

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

ОБ ОЦЕНИВАНИИ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ ПОГРЕШНОСТЕЙ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ НА ВОГ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНС В УСЛОВИЯХ ОБЪЕКТА

В статье рассматривается возможность уточнения параметров модели погрешностей вращающегося измерительного модуля (ИМ) на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) бесплатформенной инерциальной навигационной системы (ИНС) в условиях эксплуатации. При этом ИМ помещен в двухосный карданов подвес для осуществления модуляционного вращения.

Основное внимание уделяется оценке погрешностей масштабных коэффициентов ВОГ и акселерометров, неортогональностей их измерительных осей и относительных временных запаздываний (групповых задержек) инерциальных датчиков при штатном вращении ИМ по данным навигационного решения ИНС в обсервационном режиме ее работы.

Приводятся также описание и результаты оценивания так называемых румбовых дрейфов ИМ, появление которых может быть обусловлено возмущающими силами, связанными с географическими осями или осями корпуса центрального прибора системы.

Исследования проводятся по результатам имитационного моделирования ИНС на ВОГ.

Ключевые слова: волоконно-оптический гироскоп, бесплатформенная инерциальная навигационная система, двухосное вращение, оценка погрешностей, фильтр Калмана.

Введение

Одним из возможных путей повышения точности современных ИНС наряду с совершенствованием элементной базы их ИМ [1–10] является создание ИНС на датчиках угловой скорости, измерительный модуль которых вращается в соответствующем кардановом подвесе. Будем называть такие системы бесплатформенными ИНС с вращающимся ИМ. В таких ИНС используются, как правило, лазерные гироскопы (ЛГ) или ВОГ [3, 4, 10, 11, 25].

Разработкой подобных систем занимаются фирмы Rockwell Autonetics, Boeing, Honeywell, SperryMarine, Northrop Grumman (США), где создан ряд новых систем на ЛГ и ВОГ на базе существующих Mk.39-49 и WSN-7A/B для надводных и подводных объектов [3, 12]. Так, например, системы типа WSN-7A уже вытеснили ранее

Емельянец Геннадий Иванович. Доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

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

Степанов Алексей Петрович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО (С.-Петербург).

применявшиеся на многоцелевых лодках США системы типа WSN-3 на электростатических гироскопах разработки Boeing [3].

Аналогичные работы ведутся и в КНР, где полученные результаты говорят о высоком уровне точности, достигнутом при построении бесплатформенной ИНС, ИМ которой на существующих серийных ЛГ устанавливается в двухосный карданов подвес [13, 14]. О высоком уровне точности говорят также проведенные стендовые испытания ИМ на датчиках угловой скорости при задании двухосного вращения методом последовательных дискретных поворотов на заданные углы как для решения задачи автокомпенсации инструментальных погрешностей ИМ, так и для его калибровки [26].

Следует отметить, что рассматриваемые системы, в которых используются серийно выпускаемые прецизионные ЛГ или ВОГ [4, 12, 15], обладают существенно более высоким уровнем точности в сравнении со стандартной бескарданной технологией, так как при оптимальных параметрах углового вращения ИМ обеспечивается автокомпенсация дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров.

При построении ИНС с вращающимся ИМ погрешности изготовления карданного подвеса и несовершенство приводов практически не влияют на точность решения навигационной задачи, а приводят лишь к некоторым дополнительным погрешностям в определении параметров ориентации объекта, что не является столь критичным. Основным назначением карданного подвеса в этом случае является обеспечение программного изменения ориентации ИМ относительно объекта.

Известно [1, 7, 16, 17], что в ближайшей перспективе предполагается достичь уровня точности ВОГ и твердотельных волновых гироскопов (ТВГ) порядка $1 \cdot 10^{-5} \text{ }^\circ/\text{ч}$ (1σ). Это бескарданые ИНС (БИНС) на ВОГ серии Marins (iXblue, Франция) и БИНС на ТВГ (Safran/Sagem, Франция). При этом необходимо иметь в виду [18, 19], что уровень эквивалентного дрейфа в БИНС может быть существенно больше уровня дрейфов применяемых в такой системе гироскопов. Так, угловые и линейные вибрации основания могут существенно увеличить уровень дрейфов измерительного модуля БИНС, что вызвано несимметрией масштабных коэффициентов гироскопов, временными запаздываниями (групповыми задержками) в каналах ИМ, их неортогональностями.

При установке ИМ бесплатформенной ИНС в карданов подвес возможна минимизация динамических воздействий со стороны основания, что позволит существенно снизить уровень детектируемых дрейфов системы.

В работе [11] описывается выбор критерия оптимальности автокомпенсационного вращения ИМ, определяется кинематическая схема прибора, осуществляется поиск оптимальных (в смысле минимизации принятого критерия) параметров вращения ИМ при рассмотрении нескольких вариантов законов вращения, вычисляются инструментальные погрешности ИМ, оказывающие наибольшее влияние на уровень накопленной погрешности автономной ИНС рассматриваемого типа.

Отметим следующие особенности технологии бескарданных ИНС на датчиках угловой скорости:

- необходимость формирования модели инструментальных погрешностей ИМ после изготовления, включающей смещения нулей гироскопов и акселерометров, погрешности их масштабных коэффициентов, неортогональности измерительных осей и относительные групповые задержки [19]. Модель позволяет оценивать составляющие погрешностей ИМ в условиях стенда;

- возмущаемость в условиях маневрирования и качки, что вызвано остаточными погрешностями из-за несимметрии масштабных коэффициентов гироскопов, неортогональностей их измерительных осей и групповых задержек в каналах ИМ. Для минимизации влияния этих погрешностей необходимо, чтобы погрешности масштабных коэффициентов гироскопов и неортогональности их измерительных осей не превышали соответственно 10^{-4} – 10^{-5} %, 2–3".

Заметим, что данные о параметрах модели погрешностей ИМ бескарданных ИНС в условиях эксплуатации с течением времени претерпевают изменения из-за старения материалов, воздействия вибраций и температурных деформаций. Проблема в том, что при непродолжительных обсервациях можно уточнить лишь смещения нулей акселерометров и гироскопов, так как другие погрешности ИМ являются практически ненаблюдаемыми. Это приводит со временем к ухудшению точности БИНС, особенно в условиях маневрирования объекта.

Как будет показано ниже, для бесплатформенной ИНС с вращающимся ИМ имеется возможность уточнения параметров модели инструментальных погрешностей ИМ в условиях эксплуатации. Этому вопросу в основном и посвящена настоящая статья.

Особенности алгоритмического обеспечения бесплатформенных ИНС с вращающимся ИМ

Приведение сигналов акселерометров к осям ИМ

В качестве связанного с ИМ рассматриваемой ИНС опорного трехгранника будем использовать ортогональный трехгранник $x_b y_b z_b$, построенный на ортах измерительных осей акселерометров с учетом результатов предварительной калибровки неортогональностей их измерительных осей. Акселерометр A_{xb} примем за опорный, будем уточнять только неортогональность A_{yz} акселерометра A_{yb} и неортогональности A_{zx} , A_{zy} акселерометра A_{zb} .

Полус O_p связанной с ИМ системы координат (ССК) $O_p x_p y_p z_p$ совместим с центром масс чувствительного элемента (ЧЭ) опорного акселерометра A_{xb} (рис. 1).

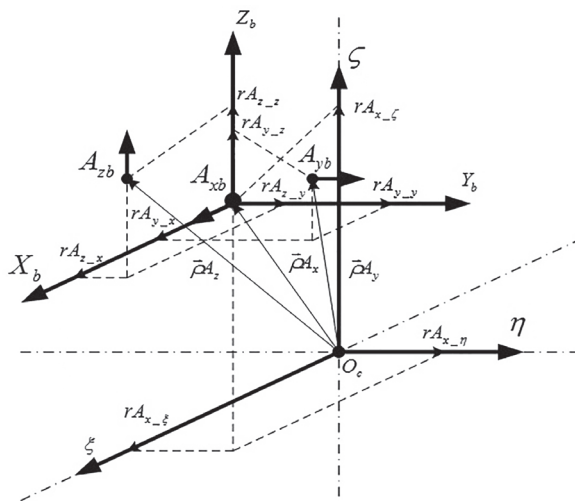


Рис. 1. Разнесение ЧЭ акселерометров в ССК относительно опорного A_x и учет отстояния этого полюса ССК относительно центра модуляционного вращения

Положим, что в условиях стенда определены отстояния полюса O_p ССК относительно центра O_c модуляционного вращения ИМ, а также отстояния ЧЭ акселерометров A_{yb} и A_{zb} относительно полюса ССК. Величины геометрического разнесения ЧЭ акселерометров необходимы для формирования поправок, которые обеспечивают приведение сигналов акселерометров к полюсу ССК.

Кажущееся ускорение $\vec{n}_{ib}(i = x, y, z)$, измеряемое i -м акселерометром, отличается от ускорения $\vec{n}_{io}$ в центре O_c модуляционного вращения ИМ:

$$\vec{n}_{ib} = \vec{n}_{io} + \vec{\omega}_b \times (\vec{\omega}_b \times \vec{\rho}A_i) + \dot{\vec{\omega}}_b \times \vec{\rho}A_i, \quad (1)$$

где $\vec{\omega}_b, \dot{\vec{\omega}}_b$ – векторы угловых скоростей и ускорений вращения ССК в осях ИМ ИНС;

$\vec{\rho}A_i$ – радиус-векторы отстояний ЧЭ акселерометров от центра вращения ИМ.

Технология коррекции акселерометров здесь следующая: сначала сигналы акселерометров A_{yb} и A_{zb} приводятся к полюсу O_p ССК, лишь затем в сигналах всех акселерометров компенсируются составляющие ускорений (1), обусловленные их отстоянием от центра вращения ИМ.

Задачи ориентации и навигации

Алгоритмическое обеспечение основных функциональных задач рассматриваемой ИНС и задачи совместной обработки данных ИНС и приемной аппаратуры (ПА) спутниковой навигационной системы (СНС) разработано в пакете Matlab (Simulink).

ИМ системы, с которым связан правый ортогональный трехгранник $x_b y_b z_b(b)$, вращается относительно корпуса (основания) прибора, задаваемого правым трехгранником $x_o y_o z_o(o)$ (здесь y_o – продольная ось, z_o – ось, ортогональная палубе и направленная вверх) в двухосном кардановом подвесе. Положение ИМ относительно основания характеризует матрица ориентации

$$C_{o,b}(\rho_1, \rho_2) = C_{b1,b}(\rho_1) \cdot C_{o,b1}(\rho_2), \quad (2)$$

где углы ρ_1, ρ_2 определяют повороты ИМ относительно соответствующих осей корпуса ИНС.

Следует отметить, что выбор закона и параметров модуляционного вращения ИМ является довольно сложной задачей [11].

В настоящей работе применялось реверсное вращение ИМ как наиболее выгодное с точки зрения автокомпенсации погрешностей ИМ [11, 20]. Следует отметить, что при определении параметров вращения авторы исходили также из того, что наиболее эффективным вращение будет в том случае, когда частотные спектры небелозумной составляющей дрейфов гироскопов и автокомпенсационного вращения не будут совпадать или перекрываться. Данный критерий был использован авторами с учетом доступных данных о характеристиках существующих ВОГ навигационного класса точности (фирм iXblue, Франция; Boeing, США; ПНППК, ЦНИИ «Электроприбор», Россия) для случая гипотетического ВОГ с условно «усредненными» характеристиками шума.

К особенностям решения задачи ориентации бесплатформенной ИНС с вращающимся ИМ следует отнести формирование на частоте 100 Гц (шаг дискретности

$dT = t_{j+1} - t_j$) первых интегралов от данных ВОГ и акселерометров и вычисление в качестве промежуточного кинематического параметра приращения вектора Эйлера $\vec{\Phi}_{j+1}$ с использованием разложения [21]

$$\vec{\Phi}_{j+1} = \nabla \vec{f}_b(j+1) + \frac{1}{12} [\nabla \vec{f}_b(j+1) \times \nabla^2 \vec{f}_b(j+1)] + \frac{1}{24} [\nabla \vec{f}_b(j+1) \times \nabla^3 \vec{f}_b(j+1)], \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} \nabla \vec{f}_b(j+1) &= \int_{t(j)}^{t(j+1)} \vec{\omega}_b(\tau) d\tau; \quad \nabla^2 \vec{f}_b(j+1) = \nabla \vec{f}_b(j+1) - \nabla \vec{f}_b(j); \\ \nabla^3 \vec{f}_b(j+1) &= \nabla^2 \vec{f}_b(j+1) - \nabla^2 \vec{f}_b(j). \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $\vec{\omega}_b = [\omega_{xb}, \omega_{yb}, \omega_{zb}]^T$ – выходные данные ВОГ на частоте их опроса.

Значения вектора Эйлера $\vec{\Phi}_{j+1}$ затем используются для вычисления с учетом начальных условий (результат решения задачи «грубой» начальной выставки) кватерниона и матриц направляющих косинусов, характеризующих ориентацию ИМ, задаваемого трехгранником $x_l y_b z_b(b)$, относительно сопровождающего географического трехгранника $ENH(h)$ (матрица C_{b,h_pr}) и основания ИНС, с которым связан трехгранник $x_o y_o z_o(o)$ (это также и оси объекта), относительно $ENH(h)$ – это матрица C_{o,h_pr} , равная

$$C_{o,h_pr} = C_{b,h_pr} C_{o,b}(\rho_1, \rho_2). \quad (5)$$

Из элементов матрицы C_{o,h_pr} затем уже вычисляются углы курса K , тангажа ψ и крена θ .

Задача проектирования 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 и текущих значений матрицы C_{b,h_pr} [22].

Данная задача в алгоритмическом обеспечении ИНС формулируется как задача определения приращений кажущейся скорости и линейного перемещения объекта по осям навигационного базиса на шаге dT решения задачи

$$\begin{aligned} \nabla \vec{V}_{kh}(t_j, t_{j+1}) &= \int_{t_j}^{t_{j+1}} C_{b,h} \vec{n}_b(t) dt, \\ \nabla \vec{S}_{kh}(t_j, t_{j+1}) &= \int_{t_j}^{t_{j+1}} \int_{t_j}^t C_{b,h}(\tau) \vec{n}_b(\tau) d\tau dt. \end{aligned} \quad (6)$$

Если представить матрицу $C_{b,h}$ на интервале интегрирования $(t_j, t_j + dT)$ в виде разложения в ряд Тейлора в окрестности точки t_j и ограничиться линейной моделью (что соответствует константной модели для угловой скорости), то получим:

$$\begin{aligned} \nabla \vec{V}_{kh}(t_j, t_{j+1}) &= C_{b,h(j+1)} \vec{b}_1(t_j, t_{j+1}) - \dot{C}_{b,h(j+1)} \vec{b}_2(t_j, t_{j+1}), \\ \nabla \vec{S}_{kh}(t_j, t_{j+1}) &= C_{b,h(j+1)} \vec{b}_2(t_j, t_{j+1}), \end{aligned} \quad (7)$$

$$\text{где } \vec{b}_1 = \int_{t_j}^{t_{j+1}} \vec{n}_b(t) dt, \quad \vec{b}_2 = \int_{t_j}^{t_{j+1}} \int_{t_j}^t \vec{n}_b(\tau) d\tau dt -$$

значения первого и второго интегралов от измеряемого кажущегося ускорения, приведенные к полюсу связанной с ИМ системы координат, представляющие собой выходные сигналы от акселерометров;

$$C_{b,h(j+1)} = (C_{b,h(j+1)} - C_{b,h(j)})/dT.$$

В соответствии с выражениями (7) и учетом оценок «вредных» ускорений (кориолисова и ускорения силы тяжести) формируются дискретные алгоритмы выработки составляющих векторов линейной скорости $\vec{V}_h$, приращений линейного перемещения $\nabla \vec{S}_h$ в осях сопровождающего навигационного трехгранника $ENH(h)$ и географических координат ϕ (широта), λ (долгота), h (высота/глубина), которые приведены в работе [19].

Уточнение параметров модели инструментальных погрешностей инерциального модуля ИНС в условиях эксплуатации

Рассмотрим данную задачу как задачу фильтрации погрешностей ИНС на подвижном основании с помощью алгоритма фильтра Калмана с использованием информации о линейной скорости и координатах места от СНС.

Привлекаются скоростные

$$z_{V_i}(t_{k+1}) = V_i(t_{k+1}) - V_i^{CHC}(t_{k+1}), \quad i = E, N, H, \quad (8)$$

и позиционные измерения:

$$\begin{aligned} z_\phi(t_{k+1}) &= \phi(t_{k+1}) - \phi^{CHC}(t_{k+1}); \quad z_\lambda(t_{k+1}) = \lambda(t_{k+1}) - \lambda^{CHC}(t_{k+1}); \\ z_h(t_{k+1}) &= h(t_{k+1}) - h^{CHC}(t_{k+1}), \end{aligned} \quad (9)$$

где V_i^{CHC} , ϕ^{CHC} , λ^{CHC} , h^{CHC} – соответственно составляющие вектора линейной скорости и географические координаты, вычисляемые в ПА СНС и пересчитанные на точку размещения полюса ИМ ИНС.

При формировании линеаризованной расчетной модели погрешностей ИНС использовалось следующее описание погрешностей ВОГ и акселерометров [20]:

$$\begin{aligned} \Delta\omega_i &= \Delta\bar{\omega}_i + \Delta\tilde{\omega}_i + \Delta\omega_{Ni} + \Delta\omega_i^\tau + \delta\omega_i^f, \quad i = x_b, y_b, z_b, \\ \Delta\dot{\tilde{\omega}}_i &= \sqrt{Q_{gi}} \cdot \xi(t), \quad \Delta\bar{\omega}_i(t_0), \\ \Delta\tilde{\omega}_i &= \omega_i \Delta M_{gi}, \\ \Delta\bar{\omega}_{Nb} &= \begin{bmatrix} 0 & G_{xz} & -G_{xy} \\ -G_{yz} & 0 & G_{yx} \\ G_{zy} & -G_{zx} & 0 \end{bmatrix} \cdot \bar{\omega}_b, \\ \Delta\omega_i^\tau &= -\frac{d\omega_i}{dt} \tau_i^g; \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned}\Delta a_i &= \Delta \bar{a}_i + \Delta \tilde{a}_i + \Delta a_{Ni} + \Delta a_i^\tau + \delta a_i^f, i = x_b, y_b, z_b, \\ \Delta \tilde{a}_i &= \sqrt{Q_A} \cdot \xi(t), \Delta \bar{a}_i(t_0), \\ \Delta \tilde{a}_i &= n_i \cdot \Delta M_{ai}, \\ \Delta \bar{a}_{Nb} &= \begin{bmatrix} 0 & A_{xz} & -A_{xy} \\ -A_{yz} & 0 & A_{yx} \\ A_{zy} & -A_{zx} & 0 \end{bmatrix} \cdot \vec{n}_b, \\ \Delta a_i^\tau &= -\frac{dn_i}{dt} \tau_i^a.\end{aligned}$$

При этом учитывалось, что:

- смещения нулей гироскопов $\Delta \bar{\omega}_i (i = x_b, y_b, z_b)$ и акселерометров $\Delta \bar{a}_i$, их изменчивость в пуске, погрешности их масштабных коэффициентов $\Delta M1_{gi}$ (для положительных значений $\bar{\omega}_b$), $\Delta M2_{gi}$ (для отрицательных значений $\bar{\omega}_b$) и ΔM_{ai} , неортогональности измерительных осей G_{ij} , A_{ij} , групповые задержки τ_i^g , τ_i^a и румбовые дрейфы (полагаем в качестве примера их наличие в осях корпуса прибора) $Kdr_{jk} (j_k = x_o, y_o, z_o)$ из-за отсутствия достоверных данных об их частотных спектрах были аппроксимированы соответствующими винеровскими процессами; флуктуационные составляющие $\delta \omega_i^f$, δa_i^f – дискретными белыми шумами;
- шумы измерений (8), (9) аппроксимированы дискретными белыми шумами с известными дисперсиями на частоте формирования измерений.

В этом случае вектор состояния системы 42-го порядка имеет вид:

$$\begin{aligned}x^T = & \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \gamma & \Delta V_E & \Delta V_N & \Delta V_H & \Delta \varphi & \Delta \lambda & \Delta h & \Delta \bar{\omega}_{xb} & \Delta \bar{\omega}_{yb} & \Delta \bar{\omega}_{zb} \\ \Delta \bar{a}_{xb} & \Delta \bar{a}_{yb} & \Delta \bar{a}_{zb} & \Delta M1_{gx} & \Delta M1_{gy} & \Delta M1_{gz} & \Delta M2_{gx} & \Delta M2_{gy} & \Delta M2_{gz} & \Delta M_{ax} & \Delta M_{ay} & \Delta M_{az} \\ G_{xy} & G_{xz} & G_{yx} & G_{yz} & G_{zx} & G_{zy} & A_{yz} & A_{zx} & A_{zy} & \tau_{xb}^g & \tau_{yb}^g & \tau_{zb}^g \\ \tau_{xb}^a & \tau_{yb}^a & \tau_{zb}^a & Kdr_{xo} & Kdr_{yo} & Kdr_{zo} \end{bmatrix}.\end{aligned}\quad (11)$$

Здесь: α, β, γ – погрешности в параметрах ориентации, где угол α характеризует погрешность построения полуденной линии (основную погрешность по курсу), а углы β, γ – погрешности построения вертикали места соответственно в плоскости меридиана места и в плоскости первого вертикала;

$\Delta V_i, i = E, N, H; \Delta \varphi, \Delta \lambda, \Delta h$ – погрешности ИНС соответственно по составляющим вектора линейной скорости и координатам места.

Для решения рассматриваемой задачи использовался дискретный алгоритм фильтра Калмана с обратной связью по всему вектору состояния на каждом шаге T_z формирования разностных измерений. При этом оценки румбовых дрейфов $Kdr_{jk} (j_k = x_o, y_o, z_o)$ использовались в обратной связи для коррекции сигналов гироскопов как

$$\vec{\omega}_{b+} = \vec{\omega}_{b-} - C_{o,b}(\rho_1, \rho_2) \cdot \begin{bmatrix} K\hat{dr}_{xo} & K\hat{dr}_{yo} & K\hat{dr}_{zo} \end{bmatrix}^T. \quad (12)$$

Результаты имитационного моделирования

При моделировании данные инерциального модуля ИНС, ПА СНС и относительного лага имитировались. Погрешности относительного лага имитировались с учетом наличия морских течений, которые формировались как марковские процессы с параметрами $\sigma = 0,6$ уз. и интервалом корреляции 2 ч. Об изменчивости морских течений свидетельствуют, например, результаты исследований [23, 24]. Предполагалось, что объект находится примерно на 60° с.ш. в условиях качки и рыскания с амплитудами, достигающими нескольких градусов. ИМ системы подвержен автокомпенсационному вращению вокруг 2-х осей в кардановом подвесе ИНС. Предполагалось, что применяется ИМ с датчиками навигационного класса точности, инструментальные погрешности которых лежат в диапазонах [4]:

- для триады акселерометров:
 - ✓ погрешности масштабных коэффициентов $\Delta M_{ai} = \pm(10^{-3} \div 10^{-2})\%$ ($i = x_b, y_b, z_b$),
 - ✓ смещения нулей $\Delta \bar{a}_i = \pm(10^{-4} \div 10^{-3})$ м/с² ($i = x_b, y_b, z_b$),
 - ✓ марковские составляющие изменения смещения нулей – соответствующие марковские последовательности 1-го порядка с СКО $\sim 10^{-4}$ м/с² и интервалом корреляции $\sim 1,5$ ч,
 - ✓ неортогональности $A_{ij} = \pm(2'' \div 10'')$ ($i, j = x_b, y_b, z_b$),
 - ✓ групповые задержки $\tau_i^a = \pm(10 \div 200)$ мкс ($i = x_b, y_b, z_b$);
- для триады ВОГ:
 - ✓ погрешности масштабных коэффициентов $\Delta M1_{gi}, \Delta M2_{gi} = \pm(5 \cdot 10^{-4} \div 5 \cdot 10^{-3})\%$ ($i = x_b, y_b, z_b$),
 - ✓ смещения нулей $\Delta \bar{\omega}_i = \pm(0.001 \div 0.01)$ °/ч ($i = x_b, y_b, z_b$),
 - ✓ неортогональности $G_{ij} = \pm(1'' \div 15'')$ ($i, j = x_b, y_b, z_b$),
 - ✓ марковские составляющие изменения смещения нулей – соответствующие марковские последовательности 1-го порядка с СКО $0,0005^\circ/\text{ч}$ и интервалом корреляции ~ 3 ч,
 - ✓ групповые задержки $\tau_i^g = \pm(1 \div 100)$ мкс ($i = x_b, y_b, z_b$),
 - ✓ румбовые дрейфы порядка $Kdr_i = \pm 0,001^\circ/\text{ч}$ ($i = x_o, y_o, z_o$).

Выходные данные ИМ ИНС (текущие значения сигналов ВОГ, акселерометров и углов модуляционного вращения модуля) формировались на частоте 100 Гц ($1/dT$), а выходные данные виртуального спутникового приемника – на частоте 1 Гц ($1/T_2$).

Выходные параметры инерциальной системы формировались с помощью разработанной в пакете Matlab (Simulink) модели функционирования бесплатформенной ИНС с вращающимся ИМ, реализующей дискретные алгоритмы работы системы. При моделировании задавались следующие условия работы системы: в течение 3 суток осуществлялся обсервационный режим работы ИНС на курсе $K = 0^\circ$ с привлечением скоростных и позиционных измерений СНС и оценкой погрешностей ИМ. Через 52 часа был проведен поворот по курсу на 90° . Заданные инструментальные погрешности ИМ приведены в подписях к соответствующим рисункам.

Результаты моделирования рассматриваемой ИНС представлены на рис. 2–22.

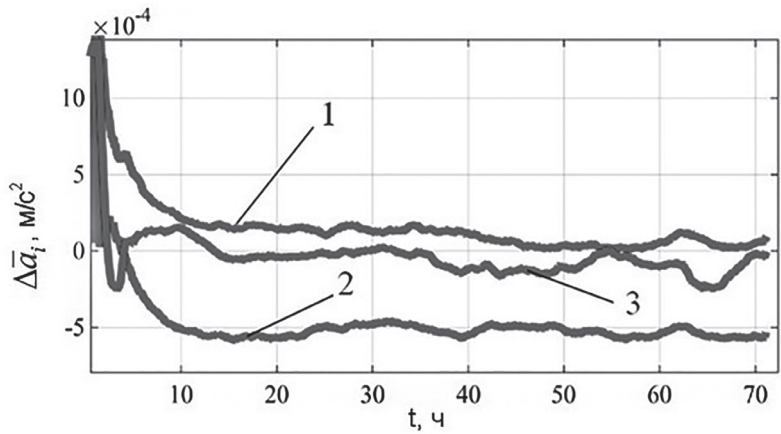


Рис. 2. Оценки смещений нулей $\Delta \bar{a}_i$ акселерометров (по оси $x_b - 1, y_b - 2, z_b - 3$); задано $\Delta \bar{a}_{x_b} = 10^{-4}$ м/с², $\Delta \bar{a}_{y_b} = -5 \cdot 10^{-4}$ м/с², $\Delta \bar{a}_{z_b} = -10^{-4}$ м/с²

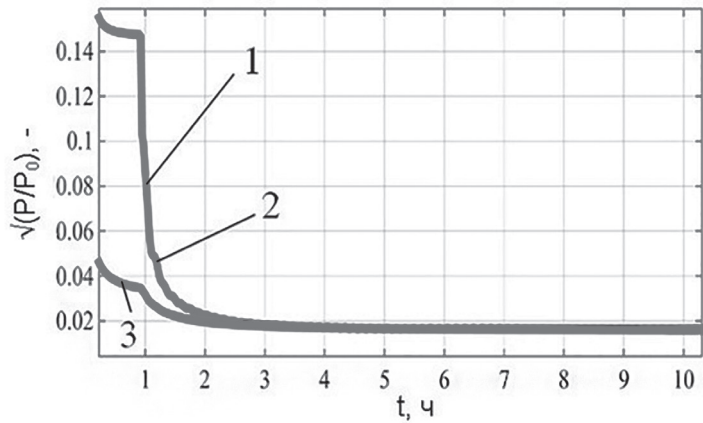


Рис. 3. Относительные СКО ($\sqrt{P/P_0}$) для оценок $\Delta \bar{a}_i$ (по оси $x_b - 1, y_b - 2, z_b - 3$), $\sqrt{P_0} = 1 \cdot 10^{-3}$ м/с² (здесь графики относительных СКО для оценок нулей «горизонтальных» акселерометров практически совпадают)

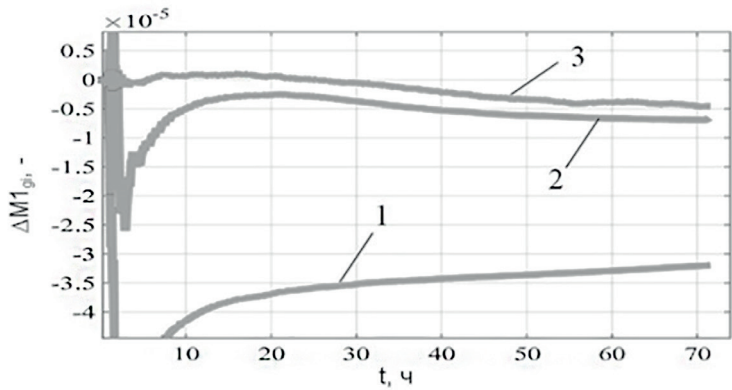


Рис. 4. Оценки относительных погрешностей $\Delta M1_{gi}$ масштабных коэффициентов гироскопов (по оси $x_b - 1, y_b - 2, z_b - 3$); задано $\Delta M1_{gx} = -3 \cdot 10^{-3}\%$, $\Delta M1_{gy} = -1 \cdot 10^{-3}\%$, $\Delta M1_{gz} = -0,5 \cdot 10^{-3}\%$

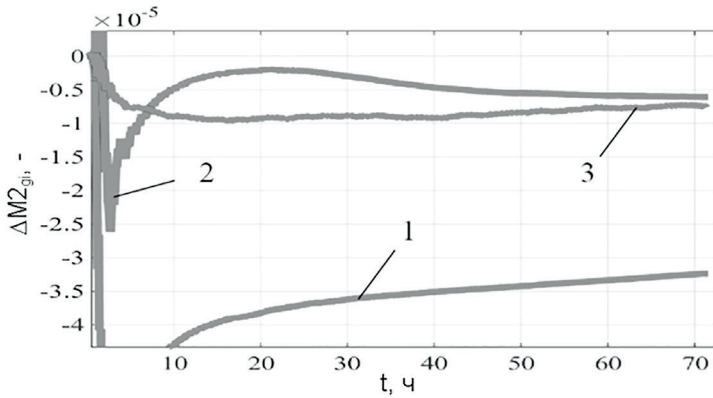


Рис. 5. Оценки относительных погрешностей $\Delta M2_{gi}$ масштабных коэффициентов гироскопов (по оси $x_b - 1, y_b - 2, z_b - 3$); задано $\Delta M2_{gx} = -3 \cdot 10^{-3} \%$, $\Delta M2_{gy} = -0,5 \cdot 10^{-3} \%$, $\Delta M2_{gz} = -1 \cdot 10^{-3} \%$

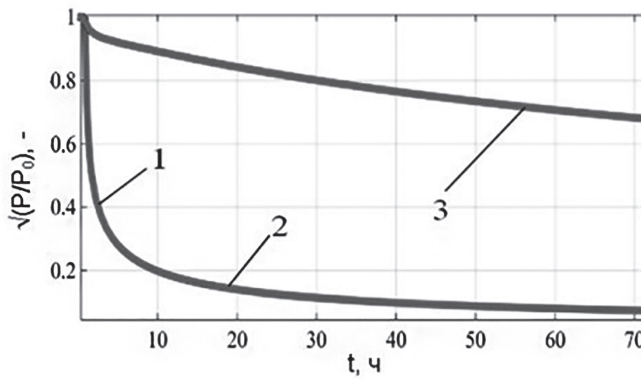


Рис. 6. Относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок $\Delta M1_{gi}$ (по оси $x_b - 1, y_b - 2, z_b - 3$) $\sqrt{P_0} = 3 \cdot 10^{-6}$, безразмерная величина

На графиках рис. 4–6 приводятся только относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок $\Delta M1_{gi}$, поскольку СКО для оценок $\Delta M1_{gi}$ и $\Delta M2_{gi}$ практически идентичны.

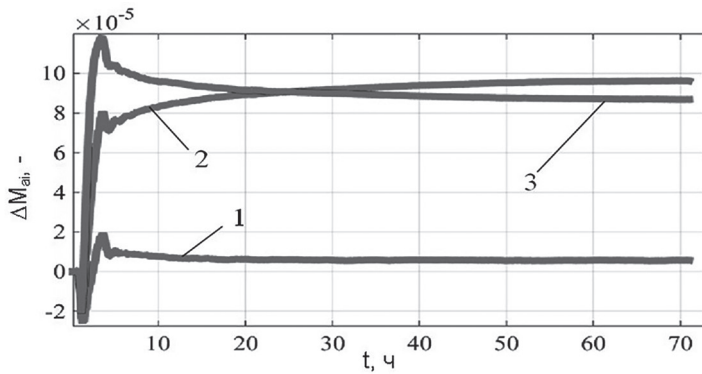


Рис. 7. Оценки относительных погрешностей ΔM_{ai} масштабных коэффициентов акселерометров (по оси $x_b - 1, y_b - 2, z_b - 3$); задано $\Delta M_{ax} = 10^{-3} \%$, $\Delta M_{ay} = 8 \cdot 10^{-3} \%$, $\Delta M_{az} = 8 \cdot 10^{-3} \%$

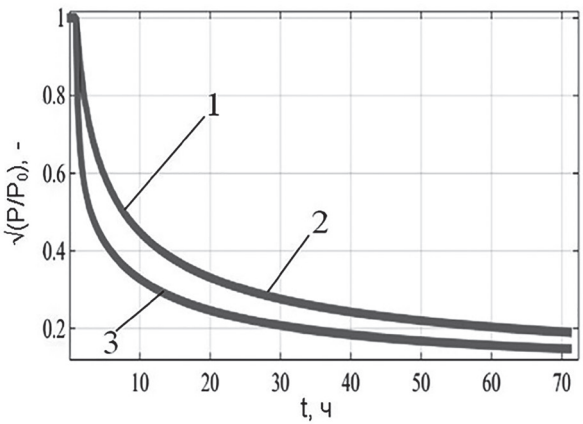


Рис. 8. Относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок ΔM_{ai} (по оси x_b-1, y_b-2, z_b-3), $\sqrt{P_0} = 3 \cdot 10^{-6}$, безразмерная величина

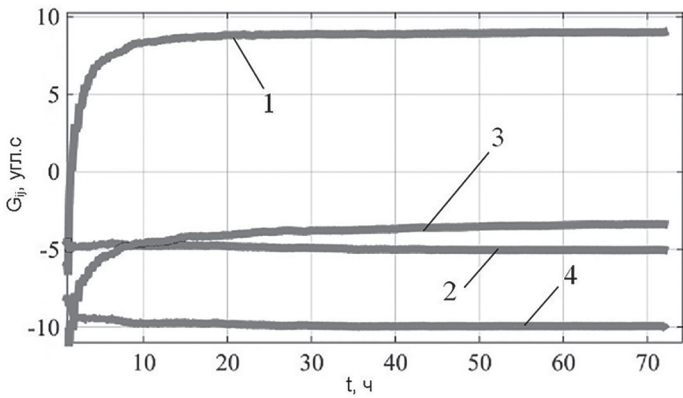


Рис. 9. Оценки неортогональностей ВОГ x, y (G_{xy} : 1 – поворот оси x_b вокруг оси y_b , $G_{xz} - 2$, G_{yx} : 3 – поворот оси y_b вокруг оси x_b , $G_{yz} - 4$); задано $G_{xy} = 10''$, $G_{xz} = -6''$, $G_{yx} = -5''$, $G_{yz} = -10''$

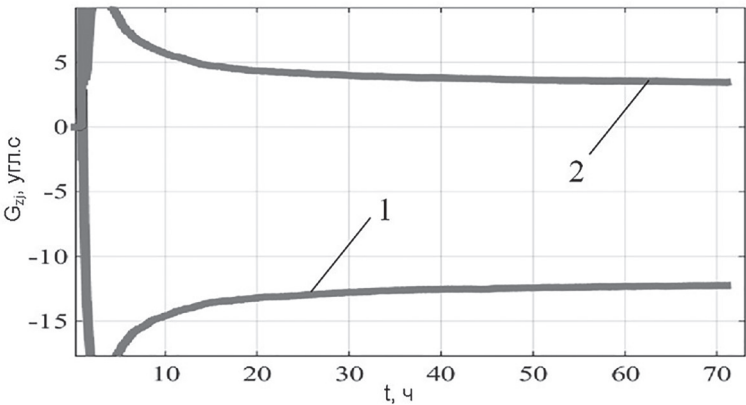


Рис. 10. Оценки неортогональностей ВОГ z (G_{zx} : 1 – поворот оси z_b вокруг оси x_b , G_{zy} : 2 – поворот оси z_b вокруг оси y_b); задано $G_{zx} = -13''$, $G_{zy} = 3''$

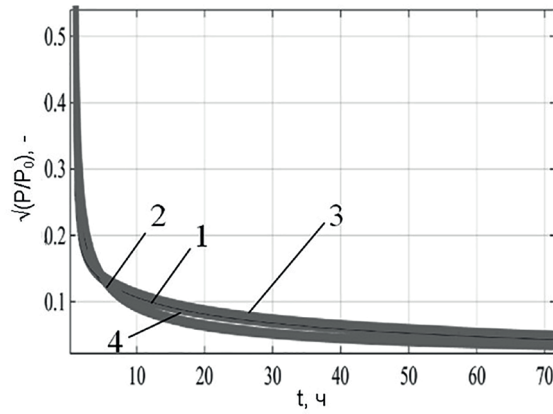


Рис. 11. Относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок G_{ij} (G_{xy} : 1 – поворот оси x_b вокруг оси y_b , G_{xz} – 2, G_{yx} : 3 – поворот оси y_b вокруг оси x_b , G_{yz} – 4), $\sqrt{P_0} = 3$, угл. с

На графиках рис. 9–11 приводятся только относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок G_{xj} , G_{yj} , поскольку СКО для оценок G_{xj} , G_{yj} и G_{zj} практически идентичны.

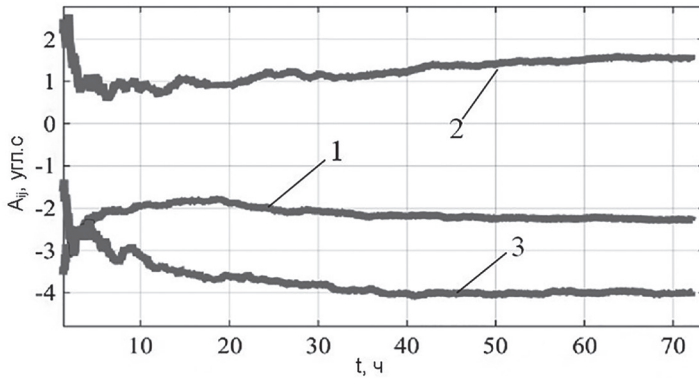


Рис. 12. Оценки неортогональностей акселерометров (A_{yz} : 1 – поворот оси y_b вокруг оси z_b , A_{zx} : 2 – поворот оси z_b вокруг оси x_b , A_{xy} : 3 – поворот вокруг оси y_b); задано $A_{yz} = -2''$, $A_{zx} = 2''$, $A_{xy} = -3,5''$

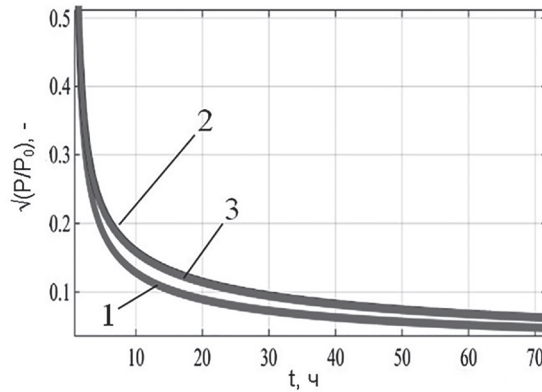


Рис. 13. Относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок A_{ij} , $\sqrt{P_0} = 3$, угл. с

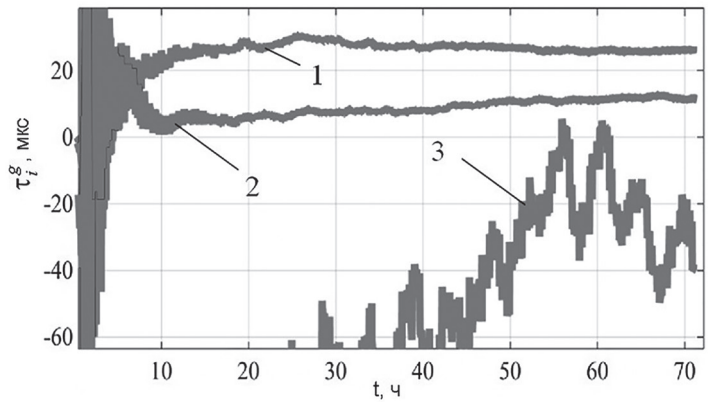


Рис. 14. Оценки временных запаздываний τ_i^g гироскопов относительно входных воздействий (по оси $x_b - 1, y_b - 2, z_b - 3$); задано $\tau_i^g = 20$ мкс, $\tau_{yb}^g = 20$ мкс, $\tau_{zb}^g = -20$ мкс

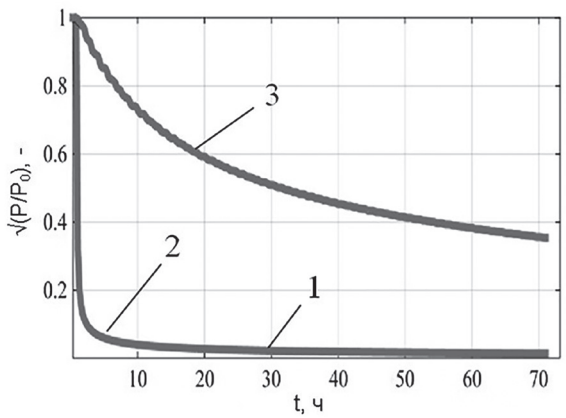


Рис. 15. Относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок τ_i^g , $\sqrt{P_0} = 100$, мкс

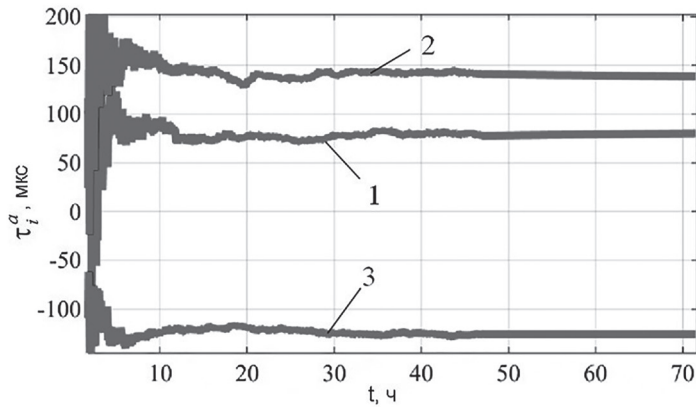


Рис. 16. Оценки временных запаздываний τ_i^a акселерометров относительно входных воздействий (по оси $x_b - 1, y_b - 2, z_b - 3$); задано $\tau_{xb}^a = 80$ мкс, $\tau_{yb}^a = 150$ мкс, $\tau_{zb}^a = -100$ мкс

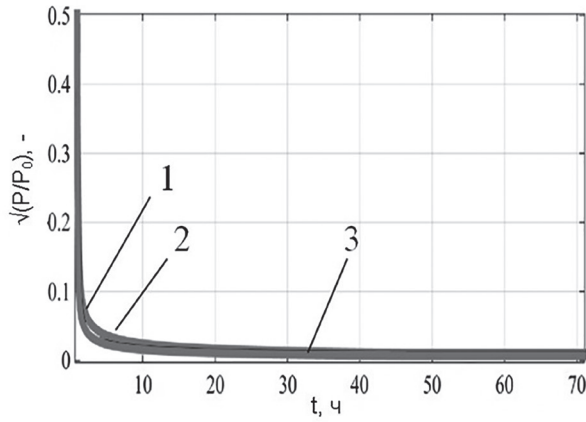


Рис. 17. Относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок τ_i^a , $\sqrt{P_0} = 100$, мкс

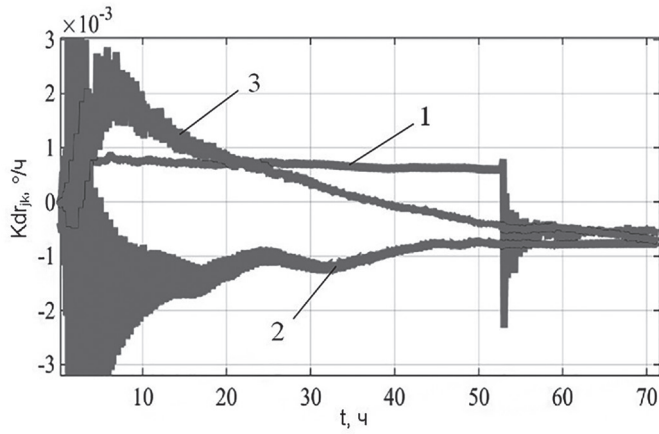


Рис. 18. Оценки румбовых дрейфов гироскопов $Kdr_{jk}(j = x_o, y_o, z_o)$ (по оси $x_o - 1, y_o - 2, z_o - 3$); задано $Kdr_{x_o} = -0,001$ °/ч, $Kdr_{y_o} = -0,001$ °/ч, $Kdr_{z_o} = -0,001$ °/ч

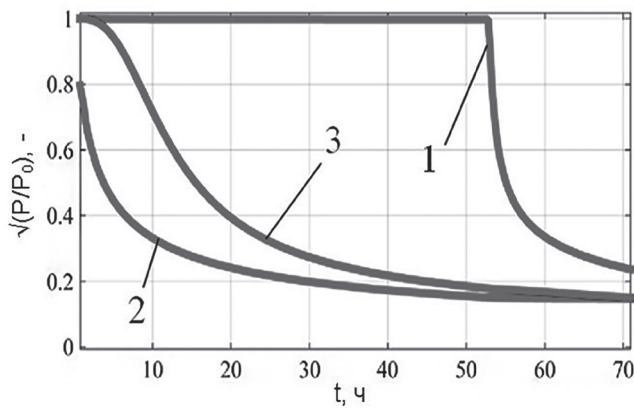


Рис. 19. Относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок $Kdr_j(j = x_o, y_o, z_o)$ (по оси $x_o - 1, y_o - 2, z_o - 3$), $\sqrt{P_0} = 1 \cdot 10^{-3}$, °/ч

Из приведенных результатов следует, что большинство параметров модели погрешностей ИМ рассматриваемой ИНС являются наблюдаемыми в случае использования скоростных и позиционных измерений СНС при модуляционном вращении ИМ. Это дает возможность их уточнения в условиях эксплуатации.

Что касается смещений нулей гироскопов, то для их наблюдаемости и оценки целесообразно соответствующим образом изменить вращение ИМ с целью снижения эффекта автокомпенсации погрешностей ИМ.

На рис. 20–21 приведены результаты моделирования рассматриваемой ИНС в обсервационном режиме работы при одноосном вращении ИМ на более низкой частоте, чем штатное вращение, с целью обеспечения наблюдаемости смещений нулей гироскопов.

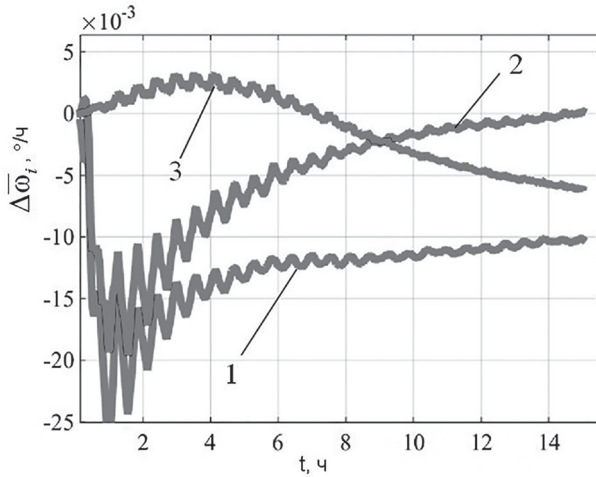


Рис. 20. Оценки смещений нулей $\Delta\bar{\omega}_i$ гироскопов (по оси x_b-1, y_b-2, z_b-3); задано $\Delta\bar{\omega}_{xb} = -0,01$ °/ч, $\Delta\bar{\omega}_{yb} = 0,002$ °/ч, $\Delta\bar{\omega}_{zb} = -0,006$ °/ч

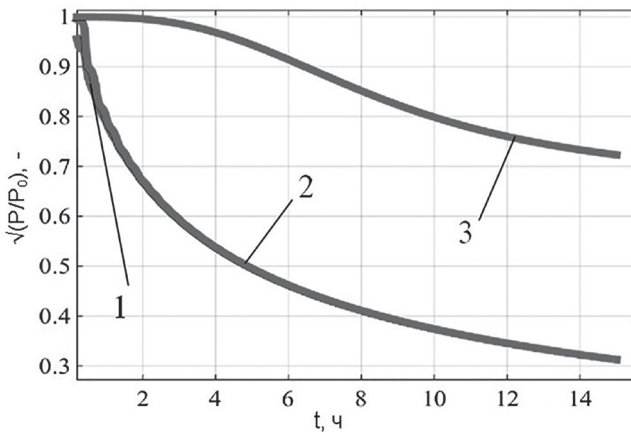


Рис. 21. Относительные СКО $\left(\sqrt{P/P_0}\right)$ для оценок $\Delta\bar{\omega}_i$ (по оси x_b-1, y_b-2, z_b-3), $\sqrt{P_0} = 1 \cdot 10^{-3}$ °/ч

Уровень и характер погрешностей рассматриваемой ИНС по координатам места в автономном режиме работы (с привлечением данных лага для демпфирования шулеровских колебаний) при штатном вращении ИМ (используется двухосное

вращение, как и при калибровке параметров модели) после уточнения параметров модели погрешностей ИМ можно видеть на графиках рис. 22. Из них следует, что в погрешностях навигационных параметров превалируют колебательные составляющие и практически отсутствует накопление на суточном интервале времени. Это свидетельствует об эффективности автокомпенсации дрейфов гироскопов и предварительного уточнения погрешностей ИМ по навигационному решению. Полагаем, что уточнение параметров модели погрешностей ИМ рассматриваемой ИНС при регламентных работах в условиях эксплуатации будет достаточным.

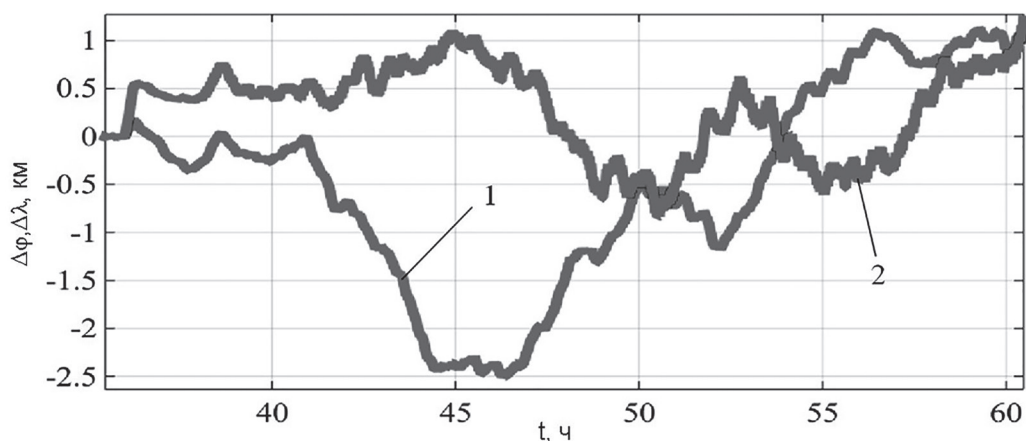


Рис. 22. Погрешности по координатам места (1 – по широте, 2 – по долготы)

Заключение

Для бесплатформенной ИНС с вращающимся ИМ обеспечивается практически полная наблюдаемость его погрешностей при вращении в двухосном кардановом подвесе и использовании скоростных и позиционных измерений от СНС. Данное обстоятельство дает возможность периодического уточнения параметров модели погрешностей ИМ в условиях эксплуатации.

В ИНС рассматриваемого типа могут иметь место неавтокомпенсируемые, так называемые румбовые дрейфы, обусловленные возмущающими моментами, связанными с географическими осями или корпусом центрального прибора, например от внешнего магнитного поля. Для обеспечения их полной наблюдаемости и оценки в условиях эксплуатации при использовании скоростных и позиционных измерений от СНС необходимо периодическое изменение курса объекта и длительное время наблюдения.

Рассматриваемый способ калибровки ИМ ИНС с использованием косвенных измерений (когда эталоном выступают достаточно точные значения линейной скорости и координат, известные в месте проведения калибровки) также можно применить для уточнения параметров стендовой калибровки. Это может понадобиться вследствие недостаточной точности стендового оборудования при фактически прямом сравнении параметров ИМ ИНС с эталоном – скоростью вращения стенда, угловой скоростью вращения Земли и ускорением силы тяжести.

ЛИТЕРАТУРА

1. **iXblueMarins Series**. <https://www.ixblue.com/products/marins-series>. Accessed December 28, 2021.
2. **Paturel, Y., Rumoroso, V., Chapelon, A., Honthaas, J.**, MARINS, the First FOG Navigation System for Submarines, *Symposium Gyro Technology*, 2006.
3. **Walsh, Ed.**, Navy and industry investigate new super-accurate optical gyros for possible use on ballistic missile submarines, *Military & Aerospace Electronics*, 2001.
4. **Унтилов А.А., Егоров Д.А., Рупасов А.В. и др.** Результаты испытаний волоконно-оптического гироскопа // Гироскопия и навигация. 2017. №3(98). С. 78–85.
5. **Голиков А.В., Панкратов В.М., Ефремов М.В.** Анализ температурных полей блока измерения угловых скоростей на волоконно-оптических гироскопах // Гироскопия и навигация. 2017. №4(99). С. 60–71.
6. **Вершовский А.К., Литманович Ю.А., Пазгалеv А.С., Пешехонов В.Г.** Гироскоп на ядерном магнитном резонансе: предельные характеристики // Гироскопия и навигация. 2018. №1(100). С. 55–80.
7. **Делэйе Ф.** Бортовая инерциальная система координат SPACE NAUTE для европейской ракеты-носителя “Ариан-6” на основе волнового твердотельного гироскопа // Гироскопия и навигация. 2018. №4 (103). С. 3–13.
8. **Курбатов А.М., Курбатов Р.А., Горячкин А.М.** Повышение точности волоконно-оптического гироскопа за счет подавления паразитных эффектов в интегрально-оптических фазовых модуляторах // Гироскопия и навигация. 2019. №2 (105). С. 52–69.
9. **Распопов В.Я., Алалуев Р.В., Ладонкин А.В. и др.** Настройка и калибровка волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором, работающего в режиме датчика угловой скорости // Гироскопия и навигация. 2020. №1 (108). С. 31–41.
10. **Пешехонов В.Г.** Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. №2 (109). С. 3–10.
11. **Степанов А.П., Емельянцеv Г.И., Блажнов Б.А.** Об эффективности модуляционных поворотов измерительного модуля БИНС на ВОГ морского применения // Гироскопия и навигация. 2015. №4 (91). С. 42–54.
12. **Northrop Grumman**. <https://news.northropgrumman.com>. Accessed December 28, 2021.
13. **Wei, G., Long, X., and Yu, X.**, Research on high precision rotating inertial navigation system with ring laser gyroscope, *Proc. 22nd Saint-Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, St. Petersburg, Russia, 2015.
14. **Fei Yuand, Qian Sun**, Angular rate optimal design for the rotary strapdown inertial navigation system, *Sensors*, 2014, vol. 14, no. 4, pp. 7156–7180.
15. **State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Elektropribor**, JSC. <https://www.elektrobribor.ru>. Accessed December 28, 2021.
16. **Lefèvre, H.C.**, The fiber-optic gyroscope: achievement and perspective, *19th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation System*, 2012, pp. 122–126.
17. **Safran Group**. Products and Services. FOG and FMU Series. <https://www.safran-group.com>. Accessed December 28, 2021.
18. **Слюсарь В.М.** О влиянии инструментальных факторов на скорость углового дрейфа БИНС // Гироскопия и навигация. 2009. №4 (67). С. 47–61.
19. **Емельянцеv 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 «ЦНИИ «Электронприбор», 2016. 394с.
20. **Зельдович С.М. и др.** Автокомпенсация инструментальных погрешностей. Л.: Судостроение, 1976. 146 с.
21. **Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.** Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат.лит., 1992. 280 с.
22. **Литманович Ю.А., Лесючевский В.М., Гусинский В.З.** Исследование алгоритмов преобразования информации акселерометров в БИНС, использующих кратные интегралы от измеряемого ускорения // Гироскопия и навигация. 1997. № 4. С. 34–48.
23. **Мастрюков С.И., Червякова Н.В.** Оценка устойчивости течений в северо-западной части Тихого океана // Навигация и гидрография. 2018. №53. С. 50–57.
24. **Мастрюков С.И., Соболева М.Н., Червякова Н.В.** К вопросу о сезонной изменчивости полей «постоянных» течений в Беринговом море // Навигация и гидрография. 2018. №54. С. 67–73.

25. Jun Shen, Yike Cai, Junwei Wu, Researchon Rotation Technique of Single-axis Rotary SINS, *Proceedings of the 37th Chinese Control Conference*, 2018.
 26. Huiying Fan, YuanpingXie, Zichao Wang et al., A unified scheme for rotation modulation and selfcalibration of dual-axis rotating SINS, *Meas. Sci. Technol.*, 2021, 32, 115113, pp. 1–11.
-

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

Estimation of Error Model Parameters for a Rotating FOG-Based Measurement Unit of a Strapdown INS on a Vehicle, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2021, vol. 29, no. 4 (115), pp. 97–114.

Abstract. The paper studies the possibility of updating the parameters of error model of a rotating inertial measurement unit (IMU) with fiber-optic gyroscopes (FOG) in a strapdown inertial navigation system (SINS) under operating conditions. The IMU is placed in a two-axis gimbal for modulation rotation. The main focus is made on the estimation of scale factor errors of the FOG and accelerometers, non-orthogonality of their sensitive axes, and relative time delays (group delays) of inertial sensors during the IMU normal rotation according to the navigation solution of the INS in the observation mode of its operation. Also, the paper presents the description and results of estimation of so-called rhumb drifts of the IMU, which may occur due to the perturbing forces associated with the geographical axes or the axes of the system central device body. The research is based on the results of FOG-based INS simulation.

Key words: fiber-optic gyroscope, strapdown inertial navigation system, two-axis rotation, estimation of errors, Kalman filter.

Материал поступил 06.10.2021