

Г.И. ЕМЕЛЬЯНЦЕВ, Ю. А. ЛИТМАНОВИЧ, Н. Н. МОШКИН

О ПОВЫШЕНИИ ИНФОРМАЦИОННОЙ АВТОНОМНОСТИ БИНС МОРСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Рассмотрены алгоритмы работы возможной схемы построения бескарданной инерциальной навигационной системы (БИНС) на датчиках угловой скорости (ДУС) и одном позиционном гироскопе. Данная БИНС представляет интерес для применения на поисковом подводном аппарате (ППА) с длительным временем его автономной работы в необорудованном районе, где по гидрологическим условиям использование гидроакустического лага для счисления координат неэффективно.

Изложены особенности использования данных позиционного гироскопа в алгоритмах БИНС при решении навигационной задачи. Описаны режим калибровки при надводном положении ППА, использующий данные спутниковой навигационной системы (СНС), и навигационный режим работы системы в подводном положении ППА с привлечением данных относительного лага.

Приведены результаты имитационного моделирования в пакете MATLAB(Simulink) алгоритмов работы системы, подтверждающие эффективность использования в БИНС на ДУС данных прецизионного позиционного гироскопа для существенного повышения ее информационной автономности.

Введение

К настоящему времени бескарданные инерциальные навигационные системы (БИНС) или бескарданные инерциальные модули в составе интегрированных инерциально-спутниковых систем нашли широкое применение практически на всех видах подвижных объектов. Их измерительные модули (ИМ) используют, как правило, датчики угловой скорости (ДУС), такие как лазерные, волоконно-оптические или микромеханические гироскопы.

В морской практике используются БИНС на более точных гироскопах навигационного класса: лазерных – Mk.49 (фирмы Sperry и Honeywell, США), Sigma40XP (Sagem, Франция)) и волоконно-оптических гироскопах (ВОГ), например RHINS и MARINS (IXblue, Франция). Точность таких систем в решении

Емельянец Геннадий Иванович. Доктор технических наук, главный научный сотрудник ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»; профессор кафедры Университета ИТМО (С.-Петербург). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Литманович Юрий Аронович. Доктор технических наук, начальник отдела ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Мошкин Николай Николаевич. Аспирант кафедры Университета ИТМО, инженер ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

навигационной задачи определяется прежде всего уровнем нестабильности дрейфов гироскопов. Однако следует отметить, что для всех БИНС на ДУС характерно также наличие дополнительных вычислительных и инструментальных дрейфов, возникающих в условиях угловых колебаний и вибрационного движения основания [1].

Вычислительные дрейфы, возникающие при реализации в вычислителе БИНС дискретных алгоритмов выработки параметров ориентации и навигации, в настоящее время потеряли свою значимость вследствие появления высокопроизводительных процессоров. Из инструментальных факторов, приводящих к появлению дополнительных дрейфов, следует выделить прежде всего асимметрию масштабных коэффициентов гироскопов и неравенство временных задержек в измерительных каналах инерциального модуля. При асимметрии $\Delta M_{gj}(j = x, y, z)$ масштабных коэффициентов гироскопов типа ВОГ в условиях гармонической качки по осям измерительного модуля БИНС происходит детектирование систематического дрейфа $\Delta\omega_j^{\Delta M}$, уровень которого может быть описан приближенным выражением, приведенным в работе [2].

Пусть в условиях морского объекта имеет место гармоническая качка $\theta(t) \cong \theta_r \cdot \sin \frac{2\pi}{T_0} t$, где $\theta_r = 3^\circ$, $T_0 = 6$ с. Из [2] следует, что для обеспечения в этих условиях дрейфов $\Delta\omega_j^{\Delta M}$ на уровне менее 10^{-3} $^\circ/\text{ч}$ необходимо иметь $\Delta M_{gj} \leq (1...2) \cdot 10^{-7}$. Для ВОГ это является очень жестким требованием, учитывая, что по нестабильности масштабных коэффициентов они уступают лазерным гироскопам.

ВОГ компенсационного типа – это замкнутая динамическая следящая система, в которой вследствие погрешностей изготовления и настройки для каждого гироскопа характерна своя величина фазового сдвига при измерении полезного сигнала. Если же результаты первичных измерений в ИМ, используемые на этапе интегрирования кинематических уравнений в задаче ориентации, поступают на вход алгоритма с неравными временными задержками, то и в этом случае создаются предпосылки для детектирования систематического дрейфа в условиях вибрации объекта.

В соответствии с этим неидентичность фазовых характеристик X, Z -каналов измерения ИМ БИНС приводит (в условиях синфазных колебаний основания с амплитудами A_x, A_z по осям X, Z и частотой ν) к детектированию систематического дрейфа в третьем Y -канале [1]. Когда разность фаз обусловлена неравными временными задержками $\tau_{xz} = \tau_x - \tau_z$, привносимыми в X, Z -измерения, $\Delta\psi_{xz}(\nu) = \tau_{xz} \cdot \nu$.

Пусть $A_x = A_z = 0.1^\circ$, $\nu = 2\pi f$ с^{-1} ($f = 10$ Гц) и $\tau_{xz} = 10^{-5}$ с (10 мкс), тогда $\Delta\omega_y^{\tau} \cong 0.012$ $^\circ/\text{ч}$, что является вполне реальным в условиях эксплуатации объекта.

Какие пути совершенствования морских БИНС на ДУС используются сегодня в практике для парирования детектируемых систематических дрейфов в условиях вибрации объекта?

Первый путь – это прямое совершенствование как самих гироскопов, их обеспечивающей электроники, так и в целом измерительного модуля системы,

в частности использование для него виброамортизаторов, а также совершенствование алгоритмического и программного обеспечения БИНС. Пример такой системы – БИНС на ВОГ MARINS. Это одна из последних разработок фирмы IXblue – альтернатива корабельной БИНС на лазерных гироскопах фирмы Sagem. Утверждается [3], что нестабильность смещения нулей ВОГ находится на уровне $5 \cdot 10^{-4}$ °/ч. При наличии внешней информации от спутниковой навигационной системы (СНС) возможно оценивание низкочастотных составляющих дрейфов ВОГ. Однако это утверждение спорно, так как известно [4], что при запуске такой системы в условиях неподвижного объекта и при движении с постоянным курсом использование скоростных и позиционных измерений от СНС не обеспечивает полной наблюдаемости «горизонтных» дрейфов гироскопов.

О потенциальной точности БИНС на ВОГ можно судить по работам [11, 12, 13].

Второй путь – это использование модуляционных вращений (поворотов) измерительного модуля БИНС, что приводит к обеспечению наблюдаемости дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров при опоре на данные СНС даже в условиях неподвижного объекта. В автономном режиме работы БИНС это приводит к автокомпенсации низкочастотных составляющих дрейфов гироскопов. Кроме того, в этом случае обеспечивается стабилизация углового положения ИМ в пространстве и, как следствие, минимизация влияния динамических колебаний объекта на ИМ системы.

Различные способы автокомпенсации уже давно применяются в прецизионных инерциальных системах и практически подтвердили свою высокую эффективность. Вращение ИМ вокруг «вертикальной» оси обеспечивает повышение точности БИНС по курсу. Для повышения точности БИНС и по координатам места (увеличение информационной автономности) необходимо вращение как минимум вокруг двух осей.

Техническая реализация концепции вращаемой БИНС сводится к установке ее ИМ в карданов подвес и приданию ему вращательного движения по заданной программной траектории. Большое значение имеет правильный выбор такой траектории, т.е. оптимальной последовательности и характера движений. Сигналы управления программным движением формируются на основе непрерывного сравнения действительной ориентации ИМ относительно выбранной опорной системы координат с требуемой ориентацией, вырабатываемой программой. При этом нет необходимости в точной физической стабилизации ИМ, как это имеет место в платформенных ИНС, поскольку точное решение задачи ориентации ИМ осуществляется в вычислите БИНС. Единственным назначением кардановых колец в этом случае является обеспечение требуемого изменения ориентации ИМ независимо от ориентации объекта.

Важным свойством вращаемой БИНС (в отличие от платформенной ИНС) являются очень низкие требования к инструментальной точности изготовления кардана и к характеристикам системы управления программным движением. Однако при этом точность датчиков углов, установленных по осям вращения ИМ, должна соответствовать требуемой точности определения параметров ориентации объекта.

Использование модуляционных разворотов определило возможность применения в морских БИНС не столь прецизионных, но зато надежных и отработанных серийных лазерных гироскопов, широко используемых в авиационных

БИНС. Примером такого применения является прецизионная морская БИНС Mk.49, совместно разработанная в конце 80-х годов прошлого века фирмами Sperry и Honeywell (США) [5], модификации которой до последнего времени находились в эксплуатации. Лазерные гироскопы GG-1342 с вибрационной частотной подставкой фирмы Honeywell и серийные кварцевые акселерометры Q-2000, используемые в системе Mk.49, выпускались большими партиями. Они имели хорошие эксплуатационные данные. Среднее время наработки на отказ гироскопов GG-1342 составляло ~60–90 тыс. ч.

К настоящему времени в США разработана аналогичная БИНС морского применения, но вместо лазерного ИМ в ней используется ИМ на ВОГ. Однако и в этом случае ИМ системы также помещен в 2-осный карданов подвес [6].

Возможен и еще один путь создания прецизионной морской БИНС. Это включение в состав ее ИМ на ВОГ навигационного класса дополнительно позиционного гироскопа типа электростатического (ЭСГ) с бескарданным списыванием информации и экваториальной ориентацией его кинетического момента [7]. Позиционный гироскоп свободен от дополнительных дрейфов ИМ на ДУС, детектируемых в условиях угловой вибрации объекта, хотя и требует соответствующего навигационного обеспечения как при начальной выставке, так и при коррекции его положения в процессе эксплуатации. Для этого от ИМ на ВОГ навигационного класса требуется высокая точность по выработке параметров ориентации объекта, что может быть обеспечено использованием его модуляционного вращения вокруг «вертикальной» оси.

Алгоритмы построения такой системы и возможная точность выработки навигационных параметров исследуются в данной работе. При этом полагается, что нестабильность коэффициентов модели дрейфа ЭСГ от запуска к запуску такова, что их калибровка при запуске системы не требуется. Это позволяет обеспечить время готовности системы на уровне 1–3 ч.

Рассматривается один из возможных алгоритмов совместной обработки данных ИМ на ВОГ и реального ЭСГ (ЭСГ-2), когда вводится понятие дополнительного идеального «виртуального» ЭСГ-1, вектор кинетического момента которого ориентируется по оси Мира.

Для обеспечения начальной выставки БИНС, калибровки дрейфов ВОГ и погрешностей акселерометров формируются разностные скоростные и позиционные измерения с опорой на данные СНС [9]. Полная наблюдаемость смещений нулей ВОГ и акселерометров обеспечивается за счет модуляционного вращения ИМ системы вокруг «вертикальной» оси.

После разгона ротора ЭСГ-2 с экваториальной ориентацией кинетического момента и демпфирования его нутационных колебаний решается задача фильтрации по определению точного начального положения орта кинетического момента ЭСГ-2. Решение данной задачи необходимо начинать только после завершения задачи точной начальной выставки БИНС по параметрам ориентации, так как для оценки точного начального положения ЭСГ-2 привлекаются данные БИНС о значениях углов курса K_{np} , килевой ψ_{np} и бортовой θ_{np} качки объекта, а от СНС – значения координат места $\lambda_{el}, \varphi_{el}$ и звездного времени $S_{гр}$ на гринвичском меридиане (рис. 1).

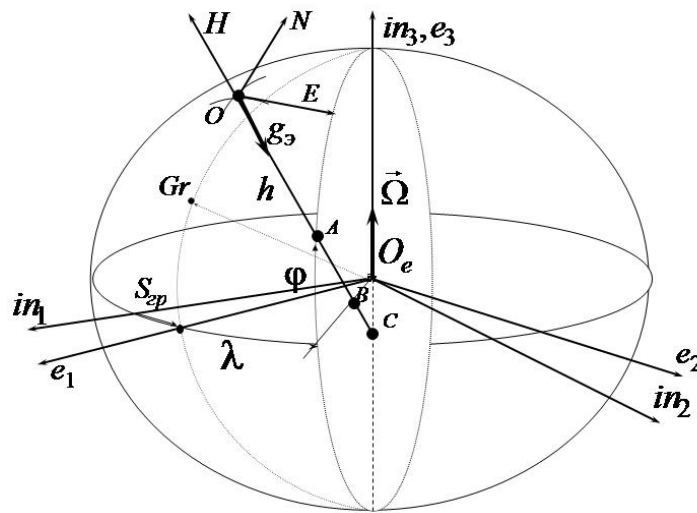


Рис. 1. Ориентация географического сопровождающего трехгранника относительно ИСК

С завершением режима начальной выставки и калибровки ИМ на ВОГ, а также начальной выставки ЭСГ-2 в надводном положении ППА происходит переход БИНС в навигационный режим работы при нахождении ППА в подводном положении, в котором используется внешняя информация только от лага с периодической коррекцией по координатам места.

Особенности формирования алгоритмов работы системы в части совместной обработки данных ИМ на ВОГ и ЭСГ

Исходные положения: ЭСГ-1 – опорный (виртуальный) ЭСГ с полярной ориентацией, формируемый по данным БИНС на ВОГ; ЭСГ-2 – рабочий (реальный) ЭСГ с экваториальной ориентацией;

используемые системы координат: ИСК (in) – инерциальная система координат ($in_1 in_2 in_3$), правый ортогональный трехгранник с началом в точке O_e – центре масс (ц. м.) Земли (ось in_3 направлена по оси суточного вращения Земли, ось in_1 – в точку весеннего равноденствия) (см. рис. 1); $e_1 e_2 e_3$ – гринвичский навигационный трехгранник, вращается вокруг оси Мира относительно ИСК с угловой скоростью Ω ; ENH (h) – географический сопровождающий трехгранник, правый ортогональный трехгранник с началом в точке O ц. м. объекта (ось H направлена по нормали к эллипсоиду Земли, ось N лежит в плоскости меридиана места); $x_c y_c z_c$ (c) – оси, связанные с корпусом ЭСГ-2, относительно которых измеряется (и корректируется с учетом поправок) положение вектора кинетического момента ЭСГ-2 – $\vec{h}_{c-2}^S$; $x_k y_k z_k$ (k) – оси, связанные с корпусом БИНС (y_k – продольная ось, z_k – ортогонально палубе), при этом должна обеспечиваться привязка осей $x_k y_k z_k$ БИНС к осям $x_c y_c z_c$ ЭСГ-2, т.е. формирование матрицы $C_{k,c}$; $q_1 q_2 q_3$ (q) – ортогональный гироскопический трехгранник, построенный на ортах ЭСГ- i ($i=1, 2$); $int1, int2, int3$ – квазиинерциальная система координат (квази-ИСК), совпадающая в моменты коррекции положения ЭСГ-2 с трехгранником $q_1 q_2 q_3$ [10];

алгоритмическое обеспечение для формирования разностных измерений: положение ортов кинетических моментов ЭСГ- i ($i=1,2$) в связанных с корпусом ЭСГ-2 осях $x_c y_c z_c$ характеризуется их «измеренными» значениями:

$$\vec{h}_{c_1}^S = \begin{bmatrix} h_{11}^c \\ h_{21}^c \\ h_{31}^c \end{bmatrix}, \quad \vec{h}_{c_2}^S = \begin{bmatrix} h_{12}^c \\ h_{22}^c \\ h_{32}^c \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $\vec{h}_{c_1}^S = (C_{c,in}^{pp})^T \vec{h}_{in_1}^R$, $\vec{h}_{in_1}^R = [0 \ 0 \ 1]^T$ – расчетные значения направляющих косинусов орта кинетического момента виртуального опорного ЭСГ-1 в осях ИСК;

$$C_{c,in}^{pp} = C_{h,in}^{pp} C_{k,h}^{pp} C_{k,c}^T \quad (2)$$

– расчетные (приборные) значения матрицы ориентации связанных с корпусом ЭСГ-2 осей относительно ИСК. Здесь $C_{k,h}^{pp}(K_{пр}, \psi_{пр}, \theta_{пр})$ – матрица ориентации корпусных осей БИНС как функция приборных значений углов курса, килевой и бортовой качки, вырабатываемых в БИНС; $C_{h,in}^{pp}$ – матрица ориентации географического сопровождающего трехгранника ENH относительно ИСК как функция приборных значений координат места $\varphi_{пр}$ – широты, $\lambda_{пр}$ – долготы, вырабатываемых в БИНС.

Построение гироскопического трехгранника $q_1 q_2 q_3$ (при этом «виртуальный» ЭСГ-1 выбирается в качестве опорного) относительно связанных осей $x_c y_c z_c$ позволяет также вычислить «измеренное» значение косинуса угла между ЭСГ- i

$$\cos \theta^S = h_{11}^c h_{12}^c + h_{21}^c h_{22}^c + h_{31}^c h_{32}^c. \quad (3)$$

Расчетные (прогнозируемые) значения $\vec{h}_{in_2}^R$ направляющих косинусов орта кинетического момента ЭСГ-2 в инерциальных осях вычисляются из решения векторного уравнения при известной модели его систематического дрейфа $\vec{\omega}_{in_2}$ в проекциях на инерциальные оси [7]:

$$\begin{aligned} \frac{d\vec{h}_{in_2}^R}{dt} &= \vec{\omega}_{in_2} \times \vec{h}_{in_2}^R; \\ \vec{h}_{in_2}^R(t_0) &= C_{c,in}^{эп}(t_0) \cdot \vec{h}_{c_2}^S(t_0). \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $\vec{h}_{c_2}^S$ – вектор измеренных значений направляющих косинусов орта кинетического момента реального ЭСГ-2 в корпусных осях; $C_{c,in}^{эп}(t_0)$ – эталонные значения матрицы ориентации корпусных осей $x_c y_c z_c$ ЭСГ-2 относительно ИСК, которая формируется при начальном определении (или коррекции) положения орта кинетического момента ЭСГ-2 по данным о параметрах ориентации от БИНС (матрица ориентации $C_{k,h}^{pp}$) и эталонным значениям координат места $\varphi_{et}, \lambda_{et}$ от приемника СНС (матрица $C_{h,in}^{эп}$)

$$C_{c,in}^{\text{ЭТ}} = C_{h,in}^{\text{ЭТ}} C_{k,h}^{\text{ПР}} C_{k,c}^T. \quad (5)$$

Положение приборного аналога ИСК, построенного на векторах $\vec{h}_{in_1}^R$, $\vec{h}_{in_2}^R$ относительно трехгранника $q_1 q_2 q_3$, характеризуется матрицей $C_{q,in}$. При этом также вычисляется расчетное значение косинуса угла между ЭСГ- i

$$\cos \theta^R = h_{11}^{in} h_{12}^{in} + h_{21}^{in} h_{22}^{in} + h_{31}^{in} h_{32}^{in}. \quad (6)$$

В моменты точной начальной выставки и коррекции положения ЭСГ-2 (коррекции значений $\vec{h}_{in_2}^R$) по данным обсерваций находится или обновляется матрица перехода от инерциальных осей $in1, in2, in3$ к осям текущей инерциальной системы координат (квази-ИСК) $int1, int2, int3$

$$C_{in,int} = C_{q,in}^T. \quad (7)$$

«Измеренные» значения орта ЭСГ-2 в осях ИСК формируются как

$$\vec{h}_{in_2}^z = C_{h,in}^{pr} \cdot C_{k,h}^{pr} \cdot C_{k,c}^T \cdot \vec{h}_{c_2}^S. \quad (8)$$

Разностные измерения, использующие данные ЭСГ-2 для коррекции БИНС

$$\begin{aligned} \vec{h}_{int_2}^R &= C_{in,int} \cdot \vec{h}_{in_2}^R; \\ \vec{h}_{int_2}^z &= C_{in,int} \cdot \vec{h}_{in_2}^z; \\ z_1 &= \cos \theta^R - \cos \theta^S; \\ z_2 &= h_{int1_2}^R - h_{int1_2}^z; \\ z_{esg} &= [z_1 \quad z_2]^T, \end{aligned} \quad (9)$$

где $\vec{h}_{int_2}^R, \vec{h}_{int_2}^z$ – расчетные $\vec{h}^R$ (прогнозируемые) и «измеренные» $\vec{h}^z$, сформированные с привлечением данных БИНС, значения направляющих косинусов орта $\vec{h}_{in_2}$ ЭСГ-2 в проекциях на оси квази-ИСК, а $h_{int1_2}^R, h_{int1_2}^z$ – их первые элементы.

Можно показать по аналогии с результатами работы [8], что вблизи точки линеаризации

$$\vec{h}_{int_1o}^R = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \vec{h}_{int_2o}^R = \begin{bmatrix} 0 \\ \cos \theta \\ \sin \theta \end{bmatrix}, \quad (10)$$

в силу чего получим следующие приближенные выражения.

Для измерения z_1

$$z_1 = \cos \theta \cdot \Delta h_{int2_1}^R + \sin \theta \cdot \Delta h_{int3_1}^R + \Delta h_{int2_2}^R - \Delta(\cos \theta^S). \quad (11)$$

Так как погрешности формирования второго и третьего элементов вектора $\bar{h}_{\text{int}_1}^R \Delta h_{\text{int}_2}^R = 0$ и $\Delta h_{\text{int}_3}^R = 0$ (ЭСГ-1 – идеальный ЭСГ), а для погрешности формирования $\cos \theta^S$ справедливо приближенное выражение $\Delta(\cos \theta^S) = \sin \theta \cdot \Delta h_{\text{int}_3}^S + \Delta h_{\text{int}_2}^S$, то получим

$$z_1 = \Delta h_{\text{int}_2}^R - \sin \theta \cdot \Delta h_{\text{int}_3}^S - \Delta h_{\text{int}_2}^S, \quad (12)$$

где $\Delta h_{\text{int}_3}^S$ – погрешности $\Delta \bar{h}_c^S$ ЭСГ-1 в проекциях на ось int_3 , т. е. это третий элемент вектора погрешностей

$$\Delta \bar{h}_{\text{int}_1}^S = (C_{\text{int},c})^T \Delta \bar{h}_c^S; \quad (13)$$

$\Delta h_{\text{int}_2}^S$ – погрешности $\Delta \bar{h}_c^S$ системы съема данных ЭСГ-2 в проекциях на ось int_2 , включающие и погрешности привязки его измерительных осей к корпусным осям.

Согласно соотношениям (1) и (2) для их вариаций имеем

$$\Delta \bar{h}_c^S = C_{k,c}(\Delta C_{h,k} \cdot C_{in,h} \cdot \bar{h}_{in}^R + C_{h,k} \cdot \Delta C_{in,h} \cdot \bar{h}_{in}^R), \quad (14)$$

где $\Delta C_{h,k}, \Delta C_{in,h}$ – погрешности вычисления соответствующих матриц, содержащие погрешности БИНС на ВОГ в выработке соответственно параметров ориентации и координат места.

Для измерения z_2

$$z_2 = \Delta h_{\text{int}_1}^R - \Delta h_{\text{int}_1}^z, \quad (15)$$

где $\Delta h_{\text{int}_1}^z$ – погрешности формирования первого элемента вектора $\bar{h}_{\text{int}_2}^z$.

В соответствии с алгоритмом (8) для его вариации получим

$$\Delta \bar{h}_{\text{int}_2}^z = C_{in,\text{int}} \left(\Delta C_{h,in} \cdot \bar{h}_h^S + C_{h,in} \cdot \Delta C_{k,h} \cdot \bar{h}_k^S + C_{c,in} \cdot \Delta \bar{h}_c^S \right), \quad (16)$$

где по сравнению с (14) в выражении (16) дополнительно присутствует вектор $\Delta \bar{h}_c^S$, характеризующий погрешности измерения направляющих косинусов орта кинетического момента реального ЭСГ-2 в корпусных осях.

После соответствующих преобразований, опуская промежуточные результаты, получим следующие приближенные выражения для рассматриваемых разностных измерений:

$$\begin{aligned} z_1 = & -\sin \theta (C_{13}C_{h32} - C_{23}C_{h31}) \cdot \alpha - \sin \theta (C_{23}C_{h33} - C_{33}C_{h32}) \cdot \Delta \varphi - \\ & -\sin \theta [(C_{13}C_{h33} - C_{33}C_{h31}) \cos \varphi + (-C_{13}C_{h32} + C_{23}C_{h31}) \sin \varphi] \cdot \Delta \lambda + \Delta h_{\text{int}_2}^R + v_1, \\ z_2 = & (h_E^S C_{h12} - h_N^S C_{h11}) \cdot \alpha + (h_N^S C_{h13} - h_H^S C_{h12}) \Delta \varphi - \\ & - \left[h_E^S (C_{h12} \sin \varphi - C_{h13} \cos \varphi) - h_N^S C_{h11} \sin \varphi + h_H^S C_{h11} \cos \varphi \right] \Delta \lambda + \Delta h_{\text{int}_1}^R + v_2, \end{aligned} \quad (17)$$

где α – погрешность БИНС по курсу; $\Delta \varphi, \Delta \lambda$ – погрешности БИНС по широте и долготе; C_{ij}, C_{hij} ($i, j = 1, 2, 3$) – элементы матриц соответственно $C_{in,h}(\lambda_*, \varphi)$ и

$C_{h,int}$ (здесь $\lambda^* = S_{Гр} + \lambda$ – инерциальная долгота); $\bar{h}_j^S (j = E, N, H)$ – значения направляющих косинусов орта $\bar{h}_{c_2}^S$ ЭСГ-2 в проекциях на географические оси;

$$v_1 = -\sin \theta \cdot \{ (C_{23}C_{h33} - C_{33}C_{h32}) \cdot \beta + (-C_{13}C_{h33} + C_{33}C_{h31}) \cdot \gamma \} - \Delta h_{int2_2}^S, \quad (18)$$

$$v_2 = (h_N^S C_{h13} - h_H^S C_{h12}) \cdot \beta - (h_E^S C_{h13} - h_H^S C_{h11}) \cdot \gamma - (C_{c11} \Delta h_{c1}^S + C_{c12} \Delta h_{c2}^S + C_{k13} \Delta h_{c3}^S)$$

– шумы измерений, включающие β, γ – погрешности БИНС в построении вертикали места соответственно в плоскости меридиана и первого вертикала. Так как при начальной выставке и периодической коррекции положения ЭСГ-2 по эталонным координатам места от СНС используются значения параметров ориентации от БИНС, то под погрешностями β, γ следует понимать их изменение относительно начальных значений. Они носят ограниченный характер (погрешности БИНС с модуляционным вращением ИМ демпфируются от лага) и их можно отнести в шумы измерений; $\Delta h_{int2_2}^S$ – погрешности $\Delta \bar{h}_{c_2}^S = [\Delta h_{c1}^S \quad \Delta h_{c2}^S \quad \Delta h_{c3}^S]^T$ системы съема данных ЭСГ-2 в проекциях на ось int2.

Следует заметить, что погрешности $\Delta h_{int1_2}^R$ (уход ЭСГ-2 в плоскости экватора) и $\Delta h_{int2_2}^R$ (уход от плоскости экватора) носят нарастающий и колебательный характер. В режиме выставки и калибровки они включаются в число оцениваемых параметров. Однако, учитывая их периодическую коррекцию при наблюдениях и пренебрежимо малый уровень по сравнению с погрешностями БИНС, в навигационном режиме (когда используется только лаг) их можно отнести в шумы измерений.

Измерения $z_{эсг}$ совместно с известными [9] разностными скоростными и позиционными измерениями, формируемыми с привлечением данных СНС, используются при реализации режима начальной выставки и калибровки БИНС. В навигационном режиме работы системы измерения $z_{эсг}$ используются вместе с данными лага.

Имитационная модель алгоритмов функционирования БИНС

Для исследования алгоритмов работы рассматриваемой БИНС и оценки точности решения задач ориентации и навигации объекта в пакете Matlab (Simulink) была разработана имитационная модель функционирования системы, включающая:

- имитационную модель движения ППА в подводном положении, которая содержит задание параметров как поступательного движения его ц. м. (ускорения, линейные скорости, географические и декартовы координаты в гринвичской системе координат ПЗ-90), так и вращательного – относительно ц. м.;
- формирование выходных данных ИМ БИНС («виртуальных» блоков ВОГ и акселерометров) на базе текущих истинных значений векторов угловой скорости и кажущегося ускорения точки размещения ИМ на объекте, восстановленных из траектории движения ППА, а также с учетом принятых моделей погрешностей ВОГ и акселерометров;

- формирование выходных данных бескарданного ЭСГ с экваториальной ориентацией вектора его кинетического момента, установленного на корпусе БИНС;
- дискретные рекуррентные алгоритмы основных функциональных задач БИНС, включая задачу совместной обработки с использованием алгоритмов обобщенного фильтра Калмана данных ИМ на ВОГ, ЭСГ, приемного модуля СНС и лага.

При формировании выходных данных ИМ БИНС, ЭСГ и измерений использовались следующие имитационные модели.

ИМ на ВОГ типа IMU-120 (фирма IXSEA, Франция).

Погрешности ВОГ в проекциях на оси x_b, y_b, z_b ИМ:

ΔM_{gi} ($i = x_b, y_b, z_b$) – нестабильность масштабных коэффициентов от пуска к пуску – случайные величины с уровнем (3σ) $1 \cdot 10^{-3} \%$;

$\Delta \bar{\omega}_i$ – систематические составляющие дрейфов, которые характеризуют смещение нулей от пуска к пуску – случайные величины уровня (3σ) $0.01^\circ/\text{ч}$;

случайные составляющие дрейфов, которые характеризуют дрейф нуля в пуске – марковские процессы первого порядка с интервалом корреляции ~ 3 ч и $\sigma_{1g} = 3 \cdot 10^{-3}^\circ/\text{ч}$;

флюктуационные составляющие дрейфов – дискретный белый шум $\sigma_{2g} = 0.2^\circ/\text{ч}$ на частоте 1 Гц;

погрешности ортогонализации осей чувствительности гироскопов – случайные величины с уровнем (3σ) 5 угл. с.

Погрешности линейных акселерометров в проекциях на оси x_b, y_b, z_b ИМ:

нестабильность масштабных коэффициентов линейных акселерометров – случайные величины с уровнем (3σ) 0.01 %;

$\Delta \bar{a}_i$ – смещение нулей линейных акселерометров – случайные величины с уровнем (3σ) $1 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$;

дрейфы нулей линейных акселерометров – марковские процессы первого порядка с интервалом корреляции порядка 300 с и $\sigma_{1a} = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$;

флюктуационные составляющие погрешностей акселерометров в проекциях на оси x_b, y_b, z_b ИБ – дискретный белый шум $\sigma_{2a} = 3 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$ на частоте 1 Гц.

ЭСГ

Имитационная модель дрейфов бескарданного ЭСГ была описана по аналогии с моделью, представленной в работе [7]. Предполагалось, что изменения в новом запуске коэффициентов модели дрейфа ЭСГ с экваториальной ориентацией вектора его кинетического момента по сравнению с данными калибровки на стенде приводят к суммарным дрейфам в инерциальных осях на уровне $\Delta \omega_{in} = (2 \dots 4) \cdot 10^{-4}^\circ/\text{ч}$.

СНС

Погрешности выработки составляющих вектора линейной скорости – дискретные белые шумы $\sigma_{V_E^c} = \sigma_{V_N^c} = 0.1$ м/с на частоте 1 Гц; погрешности выработки координат места – дискретные белые шумы $\sigma_{\varphi_c} = \sigma_{W_c} = 10$ м на частоте 1 Гц.

Лаг

Морские течения V_{TE}, V_{TN} в географических осях – марковские процессы первого порядка с интервалом корреляции ~ 2 ч и $\sigma_T = 0.2 \dots 0.3$ м/с;

инструментальная погрешность лага – дискретный белый шум $\sigma_L = 0.1$ м/с на частоте 1 Гц.

Расчетная модель погрешностей

Для реализации режима начальной выставки и калибровки БИНС использовалась приближенная линеаризованная расчетная модель погрешностей системы 24-го порядка, учитывающая следующие допущения:

- погрешности α, β, γ «грубой» начальной выставки БИНС по параметрам ориентации и погрешности $\Delta h_{\text{int}1_2}^R, \Delta h_{\text{int}2_2}^R$ положения вектора кинетического момента ЭСГ относительно заданного направления в плоскости земного экватора находились в пределах малости;
- смещения нулей акселерометров $\Delta \bar{a}_i$ и ВОГ $\Delta \bar{\omega}_i$, масштабных коэффициентов гироскопов ΔM_{gi} ($i = xb, yb, zb$) от запуска к запуску и их изменчивость в пуске были аппроксимированы соответствующими винеровскими процессами;
- погрешности стендовой калибровки коэффициентов модели дрейфов ЭСГ и их неучтенные составляющие были представлены суммарными дрейфами $\Delta \omega_{\text{int}j}$ ($j = 1, 2$) в квазиинерциальных осях и аппроксимированы также винеровскими процессами;
- шумы измерений СНС были аппроксимированы дискретными белыми шумами;
- морские течения V_{TE}, V_{TN} как методические погрешности лага были аппроксимированы соответствующими марковскими процессами 1-го порядка.

Таким образом, вектор состояния расчетной модели погрешностей системы был принят в виде

$$x^T = [\alpha \quad \beta \quad \gamma \quad \Delta V_E \quad \Delta V_N \quad \Delta V_H \quad \Delta \varphi \quad \Delta \lambda \quad \Delta h \quad \Delta \bar{\omega}_{xb} \quad \Delta \bar{\omega}_{yb} \quad \Delta \bar{\omega}_{zb} \quad \Delta \bar{a}_{xb} \quad \Delta \bar{a}_{yb} \quad \Delta \bar{a}_{zb} \quad \Delta M_{gx} \quad \Delta M_{gy} \quad \Delta M_{gz} \quad V_{TE} \quad V_{TN} \quad \Delta h_{\text{int}1} \quad \Delta h_{\text{int}2} \quad \Delta \omega_{\text{int}1} \quad \Delta \omega_{\text{int}2}] \quad (18)$$

Результаты моделирования

Имитационное моделирование алгоритмов работы БИНС осуществлялось для условий движения объекта с постоянной скоростью $V=10$ м/с и курсом $K=20^\circ$. При этом рысканье и качка были заданы по гармоническому закону: $K_r=1.0^\circ$, $T_K=15$ с, $\psi_r=1.5^\circ$, $T_\psi=10$ с, $\theta_r=2^\circ$, $T_\theta=6$ с.

Модуляционное вращение вокруг «вертикальной» оси z_k ИМ БИНС происходило по гармоническому закону с амплитудой 180° и периодом 10 мин. Частота поступления данных «виртуальных» гироскопов и акселерометров и частота решения основных функциональных задач БИНС составляла 100 Гц. Дискретность формирования разностных измерений: скоростных и позиционных в режиме калибровки с опорой на данные СНС – 1 с, скоростных в навигационном режиме с опорой на данные лага – 1 с, дополнительных измерений $z_{ЭСГ}$ с использованием данных ЭСГ – 2 с. Начальные погрешности по параметрам ориентации (погрешности режима «грубой» начальной выставки) составляли: 3° по курсу, 0.3° по углам качки. Определение точного начального положения орта кинетического момента ЭСГ относительно инерциальных осей осуществлялось после завершения режима точной начальной выставки БИНС по параметрам ориентации. Результаты моделирования представлены на рис. 2–4.

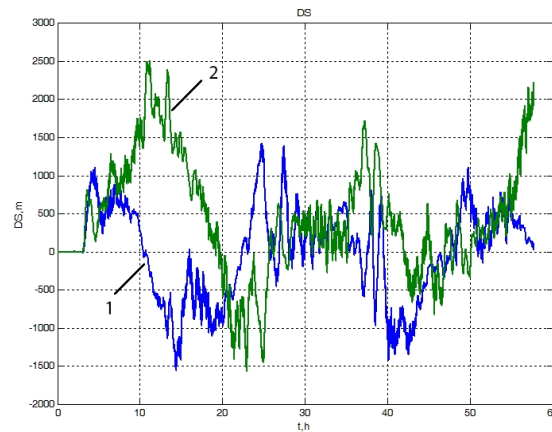


Рис. 2. Погрешности (м) системы по координатам места: 1 – $\Delta\varphi$, 2 – $\Delta\lambda$

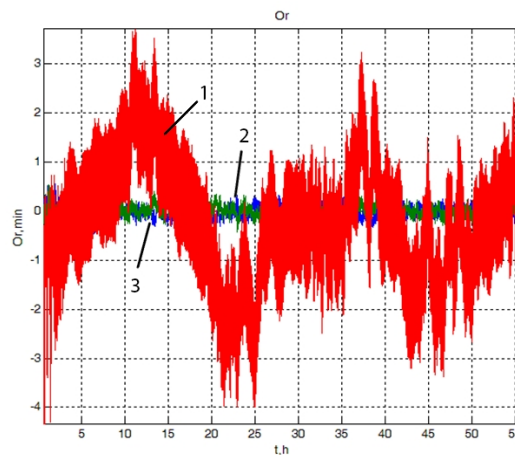


Рис. 3. Погрешности (угл. мин) системы по параметрам ориентации:
1 – ΔK ; 2 и 3 – $\Delta\psi$ и $\Delta\theta$

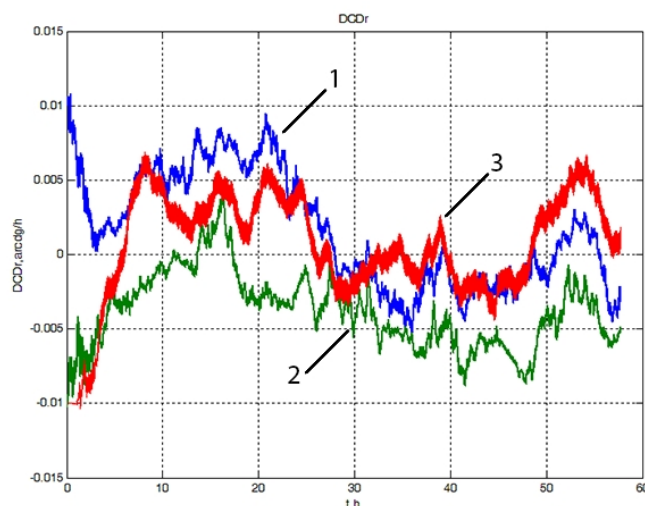


Рис. 4. Погрешности (о/ч) оценки дрейфов ВОГ:
1 — по оси X, 2 — по оси Y, 3 — по оси Z

Из приведенных рисунков следует, что погрешности рассматриваемой БИНС на интервале моделирования носят ограниченный характер. Следует отметить, что без использования ЭСГ погрешности данной БИНС по координатам места в автономном режиме работы с использованием лага могут достигать уровня 2–3 км всего за несколько часов.

Выводы

1. Разработаны алгоритмы совместной обработки данных инерциального модуля на ВОГ и позиционного гироскопа типа ЭСГ для построения прецизионной БИНС морского применения.
2. Модуляционное вращение инерциального модуля БИНС вокруг одной из осей приводит к наблюдаемости пусковых дрейфов ВОГ и смещений нулей акселерометров. При этом обеспечивается необходимая для начальной выставки и коррекции уходов ЭСГ при обсервациях точность выработки параметров ориентации.
3. Использование в составе БИНС ЭСГ с экваториальной ориентацией его кинетического момента позволяет существенно увеличить информационную автономность системы благодаря непрерывной коррекции БИНС по координатам места в автономном режиме с уточнением дрейфов ВОГ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Слюсарь В.М. О влиянии инструментальных факторов на скорость углового дрейфа БИНС // Гироскопия и навигация. -2007. – № 1(56). – С. 47-61.
2. Волинский Д.В., Драницина Е.В., Одинцов А.А., Унтилов А.А. Калибровка волоконно-оптических гироскопов в составе бескарданных инерциальных измерительных модулей // Гироскопия и навигация. – 2012.- №2(77).- С.56-68.
3. . H.J. Arditty, P. Graindorge, H.C. Lefèvre, P. Martin, J. Morisse, and P. Simonpiétri, “Fiber-optic gyroscope with all-digital processing”, OFS 6, Springer-Verlag Proceedings in Physics, 131-136, 1989.
4. Емельянцева Г.И., Cai Tijing. О наблюдаемости восточного дрейфа инерциального измерительного модуля в условиях специального маневрирования объекта // Гироскопия и навигация. -2005.- №4(51).- С. 32-41.

5. **Levinson E., Majure R.** MARLIN – next generation marine inertial navigator. Symposium Gyro Technology. – Stuttgart, 22-23 Sept., 1987.
6. **Navy** and industry investigate new super-accurate optical gyros for possible use on ballistic missile submarines, Military & Aerospace Electronics, 2001.
7. **Ландау Б.Е., Гуревич С.С., Емельянцев Г.И., Левин С.Л., Романенко С.Г., Одинцов Б.В.** Результаты калибровки электростатических гироскопов в бескарданной инерциальной системе ориентации // Материалы XV Санкт-Петербургской межд. конф. по интегрированным навигационным системам.- С.-Петербург: ЦНИИ «Электроприбор», 2008.- С. 122-129.
8. **Емельянцев Г.И., Лочехин А.В.** О погрешностях бескарданного гироскопа на электростатическом гироскопе и микромеханических датчиках // Изв. вузов «Приборостроение» СПб НИУ ИТМО.- 2010.- №10.- С. 42–48.
9. **Анучин О.Н., Емельянцев Г.И.** Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. СПб: ЦНИИ «Электроприбор», 2003.- 390 с.
10. **Gusinsky V.Z., Lesyuchevsky V.M., Litmanovich Yu.A.** Calibration and Alignment of Inertial Navigation Systems with Multivariate Error State Vector. 4th Saint-Petersburg International Conference on Integrated Systems, 26-28 May 1987. – Pp.371-378.
11. **Sanders, S. J.** Fiber optic gyro technology trends – a Honeywell perspective / S. J. Sanders, L. K. Strandjord, D. Mead // 15th Optical Fiber Sensors Conference. Technical Digest, 2002. Vol. 1. - P. 5-8.
12. **Pavlath, G. A.** Fiber optic gyro based inertial navigation systems at Northrop Grumman / G.A. Pavlath // 15th Optical Fiber Sensors Conference Technical Digest, 2002. Vol. 1. – P. 9.
13. **Y. Paturel et al.** «MARINS, the first FOG navigation system for submarines» in Proceedings of Symposium Gyro technology, 2006.

Abstract. The paper considers operation algorithms of a SINS based on angular rate sensors. Attitude gyro data are used in SINS algorithms to obtain the navigation solution. Calibration mode in the vehicle surface position uses GNSS data, and navigation mode in the vehicle submerged position uses water speed log data. Results from MATLAB (Simulink) simulation modeling confirm the effectiveness of applying attitude gyro data in SINS to significantly improve its informational autonomy.

Key words: submersible vehicle, strapdown inertial navigation system (SINS), fiber-optic gyro, electrostatic gyro, satellite navigation system, log

Материал поступил 15.04.2014