

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

О НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКЕ И ОЦЕНКЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ БИНС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУТНИКОВЫХ ФАЗОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Рассматривается задача начальной выставки и периодической оценки дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) навигационного класса точности в условиях морского объекта с использованием спутниковых фазовых измерений от мультиантенной аппаратуры. Решение задачи осуществляется в рамках построения интегрированной инерциально-спутниковой системы по сильносвязанной схеме, содержащей инерциальный измерительный модуль (ИИМ) БИНС и мультиантенный спутниковый модуль. В составе спутникового модуля имеются две антенные базы и используются приемники с общим опорным генератором.

Исключение неоднозначности фазовых измерений и отбраковка недостоверных измерений осуществляется с опорой на данные БИНС.

Приводятся результаты совместной обработки по алгоритмам построения интегрированной системы в пакете Matlab (Simulink) данных стендовых испытаний ИИМ на ВОГ навигационного класса точности и виртуального модельного спутникового модуля.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, волоконно-оптический гироскоп, спутниковая навигационная система, угломерные фазовые измерения, интегрированная система.

Введение

К настоящему времени БИНС на лазерных и волоконно-оптических гироскопах нашли широкое применение в составе навигационного оборудования авиационных и морских подвижных объектов. Примером таких систем являются БИНС на ВОГ серии Marins французской компании iXBlue [1]. Наиболее точная из них Marins M7 имеет погрешность в выработке координат на уровне одной морской мили за 3 сут. [2].

Повышение точности БИНС возможно как за счет снижения уровня нестабильности дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров, так и за счет уточнения их низкочастотных составляющих в процессе эксплуатации.

Емельянецв Геннадий Иванович. Доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург).

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

Блажнов Борис Александрович. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

Известно, что при начальной выставке БИНС с использованием скоростных и позиционных разностных измерений, формируемых с привлечением данных приемной аппаратуры (ПА) спутниковых навигационных систем (СНС), нельзя полностью уточнить все систематические составляющие погрешностей гироскопов и акселерометров. Данное обстоятельство обусловлено отсутствием их полной наблюдаемости при использовании указанных измерений в условиях ошвартованного корабля или при его движении с постоянными курсом и скоростью [3].

Для обеспечения полной наблюдаемости дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров БИНС с опорой на данные стандартной ПА СНС в морской практике применяется модуляционное вращение инерциального измерительного модуля (ИИМ) системы. При отсутствии информации от СНС модуляционное вращение (одноосное или двухосное) обеспечивает так называемую автокомпенсацию погрешностей ИИМ системы [4–8, 10]. Вместе с тем такое усложнение конструкции ИИМ приводит к увеличению массогабаритных характеристик и стоимости, а также снижению надежности инерциальной системы.

Другим возможным направлением обеспечения полной наблюдаемости и периодической оценки дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров БИНС при опоре на данные СНС является решение данной задачи в рамках построения интегрированной инерциально-спутниковой системы (ИСОИ) с использованием фазовых измерений от мультиантенной ПА СНС. Решению задачи оценивания инструментальных погрешностей ИИМ в рамках ИСОИ с использованием фазовых измерений СНС посвящена предлагаемая работа.

Постановка задачи, исходные положения

Рассмотрим задачу точной начальной выставки БИНС на ВОГ навигационного класса точности по курсу и углам качки в составе интегрированной системы, построенной по сильносвязанной схеме. В ходе выставки системы осуществляется также оценивание смещений нулей гироскопов и акселерометров ИИМ с опорой на данные мультиантенной ПА СНС с привлечением фазовых измерений и с использованием алгоритма обобщенного фильтра Калмана.

При построении ИСОИ использовались реальные данные стендовых испытаний ИИМ (записи выходных данных блоков гироскопов и акселерометров) БИНС на ВОГ навигационного класса точности и имитировались сигналы спутникового модуля.

При исследовании ИИМ (с ним связан ортогональный трехгранник $x_b y_b z_b (b)$) инерциальной системы был неподвижен относительно основания (трехгранник $x_o y_o z_o (o)$, где y_o – продольная ось, z_o – ось, ортогональная палубе и направленная вверх). Предполагается, что ИИМ точно ориентирован по осям $x_o y_o z_o (o)$ (матрица $C_{b,o}$ привязки ИИМ к основанию системы принимается единичной). В состав ИИМ входят ВОГ собственной разработки с нестабильностью дрейфов $\Delta \bar{\omega}_i$ ($i = x_b, y_b, z_b$) уровня (3σ) $0,01$ °/ч от пуска к пуску и $0,003$ °/ч в пуске. Шумовая составляющая дрейфа – $0,02$ °/ч/ $\sqrt{\text{Гц}}$ (1σ). В ИИМ входят также акселерометры с нестабильностью нулей $\Delta \bar{a}_i$ ($i = x_b, y_b, z_b$) $1 \cdot 10^{-3}$ м/с² (3σ) от пуска к пуску и $(1...2) \cdot 10^{-4}$ м/с² в пуске, при этом уровень шума – $3 \cdot 10^{-4}$ м/с²/ $\sqrt{\text{Гц}}$ (1σ).

Виртуальный спутниковый модуль содержит две антенные базы длиной по 1,5 м и два СНС-приемника с общим опорным генератором. Его выходные данные – это измеренные значения дальности и радиальной скорости для каждого

наблюдаемого навигационного спутника (НС), а также первые разности фазовых измерений для двух антенных баз.

Для оценки точности решения задач ориентации и навигации объекта была разработана в пакете Matlab (Simulink) имитационная модель функционирования ИСОН, в состав которой входят:

- имитационная модель движения шести НС по трем орбитам (по два НС на каждой орбите), близким к круговым. Небольшое число НС использовалось исходя из возможных ограничений их наблюдаемости. Модель содержит формирование параметров поступательного движения центра масс НС в геоцентрической гринвичской системе координат (эфемеридной информации для каждого НС) с учетом принятой модели гравитационного поля Земли;
- дискретные рекуррентные алгоритмы основных функциональных задач БИНС;
- задача совместной обработки с использованием алгоритмов обобщенного фильтра Калмана (ФК) данных БИНС и спутникового модуля, которая обеспечивает:
 - ✓ формирование по модельным данным движения шести НС и объекта измеренных значений дальности и радиальной скорости для каждого НС, а также выработку по данным трех НС (в качестве примера, подтверждающего возможность использования ограниченного числа НС для решения задачи ориентации) для двух антенных баз первых измеренных разностей фазовых измерений;
 - ✓ формирование по данным БИНС, эфемеридной информации НС и положению антенных баз спутникового модуля расчетных значений дальности, радиальной скорости и первых разностей фазовых измерений для каждого НС;
 - ✓ формирование разностных измерений дальности, радиальной скорости и первых разностей фазовых измерений для каждого НС и их линеаризацию;
 - ✓ вычисление оценок погрешностей ИИМ и ПА СНС и их учет в алгоритмах ИСОН на каждом шаге решения задачи фильтрации. При этом в ФК осуществлялось переключение фазовых измерений, полученных применительно к каждой из базы, для каждого НС с целью обеспечения модуляции в разностных измерениях погрешности БИНС по курсу в интересах повышения ее наблюдаемости. Тот же эффект следует ожидать и при одновременном использовании двух баз.

Особенности алгоритмического обеспечения

К особенностям решения задачи ориентации БИНС следует отнести формирование на частоте 100 Гц первых интегралов по данным ВОГ, первых и вторых интегралов по данным акселерометров и вычисление в качестве промежуточного кинематического параметра приращения вектора Эйлера $\vec{\phi}_{j+1}$ с использованием дискретного алгоритма четвертого порядка [11].

Искомый кватернион $L_{h,b}$, определяющий ориентацию ИИМ $x_b y_b z_b (b)$ относительно географического сопровождающего трехгранника $ENH(h)$, вычисляется на шаге dT в виде произведения кватернионов [9]

$$L_{h,b}(j+1) = F\tilde{F}_{i,h}(j+1) \circ L_{h,b}(j) \circ HH_{i,b}(j+1), \quad (1)$$

где $HH_{i,b}, F\tilde{F}_{i,h}$ – приращение кватернионов на шаге dT , сформированных по элементам векторов Эйлера. Последние вычислены при интегрировании значений векторов угловой скорости соответственно повороту ИИМ относительно инерциальной системы координат (ИСК) $\vec{\omega}_b = [\omega_{xb}, \omega_{yb}, \omega_{zb}]^T$ (поступающих от блока ВОГ) и повороту трехгранника $ENH(h)$ относительно ИСК $\vec{\omega}_h = [\omega_E, \omega_N, \omega_H]^T$ (угловые скорости, определяемые с учетом интегрирования сигналов блока акселерометров).

Далее по элементам кватерниона $L_{h,b}$ вычисляются значения матрицы C_{b,h_pr} направляющих косинусов, характеризующих ориентацию ИИМ относительно трехгранника $ENH(h)$. С учетом матрицы $C_{b,o}$ привязки ИИМ к основанию БИНС (объекта) $x_o, y_o, z_o(o)$ матрица C_{b,h_pr} определяет значения матрицы C_{o,h_pr} ориентации объекта относительно $ENH(h)$. Из элементов C_{o,h_pr} затем уже вычисляются углы курса K , тангажа ψ и крена θ .

Задача преобразования сигналов акселерометров $\vec{n}_b = [n_{xb}, n_{yb}, n_{zb}]^T$ на оси $ENH(h)$ и вычисление составляющих вектора линейной скорости $\vec{V}_h = [V_E, V_N, V_H]^T$ решалась с учетом формирования на рабочей частоте $1/dT$ первых и вторых интегралов от выходных данных акселерометров. Дискретные алгоритмы данной задачи, как и задачи навигации по вычислению географических координат места: долготы λ , широты ϕ и высоты h – приведены в работе [9].

Формирование данных спутникового модуля осуществлялось следующим образом.

Модельные (прогнозируемые) $\rho_{i_m}, \dot{\rho}_{i_m}$ и измеренные $\rho_{i_z}, \dot{\rho}_{i_z}$ значения дальностей и радиальных скоростей (шаг дискретизации измерений $T_z = t_{k+1} - t_k$) для каждого НС определялись в виде:

$$\rho_{i_m} = \sqrt{(e_{1i} - e_{1m})^2 + (e_{2i} - e_{2m})^2 + (e_{3i} - e_{3m})^2}, \quad (2)$$

$$\dot{\rho}_{i_m} = \frac{1}{\rho_{i_m}} [(e_{1i} - e_{1m})(\dot{e}_{1i} - \dot{e}_{1m}) + (e_{2i} - e_{2m})(\dot{e}_{2i} - \dot{e}_{2m}) + (e_{3i} - e_{3m})(\dot{e}_{3i} - \dot{e}_{3m})].$$

Здесь e_{ji}, \dot{e}_{ji} ($j=1,2,3$) – прогнозируемые значения декартовых координат и составляющих вектора линейной скорости НС относительно Земли в проекциях на гринвичские оси; $e_{jm} = const, \dot{e}_{jm} = 0$ – модельные значения декартовых координат и составляющих вектора относительной линейной скорости объекта в гринвичских осях для условий неподвижного объекта;

$$\rho_{i_z}(k+1) = \rho_{i_m}(k+1) + \delta D + \varepsilon_{\rho_i}, \quad (3)$$

$$\dot{\rho}_{i_z}(k+1) = \dot{\rho}_{i_m}(k+1) + \delta \dot{D} + \varepsilon_{\dot{\rho}_i},$$

где $\delta D, \delta \dot{D}$ – смещения соответственно шкале времени (в единицах дальности) и частоте опорного генератора (в единицах радиальной скорости) в ПА СНС

относительно данных НС. Предполагалось, что в начальный момент времени при запуске системы эти данные корректировались по навигационному решению. При совместном использовании двух и более СНС предполагается введение дополнительных компонент в вектор состояния, учитывающих различия шкал времени для разных СНС;

$\varepsilon_{\rho_i}, \varepsilon_{\dot{\rho}_i}$ – шумы измерений спутниковых приемников.

Известно, что в единицах длины полная разность фаз $\nabla\varphi_{ji}$ сигналов, принимаемых от НС в точках размещения опорной A_{op} и отнесенных A_j ($j=1,2$) антенн, определяется в угловой мере как

$$\nabla\varphi_{ji} = \nabla\rho_{ji} \cdot 2\pi / L_i, \quad (4)$$

где $\nabla\rho_{ji}$ – разность дальностей до НС на базе $|\vec{b}_j|$; L_i – длина волны излучаемого НС сигнала.

Тогда измеренные значения первой разности фаз от НС для j базы с учетом использования общего опорного генератора для спутниковых приемников можно представить в виде

$$s_{zi}^{bj} = \nabla\varphi_{ji} / |\vec{b}_j| = [\nabla\rho_{ji} + L_i m_{ji} + n_f(j,i)] / |\vec{b}_j|, \quad (5)$$

что является значением направляющего косинуса орта \vec{s}_i (орта направления на НС в точке приема) относительно базы \vec{b}_j . Здесь m_{ji} – смещение в целое число длин волн (неоднозначность) в фазовых измерениях; $n_f(j,i)$ – флуктуационные (шумовые) составляющие измерений фазы сигнала.

Для совместной обработки реальных данных стендовых испытаний ИИМ и имитируемого спутникового модуля с угломерными фазовыми измерениями применялся дискретный алгоритм обобщенного ФК с обратной связью по всему вектору состояния на каждом шаге T_z формирования разностных измерений. При этом на одном и том же такте решения задачи фильтрации использовалась информация только для одной базы и осуществлялось периодическое переключение для каждого НС от одной антенной базы к другой.

Задача совместной обработки данных БИНС и ПА СНС с фазовыми измерениями

Положим, что режим «грубой» начальной выставки БИНС завершен, т.е. взаимная ориентация сопровождающего географического трехгранника ENH и трехгранника xuz , который является его приборным аналогом, определяется вектором $\vec{\Lambda}_h = [\beta \quad \gamma \quad \alpha]^T$ эйлера поворота в пределах малости ($0.5^\circ \dots 1.0^\circ$), где угол α характеризует разворот трехгранника xuz вокруг вертикали места – погрешность в выработке курса, а углы β, γ характеризуют погрешности построения вертикали места соответственно в плоскости меридиана места и в плоскости первого вертикала [9]. В случае малости α, β, γ погрешности БИНС могут быть описаны линеаризованной моделью.

Формирование разностных измерений

По первичным навигационным параметрам

$$\begin{aligned} z_{\rho_i}(k+1) &= \rho_{i_pr}(k+1) - \rho_{i_z}(k+1), \\ z_{\dot{\rho}_i}(k+1) &= \dot{\rho}_{i_pr}(k+1) - \dot{\rho}_{i_z}(k+1), \end{aligned} \quad (6)$$

где ρ_{i_pr} , $\dot{\rho}_{i_pr}$ – значения дальности и радиальной скорости для каждого НС, вычисляемые согласно выражениям типа (2) по данным БИНС (вместо модельных e_{jm} , \dot{e}_{jm} здесь использовались расчетные e_{j_pr} , \dot{e}_{j_pr} , $j=1,2,3$ значения, формируемые по данным БИНС) и эфемеридной информации.

Полагая, что погрешности БИНС с учетом обратных связей по оценкам погрешностей из ФК находятся в пределах малости, линеаризованные измерения (6) можно представить в виде:

$$\begin{aligned} z_{\rho_i}(k+1) &= \sum_{j=1}^3 \frac{\partial \rho_i}{\partial e_j}(k+1) \cdot \Delta e_j - \delta D + \varepsilon_{\rho_i}, \\ z_{\dot{\rho}_i}(k+1) &= \sum_{j=1}^3 \frac{\partial \dot{\rho}_i}{\partial e_j}(k+1) \cdot \Delta e_j + \sum_{j=1}^3 \frac{\partial \dot{\rho}_i}{\partial \dot{e}_j}(k+1) \cdot \Delta \dot{e}_j - \delta \dot{D} + \varepsilon_{\dot{\rho}_i}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $\Delta e_j, \Delta \dot{e}_j$ ($j=1,2,3$) – погрешности БИНС в выработке декартовых координат и составляющих вектора относительной линейной скорости объекта в проекциях на гринвичские оси, при этом выражения для частных производных в (7) можно найти, например, в работе [9].

Погрешности $\Delta e_j, \Delta \dot{e}_j$ ($j=1,2,3$) в измерениях (7) были представлены через погрешности $\Delta \varphi, \Delta \lambda, \Delta h$ 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.

Фазовые измерения

Располагая данными о декартовых координатах (в осях геоцентрического гринвичского навигационного трехгранника) НС и точки размещения на объекте опорной антенны A_{op} (от ПА СНС), значениях матрицы ориентации $C_{o,h_pr}(K, \psi, \theta)$ объекта (от БИНС), можно рассчитать направляющие косинусы орта \vec{s}_i в гринвичской \vec{s}_{ie_pr} , географической \vec{s}_{ih_pr} и связанной \vec{s}_{io_pr} с объектом системах координат [9]. Наличие указанной исходной информации позволяет сформировать затем расчетное (индекс pr) значение направляющего косинуса орта \vec{s}_i относительно базы \vec{b}_j

$$s_{i_pr}^{bj} = (\vec{b}_{jo}^{ort})^T \cdot \vec{s}_{io_pr}, \quad (8)$$

где \vec{b}_{jo}^{ort} – значения направляющих косинусов вектора \vec{b}_j в связанных с объектом осях.

Формируя разности расчетных $s_{i_pr}^{bj}$ и измеренных $s_{i_z}^{bj}$ значений первых разностей фазовых измерений от НС для двух ($j = 1, 2$) антенных баз, получаем искомые разностные измерения

$$z_i^{bj} = s_{i_pr}^{bj} - s_{i_z}^{bj}, \quad (9)$$

которые содержат с соответствующими весами в основном погрешности α, β, γ решения БИНС задачи ориентации объекта, неоднозначности первых разностей фазовых измерений и шумы измерений.

После предварительной обработки разностных измерений (9), которая заключается в исключении из z_i^{bj} целочисленных значений, остаточная неоднозначность фазовых измерений, учитывая ограниченность погрешностей БИНС после ее начальной выставки и длину базы, будет находиться в пределах одной длины волны несущей. В итоге после линеаризации измерения (9) приближенно были представлены в виде:

$$\begin{aligned} \tilde{z}_i^{bj} \cong & \left[b_{jN}^{ort} \cdot s_{iE} - b_{jE}^{ort} \cdot s_{iN} \right] \alpha + \left[b_{jH}^{ort} \cdot s_{iN} - b_{jN}^{ort} \cdot s_{iH} \right] \beta + \left[b_{jE}^{ort} \cdot s_{iH} - b_{jH}^{ort} \cdot s_{iE} \right] \gamma + \\ & + \Delta C f_{b1i} + \Delta C f_{b2i} + v_{zi}, \end{aligned} \quad (10)$$

где $b_{jE}^{ort}, b_{jN}^{ort}, b_{jH}^{ort}$ – направляющие косинусы орта \vec{b}_{jh}^{ort} антенной базы в географических осях, то есть элементы вектора $\left[b_{jE}^{ort}, b_{jN}^{ort}, b_{jH}^{ort} \right]^T = C_{o,h_pr} \vec{b}_{jo}^{ort}$, здесь C_{o,h_pr} – матрица ориентации объекта относительно географических осей $ENH(h)$, вычисляемая в БИНС;

$s_i(j = E, N, H)$ – элементы орта \vec{s}_{ih_pr} , то есть направляющие косинусы орта \vec{s}_i для НС относительно географических осей;

$\Delta C f_{bji}$ – погрешности, обусловленные остаточной неоднозначностью в пределах длины волны несущей первых разностей фазовых измерений для каждой из антенных баз;

v_{zi} – шумы измерений, содержащие в основном шумы ПА СНС в измерении фазы несущей.

Измерения \tilde{z}_i^{bj} (10) вместе с разностными измерениями (7) по первичным навигационным параметрам поступают для последующей обработки с использованием алгоритмов обобщенного ФК в задачу фильтрации интегрированной системы.

С целью определенной модуляции в измерениях (10) погрешностей БИНС по параметрам ориентации осуществляется периодическое переключение измерений (10) с одной антенной базы на другую для каждого наблюдаемого НС. Одновременное использование двух антенных баз в работе не рассматривалось из-за возможного увеличения времени выполнения задачи фильтрации. При этом полагаем, что результаты работы ИСОН в данном случае существенно не изменятся вследствие низкочастотного характера оцениваемых погрешностей.

Оценки, выработанные в ФК, используются в обратной связи для коррекции погрешностей БИНС в выработке параметров ориентации и навигационных параметров, компенсации погрешностей гироскопов и акселерометров, а также коррекции измерений \tilde{z}_i^{bj} в части их остаточной неоднозначности.

Расчетная модель погрешностей

При формировании расчетной модели погрешностей БИНС и спутникового модуля использовались следующие аппроксимации:

- смещения нулей гироскопов $\Delta\bar{\omega}_i$ ($i = xb, yb, zb$) и акселерометров $\Delta\bar{a}_i$ были аппроксимированы соответствующими винеровскими процессами (низкочастотные составляющие смещений нулей, обусловленные главным образом изменчивостью от пуска к пуску);
- погрешности $\delta D, \delta\dot{D}$ ПА СНС были представлены расчетной моделью $d(\delta D)/dt = \delta\dot{D} + w_1, d(\delta\dot{D})/dt = k_2 + w_2$, где коэффициент k_2 , характеризующий дрейф частоты опорного генератора, был аппроксимирован соответствующим винеровским процессом;
- погрешности ΔCf_{bji} были описаны «скачкообразными» случайными величинами, дисперсии которых в ковариационном канале ФК восстанавливаются до начальной неопределенности (взаимные ковариации, связанные с ΔCf_{bji} , при этом обнуляются), а их оценки обнуляются при фиксации «скачка» в измерениях \tilde{z}_i^{bj} , что имеет место при смене номера НС или перерывов в поступлении измерений фазы от данного НС;
- шумы измерений v_{zi} аппроксимированы дискретными белыми шумами с известными дисперсиями на частоте формирования измерений.

В этом случае расчетная модель погрешностей ИСОН известного вида

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

при использовании первичных навигационных параметров от шести НС и фазовых измерений от трех НС была представлена вектором состояния системы размерности $[24 \times 1]$

$$x^T = [\alpha \ \beta \ \gamma \ \Delta V_E \ \Delta V_N \ \Delta V_H \ \Delta\phi \ \Delta\lambda \ \Delta h \ \Delta\bar{\omega}_{xb} \ \Delta\bar{\omega}_{yb} \ \Delta\bar{\omega}_{zb} \ \Delta\bar{a}_{xb} \ \Delta\bar{a}_{yb} \ \Delta\bar{a}_{zb} \ \delta D \ \delta\dot{D} \ k_2 \ \Delta Cf_{b11} \ \Delta Cf_{b12} \ \Delta Cf_{b13} \ \Delta Cf_{b21} \ \Delta Cf_{b22} \ \Delta Cf_{b23}], \quad (11)$$

где $\Phi_{k/k+1}$ – переходная на интервале T_z формирования измерений матрица состояния системы; $\Gamma_{k+1} \cong \Phi_{k+1} \cdot dT$ – матрица, определяющая влияние вектора входных шумов w_k с ковариациями Q_k ; H_{k+1} – матрица измерений, соответствующая уравнениям (7) и (10) размерности (15×24) ; v_{k+1} – шумы измерений с матрицей ковариаций R_k .

Результаты испытаний

Испытания проводились на стендовом оборудовании ЦНИИ «Электроприбор».

Массивы выходных данных ИИМ (текущие значения сигналов ВОГ и акселерометров) для неподвижного основания формировались на частоте 100 Гц, а выходные данные виртуального спутникового модуля – на частоте 10 Гц. При этом были введены смещения нулей акселерометров: $\Delta\bar{a}_{xb} = 0,003 \text{ м/с}^2, \Delta\bar{a}_{yb} = 0,006 \text{ м/с}^2$. Средние значения низкочастотных составляющих дрейфов ВОГ (определенные

непосредственно при сравнении средних значений показаний ВОГ с угловой скоростью вращения Земли в осях ENH с привлечением эталонных данных о курсе и углах качки в месте нахождения стенда), оказывающие наибольшее влияние на погрешности БИНС [3, 9], при стендовых испытаниях в рассматриваемом пуске БИНС составляли: $\Delta\bar{\omega}_{xb} \cong -0.0045$ °/ч, $\Delta\bar{\omega}_{yb} \cong 0.0233$ °/ч (с учетом дополнительно введенного смещения 0.01 °/ч), $\Delta\bar{\omega}_{zb} \cong -0.0055$ °/ч.

Начальные погрешности опорного генератора спутниковых приемников с учетом его коррекции по навигационному решению в начальный момент времени были приняты: $\delta D_o = 30$ м, $\delta \dot{D}_o = 0,3$ м/с, $k2_o = 0,03$ м/с². Неоднозначности фазовых измерений (остаточные после предварительной обработки разностных измерений) были заданы на уровне 1-2 длин волн несущей частоты сигнала. Дискретные шумы измерений спутниковых приемников составляли (1σ): по первичным навигационным параметрам – соответственно 3 м и 0,03 м/с, по фазе – 0,01 м (куда входят бел шумная составляющая 0,01 м и квазипостоянная составляющая (остаточные погрешности привязки взаимной ориентации ИИМ и антенных баз) на уровне 0,0005 м).

В ходе испытаний был осуществлен предварительный прогрев БИНС, после которого колебания температуры окружающей среды не превышали $\pm 1^\circ\text{C}$.

Периодическое переключение значений первой разности фаз для каждого НС от одной антенной базы к другой осуществлялась через 10 с.

Эталонные значения по параметрам ориентации стенда составляли $70^\circ 31' 21''$ по курсу, $12''$ по углу тангажа и $40''$ по углу крена (при этом погрешности их определения по данным стенда составили: по курсу – в пределах $\pm 0,5'$, по углам качки – на уровне $\pm 6''$).

Обработка информации проводилась в камеральном режиме с помощью разработанной в пакете Matlab (Simulink) имитационной модели функционирования интегрированной системы.

Результаты начальной выставки и калибровки системы при использовании псевдодальности и псевдоскорости от шести НС, но без привлечения фазовых измерений приведены на рис. 1–2. При этом начальная погрешность по курсу составляла 10° .

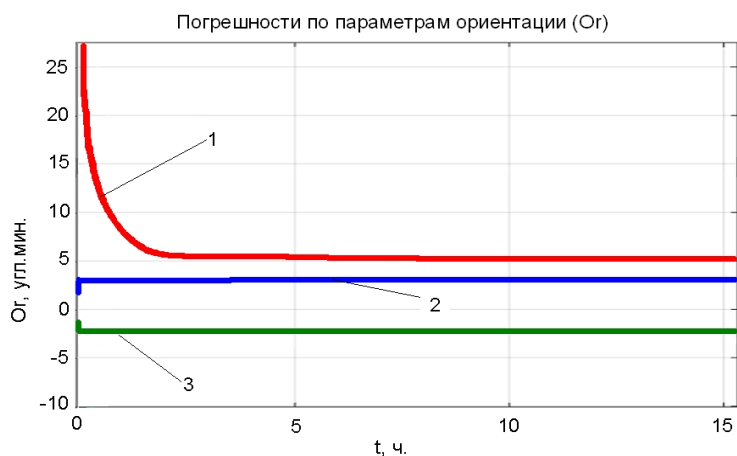


Рис. 1. Погрешности (угл. мин) БИНС по курсу (1), углом дифферента (2) и крена (3) при ее начальной выставке и калибровке по данным СНС без использования фазовых измерений

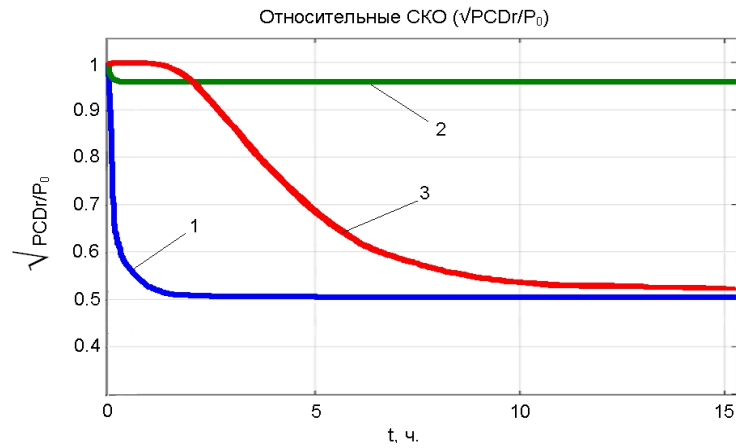


Рис. 2. Значения относительных СКО ($\sqrt{P/P_0}$) погрешностей оценок дрейфов гироскопов при калибровке системы в пуске по данным СНС без использования фазовых измерений: 1 – для $\Delta\tilde{\omega}_{xb}$, 2 – для $\Delta\tilde{\omega}_{yb}$, 3 – для $\Delta\tilde{\omega}_{zb}$ (СКО $\sqrt{P_0}$ начальной неопределенности оценок дрейфов ВОГ составляло 0,01 °/ч)

Из представленных результатов моделирования БИНС следует, что переходной процесс по курсу затянут, систематические составляющие погрешностей углов качки (из-за смещений нулей акселерометров) не оцениваются (в силу ненаблюдаемости [9]), а оценки дрейфов ВОГ будут недостоверны. Дрейф $\Delta\tilde{\omega}_{yb}$ (рис. 2) (при курсе около 70° это практически восточный дрейф), приводящий к смещению по курсу, в условиях неподвижного основания, как известно [3], не оценивается.

Результаты начальной выставки и калибровки БИНС с использованием фазовых измерений от одного-двух НС с периодическим переключением антенных баз приведены на рис. 3–7. При этом фазовые измерения подключались в обработку примерно через 10 мин после запуска системы, когда погрешность по курсу не превышала 0,5-1,0°, и в дальнейшем осуществлялась работа поочередно по одному-двум НС группировки, состоящей из трех НС (с 7 по 11 ч НС отсутствовали, поскольку находились вне зоны видимости). Периодически на интервалах времени от 1 до 2 ч наблюдался только один НС.

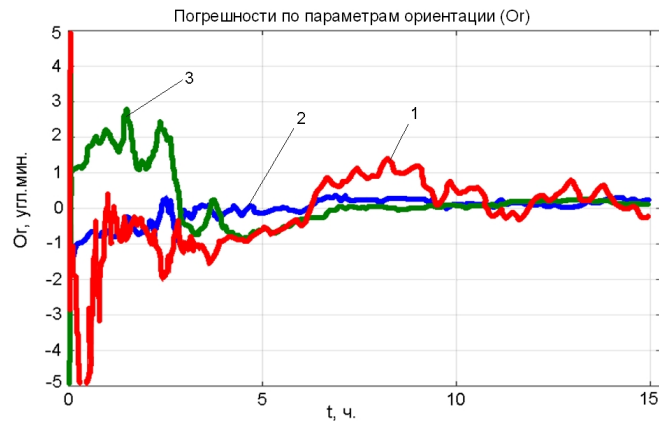


Рис. 3. Погрешности (угл. мин) БИНС по курсу (1), углом дифферента (2) и крена (3) при ее начальной выставке и калибровке по данным СНС с использованием фазовых измерений

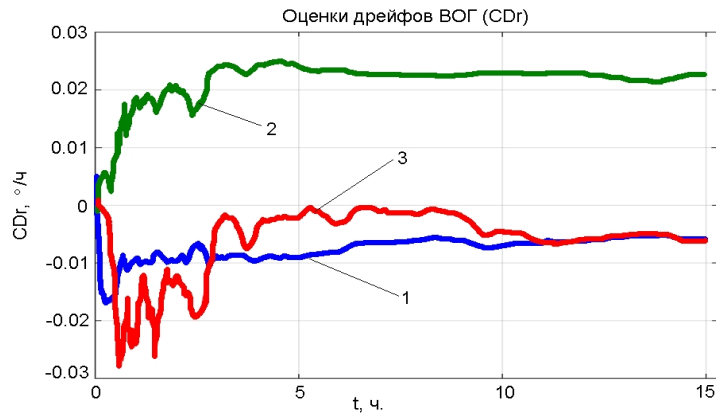


Рис. 4. Оценки дрейфов ($^{\circ}/ч$) ВОГ (1 — $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, 2 — $\Delta\hat{\omega}_{yb}$, 3 — $\Delta\hat{\omega}_{zb}$) при калибровке в пуске по данным СНС с использованием фазовых измерений

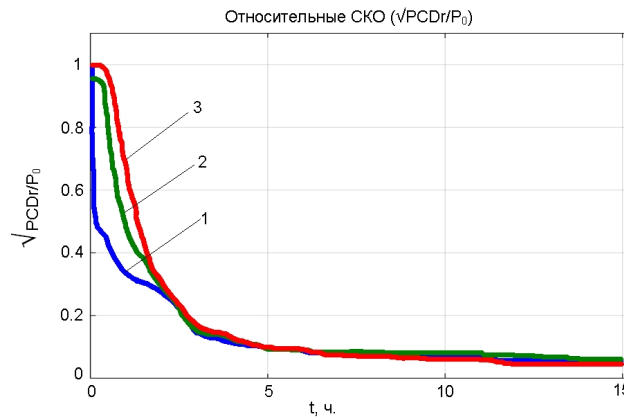


Рис. 5. Значения относительных СКО ($\sqrt{P/P_0}$) погрешностей оценок дрейфов гироскопов при калибровке системы в пуске по данным СНС с использованием фазовых измерений: 1 — для $\Delta\hat{\omega}_{xb}$, 2 — для $\Delta\hat{\omega}_{yb}$, 3 — для $\Delta\hat{\omega}_{zb}$

(СКО $\sqrt{P_0}$ начальной неопределенности оценок дрейфов ВОГ составляло $0,01^{\circ}/ч$)

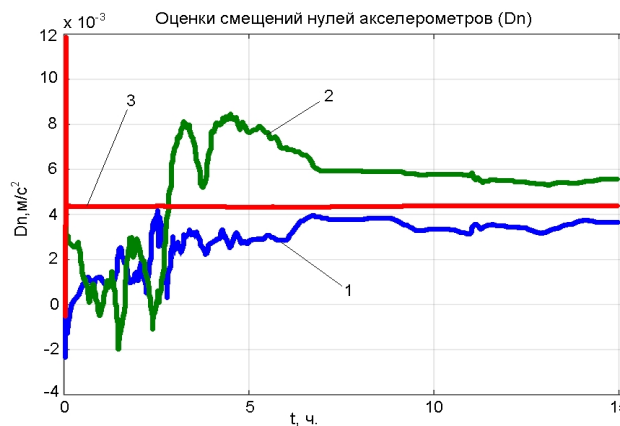


Рис. 6. Оценки смещений нулей (m/c^2) акселерометров (1 — $\Delta\hat{a}_{xb}$, 2 — $\Delta\hat{a}_{yb}$, 3 — $\Delta\hat{a}_{zb}$) при калибровке в пуске по данным СНС с использованием фазовых измерений

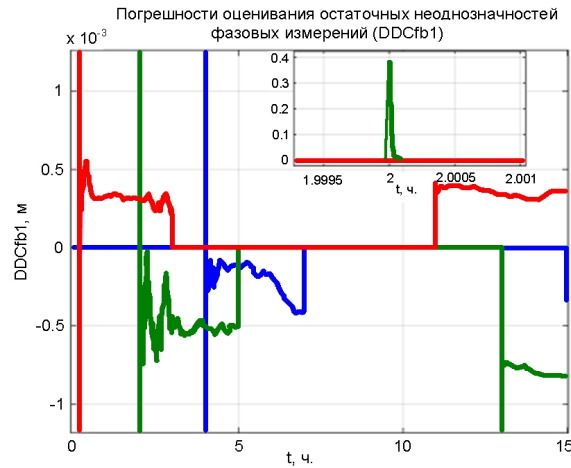


Рис. 7. Погрешности (м) оценивания остаточных неоднозначностей фазовых измерений при смене наблюдаемых НС

Из приведенных рис. 3–6 следует, что дрейфы ВОГ и погрешности акселерометров полностью наблюдаются, при этом дрейфы «горизонтных» гироскопов оцениваются примерно за 3 ч, что объясняется ограниченным количеством наблюдаемых НС, а смещения нулей акселерометров – за 5 ч, что обусловлено их худшей наблюдаемостью. Для оценки погрешностей акселерометров необходимо наличие двух антенных баз. Вместе с тем необходимо учитывать, что оценить погрешности акселерометров в условиях объекта с требуемой точностью будет проблематично из-за наличия погрешностей привязки измерительных осей спутникового модуля к осям ИИМ.

Из результатов эксперимента видно, что точность оценивания квазипостоянной составляющей дрейфов инерциальных датчиков в установившемся режиме существенно лучше $0,001 \text{ м/с}^2$ и $0,01 \text{ }^\circ/\text{ч}$ для акселерометров и гироскопов соответственно, что согласуется с данными ковариационного канала, представленными, например, на рис. 5. Следует отметить, что стабильность оценок инструментальных ошибок ЧЭ при смене созвездия не нарушалась, что подтверждает их достоверность (рис. 4–7).

Из результатов оценивания остаточной неоднозначности фазовых измерений (рис. 7) следует, что при смене в канале спутникового приемника номера наблюдаемого НС время переходного процесса по оценке нового значения неоднозначности составляет существенно менее 1 мин.

Заключение

1. Применение в составе интегрированной системы фазовых измерений от спутникового модуля, содержащего две антенные базы, приводит к повышению точности и сокращению времени начальной выставки БИНС.

2. Периодическое переключение фазовых измерений от двух антенных баз или одновременное использование информации от них обеспечивает улучшение условий наблюдаемости погрешностей БИНС по параметрам ориентации в разностных измерениях и, как следствие, полную наблюдаемость и повышение точности оценки дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Paturel, Y., Rumoroso, V., Chapelon, A., Honthaas, J.**, MARINS, the First FOG Navigation System for Submarines, *Symposium Gyro Technology*, 2006.
2. www.ixblue.com
3. **Емельянцеv Г.И., Сай Т.** О наблюдаемости восточного дрейфа инерциального измерительного модуля в условиях специального маневрирования объекта // *Гироскопия и навигация*. 2005. №4(51). С. 32–41.
4. **Levinson, E., Majure, R.**, MARLIN – Next generation marine inertial navigator, *Symposium Gyro Technology*, Stuttgart, 22–23 Sept., 1987.
5. **Barbour, N., Schmidt, G.**, Inertial Sensor Technology Trends, *IEEE Sensors Journal*, 2001, vol. 1, no. 4, pp. 332–339.
6. www.sperrymarine.com.
7. www.litef.com.
8. **Ed. Walsh Navy** and industry investigate new super-accurate optical gyros for possible use on ballistic missile submarines, *Military & Aerospace Electronics*, 2001
9. **Емельянцеv Г.И., Степанов А.П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. 394 с.
10. **Guo Wei, Xingwu Long, Xudong Yu**, Research on High Precision Rotating Inertial Navigation System with Ring Laser Gyroscope, 22th *Saint Peters-burg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2015.
11. **Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.** Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.

Emel'yantsev, G.I., Stepanov, A.P., and Blazhnov, B.A. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St. Petersburg, Russia)

Initial Alignment of SINS Measuring Unit and Estimation of Its Errors Using Satellite Phase Measurements, *Гироскопия и Навигация*, 2019, vol. 27, no. 1 (104), pp. 47–60.

Abstract. The paper addresses the problem of initial alignment and periodical estimation of gyro drifts and accelerometer errors in a strapdown inertial navigation system (SINS) on fiber-optic gyros (FOG) of navigation grade onboard a marine vehicle, using satellite phase measurements from multi-antenna equipment. The problem is solved through constructing a tightly-coupled INS/GNSS system which comprises an inertial measuring unit (IMU) of SINS, and a multi-antenna satellite module. The satellite module has two antenna baselines and employs receivers with a common reference oscillator. Based on the SINS data, the ambiguity of phase measurements is excluded, and false measurements are sorted out. The results of joint processing of the bench test data for the navigation grade FOG-based IMU (designed by Concern CSRI Elektropribor, JSC) and a virtual simulated satellite module are presented. The data processing was carried out using the algorithms of integrated system construction in MATLAB (Simulink) package.

Key words: strapdown inertial navigation system, fiber-optic gyro, satellite navigation system, angular phase measurements, integrated system.

REFERENCES

1. **Paturel, Y., Rumoroso, V., Chapelon, A., and Honthaas, J.**, MARINS, the first FOG navigation system for submarines, *Symposium Gyro Technology*, 2006.
2. www.ixblue.com.
3. **Emel'yantsev, G.I., and Sai, T.**, Observability of inertial measuring unit east drift during special maneuvering of vehicle, *Гироскопия и навигация*, 2005, no. 4(51), pp. 32–41.

4. **Levinson, E., and Majure, R.**, MARLIN – Next generation marine inertial navigator, *Symposium Gyro Technology*, Stuttgart, 22–23 Sept., 1987.
5. **Barbour, N., and Schmidt, G.**, Inertial sensor technology trends, *IEEE Sensors Journal*, 2001, vol. 1, no. 4, pp. 332–339.
6. www.sperrymarine.com.
7. www.litef.com.
8. **Walsh, E.**, Navy and industry investigate new super-accurate optical gyros for possible use on ballistic missile submarines, *Military & Aerospace Electronics*, 2001, no. 12.
9. **Emel'yantsev, G.I., and Stepanov, A.P.**, *Integrirovannye inertial'no sputnikovye sistemy navigatsii i orientatsii* (Integrated Inertial Satellite Systems of Orientation and Navigation), St. Petersburg: Concern CSRI Elektropribor, 2016.
10. **Guo Wei, Xingwu Long, and Xudong Yu**, Research on high precision rotating inertial navigation system with ring laser gyroscope, *Proc. 22th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2015, pp. 279–282.
11. **Branets, V.N., and Shmyglevskii, I.P.**, *Vvedeniye v teoriyu besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh system* (Getting Started with Theory of Strapdown Inertial Navigation Systems), Moscow: Nauka, 1992.

Материал поступил 20.09.2018