$$

где  $\sigma_{zi(k+1)}$  – расчетные значения СКО измерений  $z_{ik+1}$ ;  $P_{kik+1}$  – прогнозируемое на интервале  $T_z$  значение ковариационной матрицы ФК;  $k_d$  – квантиль. При  $|zi_{k+1}| \ge k_d \sigma_{zi(k+1)}$  данные от ПА СНС по НС бракуются.

При смене в канале спутникового приемника номера HC осуществлялся перезапуск ФК по оценке соответствующей данному каналу фазовой неоднозначности  $\Delta \hat{C} f_i$ , для чего в ковариационном канале ФК дисперсия ее ошибки восстанавливалась до начального значения. Кроме того, для парирования дополнительных низкочастотных шумов в измерениях первых разностей фаз для каждого HC, возникающих в произвольный момент времени, например, от многолучевости, также осуществлялся перезапуск ФК по соответствующей оценке  $\Delta \hat{C} f_i$ . С этой целью использовался следующий критерий: при  $|\nabla L_{mfi}| \geq \nabla L_{mfi}^{dop}$  происходил перезапуск ФК, здесь  $\nabla L_{mfi} -$ сглаженное на заданном интервале значение невязок  $\nabla L_{mi} = \tilde{z}_i^{b1} \cdot |\vec{b}_i|$  по разностным фазовым измерениям;  $\nabla L_{mfi}^{dop}$  – допустимое значение сглаженных невязок.

## Результаты стендовых испытаний макетного образца ИСОН

Для отработки алгоритмов и программного обеспечения рассматриваемой системы был разработан ее макетный образец и проведены его стендовые

испытания. В состав макетного образца интегрированной системы вошли: центральный прибор СНС-компаса «Орион-М» (рис. 1), содержащий двухантенный модуль с базой на уровне длины волны несущей, приемники СНС 2К-363E-62 с внешним общим опорным генератором и ВОГ VG 035, установленный по оси модуляционного вращения измерительного модуля, а кроме того, ИИМ на ВОГ VG 910, который также совершал модуляционное вращение.

Частота съема данных от гироскопов, акселерометров и датчиков угла поворота измерительных модулей СНС-компаса и ИИМ на ВОГ VG 910 составляла порядка 100 Гц, а от приемников СНС – 5 Гц. Эталонные значения параметров ориентации были получены с использованием данных инерциального модуля на ВОГ IMU-120 (IXblue). Траектории движения НС GPS и ГЛОНАСС по азимуту и высоте во время испытаний и их номера приведены на рис. 2, *a*, *б* и *в*. В обработку брались до 5-ти HC.

Результаты камеральной обработки в пакете MALAB (Simulink) данных испытаний макетного образца системы при использовании HC как GPS, так и ГЛОНАСС с определением погрешностей ориентации ( $\Delta \psi, \Delta \theta$  – по углам качки,  $\Delta K$  – по курсу) в обсервационном режиме приведены на рис. 3, 4. При этом начальная погрешность системы по курсу в запуске составляла порядка 100°.



Рис. 2, *а*. Траектории движения HC GPS

Рис. 2, б. Траектории движения НС ГЛОНАСС



Рис. 2, *в*. Номера НС GPS и ГЛОНАСС, измерения фазы сигналов которых использовались в задаче ориентации

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017



Рис. 3, а. Погрешности (град.) ориентации с использованием фазовых измерений от пяти HC



Рис. 3, б. Погрешности (град.) ориентации с использованием фазовых измерений от одного HC



Наличие скачков в оценках остаточных неоднозначностей фазовых измерений (рис. 5) обусловлено скачками в значениях фаз несущей при смене в разностных измерениях номеров наблюдаемых НС или сбоями в их сигналах.

На рис. 6 приведены значения невязки  $\nabla L_{mi} = \tilde{z}_i^{b_1} \cdot |\vec{b}_1|$  при формировании разностных фазовых измерений с учетом обратной связи по искомым в ФК оценкам  $\hat{\alpha}$  и  $\Delta \hat{C} f_1$  для одной из составляющих вектора измерений (6), характеризующей уровень шумов фазовых измерений. На рис. 7 приведены значения относительных дисперсий для ошибки этой оценки  $\Delta \hat{C} f_1$ , отображающих процедуру перезапуска ФК по  $\Delta \hat{C} f_1$  (скачки по соответствующим дисперсиям в момент перезапуска) для данного измерения в соответствии с используемыми критериями (смена номера НС в данном измерении, превышение допуска значением данной сглаженной невязки).

Следует отметить, что характер изменчивости неоднозначности и фазовых циклических скачков [14] дает значительные возможности по их фильтрации на фоне полезного высокочастотного сигнала, так как изменчивость разностных фазовых измерений обусловлена главным образом вращением антенного модуля и возможной динамикой объекта.



Рис. 6. Значения (м) невязки для одной из составляющих вектора разностных фазовых измерений



фазовых измерений

Переход в автономный режим осуществлялся примерно через 0,3 ч после запуска системы в обсервационном режиме. Результаты моделирования системы в автономном режиме работы приведены на рис. 8.



Из рис. 8 следует, что погрешность по курсу в автономном режиме носит стационарный характер. Однако имеет место смещение, обусловленное неполной компенсацией румбовых дрейфов за время калибровки в запуске.

### Выводы

1. Результаты стендовых испытаний макетного образца рассматриваемого СНСгирокомпаса с модуляционным вращением антенного и инерциального модулей показывают, что погрешности (3  $\sigma$ ) такой системы в выработке параметров ориентации при длине антенной базы в пределах одной длины волны несущей частоты в обсервационном режиме могут составлять порядка 0,3°...0,4° по курсу (независимо от широты места) и 0,1° по углам качки. Достигнутые точности обеспечиваются при обработке фазовых измерений от навигационных спутников как GPS, так и ГЛОНАСС. В автономном режиме погрешность по курсу носит стационарный характер и содержит известную sec $\phi$  зависимость. Уровень погрешности по курсу определяется в основном погрешностями оценивания румбовых дрейфов инерциального модуля, осуществляемого в обсервационном режиме работы.

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017

2. Применяемые критерии с опорой на данные инерциального модуля обеспечивают эффективную отбраковку фазовых измерений с повышенным уровнем шумов и парирование измерений с возмущениями, например, из-за многолучевости.

3. Использование спутниковых приемников с общим опорным генератором приводит к возможности коррекции инерциального модуля по курсу при наблюдении даже одного навигационного спутника, находящегося не в зените, что позволяет говорить о повышении помехоустойчивости при функционировании данной интегрированной системы.

### ЛИТЕРАТУРА

- 1. www.elektropribor.spb.ru
- 2. кртз.рф/navigation.html
- 3. www.km.kongsberg.com/ks/web/nokbg0240.nsf/AllWeb/
- 4. www.novatel.com
- 5. www.radiocomplex.ru
- 6. www.hemispheregnss.com
- 7. www.furuno.com.ru
- 8. www.jrc.co.jp
- Емельянцев Г.И., Блажнов Б.А., Степанов А.П., Семенов И.В. О результатах обработки данных навигационных спутников ГЛОНАСС в GPS-компасе с антенной базой на уровне длины волны несущей // Сборник материалов XVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2015. С. 9–20.
- Емельянцев Г.И., Степанов А.П. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИ «Электроприбор», 2016. 394 с.
- 11. Li Y., Zhang K., Grenfell R. Improved Knight Method Based on Narrowed Search Space for Instaneous GPS Attitude Determination // NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation. 2005. V. 52. No. 2. P. 111–119.
- Hirokawa, R., Ebinuma, T. A Low-Cost Tightly Coupled GPS/INS for Small UAVs Augmented with Multiple GPS Antennas // NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation. 2009. V.56. No.1. P. 35–44.
- 13. Емельянцев Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А., Радченко Д.А., Винокуров И.Ю., Петров П.Ю. О результатах использования в малогабаритном СНС-компасе спутниковых приемников с общим опорным генератором // Сборник материалов 24-й Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. Гл. ред. В.Г. Пешехонов. 2017. С. 157–159.
- 14. Жалило А.А. Обнаружение и устранение фазовых циклических скачков одночастотных и двухчастотных GPS/GNSS наблюдений – новый универсальный метод и алгоритмы. СПб. ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». XIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 2007. С. 293–302.
- H. Jung, M.L. Psiaki, W.J. Scott, C.L. Boitnott Attitude Sensing Using a GPS Antenna on a Turntable: Experimental Tests // NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation. 2004. V.51. No.3. P. 221–229
- 16. Дубинко Т.Ю., Селивестров А.С. Программный способ повышения точности определения углов пространственной ориентации судна по спутниковым навигационным системам // Навигация и гидрография. № 46. 2016.

Emel'yantsev G.I., Blazhnov B.A., Stepanov A.P. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). Specific features of constructing a double-mode gyrocompass as a tightly-coupled integrated system. *Giroskopiya i Navigatsiya*. 2017. Vol. 25. № 4. P.3–17.

Abstract. A task of constructing a tightly-coupled inertial satellite integrated system under the conditions of limited visibility is considered in terms of solving both orientation and naviga-

tion problems. To determine the orientation parameters of a moving object, a doublemode gyrocompass is implemented, which comprises a gimballess inertial measurement unit (IMU) on fiber-optic gyros (FOG), and two-antenna receiving equipment (RE) of global satellite navigation system (GNSS). Algorithms and errors of a GNSSgyrocompass with antenna baseline at the level of wavelength of carrier frequency and satellite receivers with external reference oscillator are studied. At that, the IMU with the antenna module of GNSS RE operates in reverse modulation rotation mode. A specific feature of this system is that a GNSS-compass can be constructed while observing at least one navigation satellite of GPS or GLONASS; moreover, it has an autonomois operation mode which implements a stabilizer gyrocompass scheme based on the IMU and log data, as well as position reckoning in absence of signals from the navigation satellite. The ambiguity of phase measurements and unreliable measurements are removed by referring to the IMU data when forming differential measurements in the integrated system at the level of the first differences of phases. The results of desktop analysis of bench testing data for a prototype system Orion-M with a GNSS compass (designed by CSRI Elektropribor) comprising GNSS receiving units 2K-363E-62 (RIRV JSC) and FOG-based inertial unit VG 910 (Fizoptika JSC) are presented in the paper.

Keywords: GNSS-gyros, fiber-optic gyros.

#### REFERENCES

- 1. www.elektropribor.spb.ru
- 2. кртз.рф/navigation.html
- 3. www.km.kongsberg.com/ks/web/nokbg0240.nsf/AllWeb/
- 4. www.novatel.com
- 5. www.radiocomplex.ru
- 6. www.hemispheregnss.com
- 7. www.furuno.com.ru
- 8. www.jrc.co.jp
- Emel'yantsev, G.I., Blazhnov, B.A., Stepanov, A.P., and Semenov, I.V., GLONASS Data Processing in GPS Compass with Antenna Base Equal to Carrier Wavelength, Proc. of 22nd St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2015, pp. 9–19.
- Emel'yantsev, G.I., and Stepanov, A.P., Integrirovannye inertsial'no-sputnikovye sistemy orientatsii i navigatsii (Integrated Inertial Satellite Systems of Orientation and Navigation), V.G. Peshekhonov, Ed., Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2016.
- 11. Li, Y., Zhang, K., and Grenfell, R., Improved Knight Method Based on Narrowed Search Space for Instaneous GPS Attitude Determination, NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation, 2005, vol. 52, no. 2, pp. 111-119.
- Hirokawa, R., and Ebinuma, T., A Low-Cost Tightly Coupled GPS/INS for Small UAVs Augmented with Multiple GPS Antennas, NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation, 2009, vol. 56, no.1, pp. 35-44.
- Emel'yantsev, G.I., Stepanov, A.P., Blazhnov, B.A., Radchenko, D.A., Vinokurov, I.Yu., and Petrov, P.Yu., Using Satellite Receivers with a Common Clock in a Small-Sized GNSS Compass, Proc. of 24th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2017, pp. 222-225.
- Zhalilo, A.A., Detection and Elimination of Cyclic Phase Slips of Single-Frequency and Double-Frequency GPS/GNSS Observations. New Universal Method and Algorithms, Proc. of 14th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2007, pp. 311–318.
- Jung, H., Psiaki, M.L., Scott, W.J., and Boitnott, C.L., Attitude Sensing Using a GPS Antenna on a Turntable: Experimental Tests // NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation. 2004. V.51. No.3, pp. 221-229
- 16. **Dubinko, T.Yu., and Seliverstov, A.S.**, The Program Method Used to Increase the Accuracy of Finding the Spatial Orientation Angles of a Vessel by Satellite Navigation Systems, Navigatsiya i gidrografiya, 2016, no. 46.

Материал поступил 02.11.2017

Гироскопия и навигация. Том 25. №4 (99), 2017