

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

**О ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УОЛ В ВЫСОКИХ ШИРОТАХ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРЕЦИЗИОННОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО
МОДУЛЯ И ДВУХАНТЕННОЙ СПУТНИКОВОЙ АППАРАТУРЫ**

Рассматривается возможность использования известного инерциально-геодезического метода для определения одного из параметров аномалий гравитационного поля Земли – уклонения отвесной линии (УОЛ) в высоких широтах. Решение задачи предлагается в рамках построения специализированной интегрированной системы, содержащей прецизионный инерциальный модуль и двухантенную спутниковую аппаратуру с большой длиной антенной базы. Приводятся алгоритмы решения задачи, оценка точности с использованием имитационного моделирования в пакете MATLAB (Simulink) и результатов мореходных испытаний GPS-компаса, разработки ЦНИИ «Электроприбор».

Ключевые слова: аномалии гравитационного поля, инерциально-геодезический метод, интегрированная система ориентации и навигации, фазовые измерения.

Введение

Вследствие отличия действительного гравитационного поля Земли от нормального, обусловленного неоднородностями внутренних масс и сложностью поверхности Земли, направление вектора \vec{g} ускорения действительной силы тяжести (отвесной линии, нормали к геоиду) в точках физической поверхности Земли, как известно, не совпадает с направлением вектора \vec{g}_0 ускорения нормальной силы тяжести. По этой причине астрономические координаты φ_a (широта), λ_a (долгота) точек земной поверхности отличаются от геодезических (географических) φ , λ . Зависимость между этими координатами приведена в работе [1]:

$$\begin{aligned}\varphi_a - \varphi &= -\xi_g, \\ (\lambda_a - \lambda) &= \eta_g / \cos \varphi,\end{aligned}\quad (1)$$

где ξ_g – проекция уклонения отвеса на плоскость меридиана; η_g – проекция уклонения отвеса на плоскость первого вертикала:

$$\xi_g \equiv g_N / g_0, \quad \eta_g \equiv -g_E / g_0. \quad (2)$$

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

Здесь g_E, g_N – проекции вектора \vec{g} ускорения действительной силы тяжести на оси географического трехгранника ENH ; g_0 – значение ускорения нормальной силы тяжести \vec{g}_0 на экваторе (положительные значения углов ξ_g и η_g соответствуют повороту отвеса относительно оси H вокруг осей E и N против часовой стрелки).

В мире сложилась широкая практика определения параметров гравитационного поля Земли, в частности уклонения отвесной линии (УОЛ), с применением астрономо-геодезических [1-12] и гравиметрических методов [13-15]. Однако в настоящее время основным и наиболее распространенным методом исследования гравитационного поля Земли является гравиметрический метод проведения относительных измерений ускорения силы тяжести.

Идея астрономо-геодезического метода [1] по определению составляющих УОЛ непосредственно следует из приведенных соотношений (1). Для реализации данного метода в задачах морской гравиметрии кроме использования приемной аппаратуры (ПА) спутниковой навигационной системы (СНС), работающей в дифференциальном режиме, необходимо создание прецизионного астрономо-геодезического прибора [2] по вычислению астрономических координат на борту подвижного объекта. Это является сложной проблемой, так как требует определения направления вертикали места, направления на астрономический ориентир с точностью, достаточной для определения УОЛ, особенно в части создания прецизионной гировертикали, физически моделирующей направление отвесной линии в условиях подвижного объекта.

К одной из разновидностей реализации астрономо-геодезического метода можно отнести совместное использование данных прецизионной инерциальной навигационной системы (ИНС) и ПА СНС [3-12], так называемый инерциально-геодезический метод. По существу здесь инерциальная система выступает в роли источника астрономических координат объекта. Однако в отличие от классического астрономо-геодезического метода ИНС вырабатывает не только астрономические координаты (при остановках объекта), но и их производные. Это также позволяет использовать для решения задачи оценивания УОЛ разностные измерения, формируемые с опорой на внешнюю информацию о составляющих вектора линейной скорости, и ускорения объекта в географических осях.

В наземной гравиметрии данные разностные измерения формируются на остановках объекта, используя так называемую ZUPТ-технология, а в морской и авиагравиметрии используются для этого данные СНС [5, 8, 9]. Следует отметить, что при необходимости периодической коррекции погрешности ИНС по долготе даже при идеальном знании геодезической долготы определить полное значение УОЛ (η_g) в плоскости первого вертикала не представляется возможным. В этом случае имеет место лишь оценка приращения η_g по траектории движения объекта относительно точки коррекции ИНС. При использовании разностных измерений по составляющим вектора линейной скорости или ускорения объекта в географических осях речь идет об оценке только приращений обеих составляющих УОЛ по траектории движения.

При решении задачи оценивания УОЛ инерциально-геодезическим методом в процессе движения объекта необходимо задание изменчивости УОЛ по траектории движения соответствующими статистическими моделями [3].

При морской съемке карт УОЛ с привлечением прецизионной ИНС используются, как правило, следующие скоростные и позиционные разностные измерения:

$$\begin{aligned} z_{V_j}(t_{k+1}) &= [\nabla S_{j_pr}(t_{k+1}) - \nabla S_{j_gps}(t_{k+1})] / Tz, \quad (j = E, N, H), \\ z_\varphi(t_{k+1}) &= \varphi_{pr}(t_{k+1}) - \varphi_{gps}(t_{k+1}), \\ z_\lambda(t_{k+1}) &= \lambda_{pr}(t_{k+1}) - \lambda_{gps}(t_{k+1}), \\ z_h(t_{k+1}) &= h_{pr}(t_{k+1}) - h_{gps}(t_{k+1}), \end{aligned} \quad (3)$$

где $\nabla S_{j_gps}(t_{k+1})$ – приращения декартовых координат объекта в проекциях на географические оси, измеряемые в ПА СНС с дискретностью $Tz = t_{k+1} - t_k$;

$\nabla S_{j_pr}(t_{k+1}) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} V_{j_pr}(\tau) d\tau$ – приращения декартовых координат на интервале

Tz , вычисляемые по данным ИНС о скорости движения объекта.

При синхронизации данных ИНС («pr») и ПА СНС («gps») можно записать, что

$$z_{V_j}(t_{k+1}) = \Delta V_j(t_{k+1}) + v_{V_j}(t_{k+1}), \quad (4)$$

где ΔV_j – погрешности ИНС по составляющим вектора линейной скорости;

$v_{V_j}(t_{k+1}) = -[\Delta V_j(t_{k+1}) - \Delta V_j(t_k + Tz/2)] - \delta \nabla S_{j_gps}(t_{k+1}) / Tz$ – реальные шумы скоростных измерений, $\delta \nabla S_{j_gps}(t_{k+1}) / Tz$ – погрешности СНС по скорости;

$$\begin{aligned} z_\varphi(t_{k+1}) &= \Delta \varphi - \delta \varphi_{gps}, \\ z_\lambda(t_{k+1}) &= \Delta \lambda - \frac{1}{\cos \varphi} \delta W_{gps}, \\ z_h(t_{k+1}) &= \Delta h - \delta h_{gps}, \end{aligned} \quad (5)$$

где $\Delta \varphi, \Delta \lambda, \Delta h$ – погрешности ИНС по координатам места; $\delta \varphi_{gps}$, $\delta W_{gps} = \delta \lambda_{gps} \cos \varphi$, δh_{gps} – погрешности СНС в дифференциальном режиме по координатам места.

Положим, что скоростные измерения (4) используются для эффективного демпфирования собственных (шулеровских и суточных) колебаний погрешностей ИНС. Тогда согласно аналитическим решениям [16] в условиях квазинеподвижного объекта в некоторой i -й точке маршрута для сглаженных на соответствующем интервале времени значений позиционных измерений (5) будем иметь:

$$\tilde{z}_{\varphi i} = -\frac{1}{\Omega_e} (-\Delta \bar{\omega}_{bH} \cos \varphi_i + \Delta \bar{\omega}_{bN} \sin \varphi_i) + \frac{\Delta \bar{a}_{bN}}{g_0} - \xi_{gi} - \delta \tilde{\varphi}_{gps}, \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \tilde{z}_{\lambda i} \cos \varphi_i &= -\tilde{\alpha}^*(t_k) \cos \varphi_i + (\Delta \bar{\omega}_{bH} \sin \varphi_i + \Delta \bar{\omega}_{bN} \cos \varphi_i) \cos \varphi_i \Delta t - \\ &\quad - \frac{1}{\Omega_e} \Delta \bar{\omega}_{bE} \sin \varphi_i + \frac{\Delta \bar{a}_{bE}}{g_0} + \eta_{gi} - \delta \tilde{W}_{gps}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $\Delta t = t - t_k$ – интервал времени с момента t_k последней коррекции ИИМ по долготе; $\Delta \bar{\omega}_{bj}$, $\Delta \bar{a}_{bj}$ ($j = E, N, H$) – низкочастотные составляющие дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров, обусловленные практически нестабильностью их нулей по отношению к значениям на время калибровки;

Ω_e – угловая скорость суточного вращения Земли; $\tilde{\alpha}_*(t_k)$ – сглаженное значение погрешности построения в ИНС опорного направления в плоскости земного экватора на момент коррекции.

Учтем, что при коррекции ИНС по долготе по данным СНС согласно кинематическим соотношениям [16]:

$$\begin{aligned}\Delta\varphi &= \rho_* - \beta, \\ \Delta\lambda &= -\alpha_* + \operatorname{tg}\varphi\tau_* + \frac{1}{\cos\varphi}\gamma, \\ \alpha &= \frac{1}{\cos\varphi}\tau_* + \operatorname{tg}\varphi\gamma\end{aligned}\quad (8)$$

погрешности инерциальной системы в выработке навигационных параметров ($\Delta\varphi, \Delta\lambda$ – по координатам места и α – по курсу) можно представить через погрешности моделирования в алгоритмах ИНС инерциальной системы координат $(\alpha_*, \tau_*, \rho_*)$ и вертикали места (β, γ) . Воспользовавшись аналитическими решениями для $\tau_*(t_k)$ и $\gamma(t_k)$, приближенно получим [16]

$$-\tilde{\alpha}_*(t_k)\cos\varphi = \frac{1}{\Omega_e}\Delta\bar{\omega}_{bE}(t_k)\sin\varphi - \frac{\Delta\bar{a}_{bE}(t_k)}{g_0} - \eta_g(t_k). \quad (9)$$

Подставляя соотношение (9) в уравнение (7), будем иметь

$$\begin{aligned}\tilde{z}_{\lambda i}\cos\varphi_i &= (\Delta\bar{\omega}_{bH}\sin\varphi_i + \Delta\bar{\omega}_{bN}\cos\varphi_i)\cos\varphi_i \cdot \Delta t - \frac{1}{\Omega_e}\Delta\bar{\omega}_{bE}\sin\varphi_i + \\ &+ \frac{\Delta\bar{a}_{bE}}{g_0} + \nabla\eta_{gi} - \delta\tilde{W}_{\text{gps}},\end{aligned}\quad (10)$$

где $\nabla\eta_{gi} = \eta_{gi} - \eta_g(t_k)$ – приращение составляющей η_g УОЛ относительно точки коррекции ИИМ; $\Delta\bar{\omega}_{bE}$, $\Delta\bar{a}_{bE}$ – изменчивость соответствующих погрешностей на интервале $\Delta t = t - t_k$.

Оценки УОЛ в i -й точке маршрута согласно выражениям (6) и (10) определяются как

$$\begin{aligned}\hat{\xi}_{gi} &= -\tilde{z}_{\varphi i}, \\ \nabla\hat{\eta}_{gi} &= \tilde{z}_{\lambda i}\cos\varphi_i,\end{aligned}\quad (11)$$

при этом погрешности их определения характеризуются следующими выражениями:

$$\begin{aligned}\tilde{\xi}_{gi} &= \frac{1}{\Omega_e}(-\Delta\bar{\omega}_{bH}\cos\varphi_i + \Delta\bar{\omega}_{bN}\sin\varphi_i) - \frac{\Delta\bar{a}_{bN}}{g_0} + \delta\tilde{\Phi}_{\text{gps}}, \\ \nabla\tilde{\eta}_{gi} &= (\Delta\bar{\omega}_{bH}\sin\varphi_i + \Delta\bar{\omega}_{bN}\cos\varphi_i)\cos\varphi_i \cdot \Delta t - \frac{1}{\Omega_e}\Delta\bar{\omega}_{bE}\sin\varphi_i + \frac{\Delta\bar{a}_{bE}}{g_0} - \delta\tilde{W}_{\text{gps}}.\end{aligned}\quad (12)$$

Положим, что для морской съемки УОЛ используется ИНС, нестабильность нулей гироскопов и акселерометров составляет: $\Delta\bar{\omega} \leq 3 \cdot 10^{-5}$ °/ч, $\Delta a \leq 10^{-5}$ м/с². Уровень сглаженных значений $\delta\tilde{\Phi}_{\text{gps}}$, $\delta\tilde{W}_{\text{gps}}$ шумов ПА СНС не превышает 3 м, время между коррекциями ИНС по долготе, что характеризует допустимый интервал между реперными точками по η_g , не превышает 3 ч, тогда в средних широтах приближенно получим: $\tilde{\xi}_{gi} \leq 0.6$ угл. с, $\nabla\tilde{\eta}_{gi} \leq 0.7$ угл. с.

Необходимо заметить, что для повышения точности определения УОЛ целесообразно исходные измерения проводить как на прямом, так и на обратных курсах. При этом будет происходить модуляция дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров измерительного блока ИНС. Полагая, что их изменчивость носит низкочастотный характер, можно существенно снизить их влияние, а также влияние погрешностей ориентации измерительных осей гироскопов и акселерометров.

При решении задачи оценивания УОЛ инерциально-геодезическим методом в процессе движения объекта по траектории, как уже отмечалось, описывается изменчивость УОЛ соответствующими статистическими моделями. Для повышения точности определения УОЛ необходимо обеспечить существенное различие в спектрах дрейфов гироскопов и погрешностей акселерометров относительно спектра УОЛ при движении объекта. Кроме того, неадекватность используемых в задаче фильтрации расчётных моделей УОЛ реальному их изменению в районе съёмки может привести к дополнительным погрешностям в их оценке.

Из приведенных решений следует, что для морской съёмки УОЛ инерциально-геодезическим методом с привлечением данных даже прецизионной ИНС необходимо в море создавать реперные точки точных значений УОЛ, что является существенным недостатком данного метода.

Постановка задачи

Рассмотрим возможную разновидность инерциально-геодезического метода, которая может быть использована для определения УОЛ в высоких широтах. В этом случае предлагается в состав инерциально-спутниковой системы, представляющей собой интегрированную систему ориентации и навигации (ИСОН) с прецизионным инерциальным измерительным модулем (ИИМ), дополнительно ввести прецизионный GPS-компас, специально созданный для этой цели с длиной антенной базы на уровне 6 м, и использовать для определения УОЛ вместо разностного измерения по долготе соответствующее курсовое измерение

$$z_K(t_{k+1}) = K_{pr}(t_{k+1}) - K_{gps}(t_{k+1}) = \Delta K - \delta K_{gps}, \quad (13)$$

где $\Delta K \equiv \alpha$; δK_{gps} – погрешности двухантенной ПА СНС, которые при согласовании отсчётных баз по курсу ИИМ и антенного модуля ПА СНС определяются в основном шумами фазовых измерений. При этом следует отметить, что уровень погрешностей δK_{gps} практически не зависит от широты места объекта.

Положим, что и в этом случае скоростные измерения (4) используются для демпфирования собственных колебаний погрешностей ИИМ. Тогда согласно кинематическому соотношению (8) для α и аналитическим решениям [16] для $\tau_*(t_k)$ и $\gamma(t_k)$ в условиях квазинеподвижного объекта в некоторой i -й точке маршрута можно представить сглаженные на конечном интервале времени курсовые измерения (13) в следующем виде:

$$\tilde{z}_{Ki} \cos \varphi_i = -\frac{1}{\Omega_e} \Delta \bar{\omega}_{bE} + \sin \varphi_i \frac{\Delta \bar{a}_{bE}}{g_0} + \sin \varphi_i \eta_{gi} - \delta \tilde{K}_{gps} \cos \varphi_i. \quad (14)$$

Из выражений (6) и (14) следует, что:

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\xi}}_{gi} &= -\tilde{z}_{\varphi i}, \\ \nabla \hat{\eta}_{gi} &= \tilde{z}_{Ki} \operatorname{ctg} \varphi_i, \end{aligned} \quad (15)$$

где для погрешностей оценивания УОЛ имеем:

$$\begin{aligned}\tilde{\xi}_{gi} &= \frac{1}{\Omega_e} (-\Delta\bar{\omega}_{bH} \cos \varphi_i + \Delta\bar{\omega}_{bN} \sin \varphi_i) - \frac{\Delta\bar{a}_{bN}}{g_0} + \delta\tilde{\phi}_{\text{gps}}, \\ \tilde{\eta}_{gi} &= -\frac{1}{\Omega_e \sin \varphi_i} \Delta\bar{\omega}_{bE} + \frac{\Delta\bar{a}_{bE}}{g_0} - \delta\tilde{K}_{\text{gps}} \text{ctg} \varphi_i.\end{aligned}\quad (16)$$

Из полученных решений следует, что данный метод позволяет оценивать полные значения составляющих УОЛ без необходимости создания в море реперных точек. А также то, что в высоких широтах существенно снижается влияние на точность определения УОЛ погрешностей δK_{gps} курсовых измерений, так как их уровень не зависит от широты места.

При принятых значениях погрешностей ИИМ и ПА СНС по координатам места, а также при уровне сглаженных значений шумов прецизионного GPS-компаса порядка $\delta\tilde{K}_{\text{gps}} = 5$ угл. с на широте 80° получим $\tilde{\xi}_{gi} \leq 0.6$ угл. с, $\tilde{\eta}_{gi} \leq 1.06$ угл. с.

Результаты имитационного моделирования в пакете MATLAB (Simulink)

Для исследования погрешностей интегрированной системы в решении рассматриваемой задачи применялась имитационная модель функционирования ИСОН с реализацией дискретных рекуррентных алгоритмов, приведенных в работе [16].

При формировании «виртуальных» блоков гироскопов и акселерометров ИИМ использовались следующие значения параметров их моделей погрешностей в проекциях на оси $x_b y_b z_b$ измерительного блока:

погрешности гироскопов:

- $\Delta M_{gx}, \Delta M_{gy}, \Delta M_{gz}$ – нестабильность масштабных коэффициентов – случайные величины с уровнем $10^{-5}\%$;
- $\Delta\bar{\omega}_{xb}, \Delta\bar{\omega}_{yb}, \Delta\bar{\omega}_{zb}$ – систематические составляющие дрейфов, которые характеризуют смещение нулей от пуска к пуску, – случайные величины с уровнем $3 \cdot 10^{-5}$ °/ч;
- $\Delta\omega_{xb}, \Delta\omega_{yb}, \Delta\omega_{zb}$ – случайные составляющие дрейфов, которые характеризуют дрейф нуля в пуске – марковские процессы первого порядка $\sigma 1_g = 10^{-5}$ °/ч, $\mu_g = 1/20$ ч⁻¹;
- флюктуационные составляющие дрейфов – дискретные белые шумы уровня $\sigma 2_g = 10^{-3}$ °/ч на частоте 100 Гц;

погрешности линейных акселерометров:

- $\Delta M_{ax}, \Delta M_{ay}, \Delta M_{az}$ – нестабильность масштабных коэффициентов – случайные величины с уровнем $10^{-4}\%$;
- $\Delta\bar{a}_{xb}, \Delta\bar{a}_{yb}, \Delta\bar{a}_{zb}$ – смещение нулей – случайные величины с уровнем 10^{-5} м/с²;
- $\Delta a_{xb}, \Delta a_{yb}, \Delta a_{zb}$ – дрейфы нулей – марковские процессы первого порядка $\sigma 1_a = 3 \cdot 10^{-6}$ м/с², $\mu_a = 1/1$ ч⁻¹;

• флуктуационные составляющие погрешностей – дискретные белые шумы на рабочей частоте $\sigma_{2a} = 10^{-4}$ м/с² на частоте 100 Гц.

Составляющие УОЛ были представлены марковскими процессами [3, 16] с $\sigma_{\xi_s} = \sigma_{\eta_s} = 5$ угл. с, $d = 20$ морских миль;

погрешности СНС:

- по скорости – дискретные белые шумы $\sigma_{V_{\text{gps}}} = 0.01$ м/с на частоте 10 Гц;
- по координатам места – дискретные белые шумы $\sigma_{S_{\text{gps}}} = 3$ м на частоте 10 Гц;
- по курсу: смещение $\delta \bar{K}_{\text{gps}} = 5$ угл. с и дискретный белый шум $\sigma_{\delta K_{\text{gps}}} = 3$ угл. мин на частоте 10 Гц.

Известно, что для большинства существующих в настоящее время GPS-компасов характерен уровень точности $\sim 0.2^\circ \cdot 1/L$ (1σ) (где $1/L$ – отношение расстояния между антеннами ПА СНС, равного 1 м, к реализованной в системе длине L антенной базы), что обусловлено, прежде всего, шумами фазовых измерений, формируемых в ПА СНС [17].

Для задания уровня погрешностей специализированного GPS-компаса с антенной базой примерно 6 м использовались результаты мореходных испытаний GPS-компаса «Вега» (разработка ЦНИИ «Электроприбор») с длиной антенной базы около 19 м (рис. 1) [18], откуда следует, что флуктуационные погрешности по курсу на прямом ходу составляли около 3 угл. мин (1σ), а наличие смещения в погрешности по курсу обусловлено приближенной привязкой отсчетных баз GPS-компаса и инерциального модуля IMU-120 ф. IXblue, используемого для эталонирования.

При имитационном моделировании будем полагать, что согласование отсчетных баз прецизионного ИИМ и антенного модуля GPS-компаса осуществлено с точностью до 5 угл. с перед выходом судна в море в точке с известными значениями УОЛ. И что периодически в процессе определения УОЛ производится уточнение положения фазовых центров приёмных антенн GPS-компаса, например по процедуре, приведенной в работе [19].

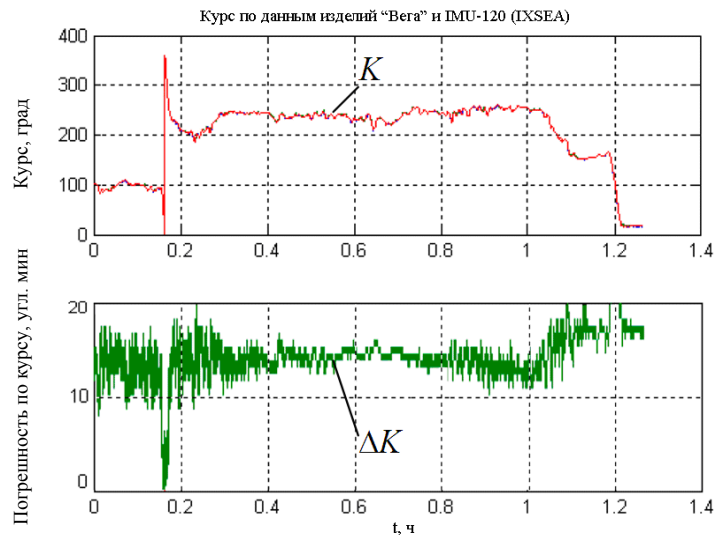


Рис. 1. Погрешности (угл. мин) по курсу GPS-компаса «Вега» относительно IMU-120

Используемые разностные измерения:

$$\begin{aligned} z_{V_j}(t_{k+1}) &= [\nabla S_{j_pr}(t_{k+1}) - \nabla S_{j_gps}(t_{k+1})] / Tz, \quad (j = E, N, H), \\ z_\varphi(t_{k+1}) &= \varphi_{pr}(t_{k+1}) - \varphi_{gps}(t_{k+1}), \\ z_h(t_{k+1}) &= h_{pr}(t_{k+1}) - h_{gps}(t_{k+1}), \\ z_K(t_{k+1}) &= K_{pr}(t_{k+1}) - K_{gps}(t_{k+1}), \end{aligned} \quad (17)$$

для обработки которых применялся алгоритм фильтра Калмана с замыканием обратной связи на каждом шаге поступления измерений.

При описании расчётной модели погрешностей интегрированной системы учитывались следующие аппроксимации:

- смещения нулей гироскопов $\Delta\bar{\omega}_i$ и акселерометров $\Delta\bar{a}_i (i = x_b, y_b, z_b)$ (от запуска к запуску и их изменчивость в пуске) аппроксимированы соответствующими винеровскими процессами;
- составляющие ξ_{gi}, η_{gi} УОЛ в i -й точке маршрута описаны случайными величинами с известными дисперсиями;

В этом случае вектор состояния расчётной модели системы представлен в виде

$$x^T = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \gamma & \Delta V_E & \Delta V_N & \Delta V_H & \Delta\varphi & \Delta\lambda & \Delta h & \Delta\bar{\omega}_{xb} & \Delta\bar{\omega}_{yb} & \Delta\bar{\omega}_{zb} & \Delta\bar{a}_{xb} & \Delta\bar{a}_{yb} & \Delta\bar{a}_{zb} \\ \xi_g & \eta_g \end{bmatrix}, \quad (18)$$

а матрица динамики $F = [f_{i,j}], (i, j = \overline{1,17})$ аналогична моделям, приведенным в [16], при учете сделанных допущений.

Матрица H измерений соответствует уравнениям (4), (5) и (13), ненулевые элементы которой равны

$$H_{1,4} = 1; H_{2,5} = 1; H_{3,6} = 1; H_{4,7} = 1; H_{5,9} = 1; H_{6,1} = 1. \quad (19)$$

Моделирование осуществлялось при следующих исходных данных:

характеристика Земли и гравитационного поля:

$R = 6371000$ (м) – средний радиус Земли;

$\Omega_e = 7.2921151467 \cdot 10^{-5}$ (рад/с); $S_{гр}(t_0) = 0$;

$\mu_g = 3.98603 \cdot 10^{14}$ (м³/с²) – гравитационная постоянная Земли;

$\varepsilon = 2.634 \cdot 10^{25}$ (м⁵/с²) и $\chi = 6.773 \cdot 10^{36}$ (м⁷/с²) – коэффициенты разложения гравитационного потенциала;

координаты, скорость и углы качки объекта: $\varphi = 80^0$; $V_o = 0$ м/с; $K = 0^0$ или $K = 180^0$, углы качки малы.

Результаты моделирования представлены на рис. 2.

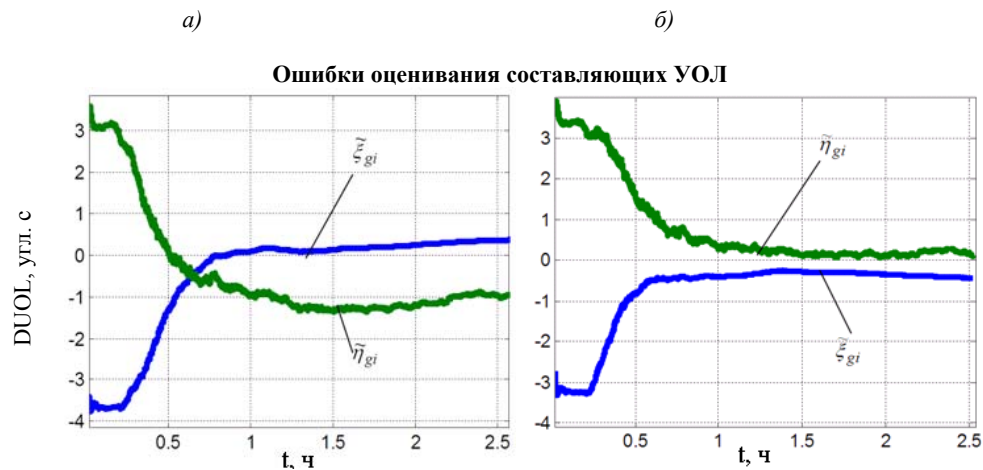


Рис. 2. Ошибки (угл. с) оценки УОЛ при $K = 0^0$ (а) и при $K = 180^0$ (б)

Из приведенных данных следует, что осредненные значения погрешностей определения УОЛ, полученные на прямом и обратном курсах в i -й точке маршрута, составляют ≤ 0.1 угл. с для ξ_{gi} и ≤ 0.75 угл. с для η_{gi} .

Выводы

Рассмотрена возможная модификация инерциально-геодезического метода по определению полных значений составляющих УОЛ в высоких широтах. Для её реализации кроме использования прецизионной ИНС (нестабильность дрейфа гироскопов $\sim 10^{-5}$ °/ч, нестабильность дрейфа акселерометров $3 \cdot 10^{-6}$ м/с²) необходимо создание специализированного GPS-компаса с антенной базой на уровне 6 м. При этом его погрешности по курсу в высоких широтах не должны превышать: по систематической составляющей 5 угл. с, а по уровню шума 3 угл. мин (1σ) на частоте 10 Гц.

Согласование отсчётных баз ИНС и антенного модуля GPS-компаса следует осуществлять с точностью до 5...6 угл. с перед выходом судна в море в точке с известными значениями УОЛ, а также периодически в процессе определения УОЛ уточнять положение фазовых центров приёмных антенн GPS-компаса.

*Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда
(проект № 14-29-00160).*

ЛИТЕРАТУРА

1. Шимбирев Б.П. Теория фигуры Земли.- М.: Недра, 1975.
2. Peshekhonov V., Vasilyev V., Zinenko V. Measuring vertical deflection in ocean combining GPS, INS and star trackers // Proc. High Precision Navigation, Stuttgart, Germany, 1995. - P. 180-185.
3. Нэш Р.А., Джордан С.К. Статистическая геодезия // ТИИЭР, 1978. Т. 66. № 5.- С. 5-26.
4. Анучин О.Н., Каракашев В.А., Емельянец Г.И. Влияние геодезических неопределенностей на погрешности инерциальных систем // Судостроение за рубежом. -1982. - № 5(185).
5. Дмитриев С.П. Инерциальные методы в инженерной геодезии. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1997.- 208 с.
6. Пешехонов В.Г., Несенюк Л.П., Старосельцев Л.П., Элинсон Л.С. Судовые средства измерения параметров гравитационного поля Земли: Обзор.- Л.:ЦНИИ «Румб», 1989.

7. **Salychev O., Voronov V., Lukianov V.** Inertial Navigation Systems in Geodetic Application: L.I.G.S. experience // Proceeding of International Conference «Integrated Navigation Systems», 1999.
8. **Nassar S.** Improving the Inertial Navigation System (INS) Error Model for INS and INS/DGPS Applications // UCGE Reports Number 20183, 2003. – 178 p.
9. **Li X., Jekeli C.** Ground-vehicle INS/GPS vector gravimetry // Geophysics. - 2008. - Vol. 73, No. 2. - P. 11–110.
10. **Schwarz K.P.** Geoid profiles from an integration of GPS satellite and inertial data // Bolletion di geodesial scienze affini. -1987.-№ 2.-P. 117-131.
11. **Schwarz K.P., Li Y.C., Wei M.** The spectral window for airborne gravity and geoid Determination // Proc. Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation, Bannf, Canada, 1994. –P. 445-456.
12. **Mangold V.** (Litef). Rate bias INS augmented by GPS: to what extent is vector gravimetry possible // Proc. High Precision Navigation, Stuttgart, Germany, 1995. – P. 169-179.
13. **Краснов А.А., Соколов А.В., Элинсон Л.С.** Новый аэроморской гравиметр серии «Чекан» // Гироскопия и навигация. - 2014. - №1 - С. 26-34.
14. **Краснов А.А., Соколов А.В., Элинсон Л.С.** Результаты эксплуатации гравиметров «Чекан-АМ» // Гироскопия и навигация. - 2014. - № 1. - С. 98-104.
15. **Краснов А.А., Соколов А.В.** Изучение гравитационного поля труднодоступных районов Земли с использованием мобильного гравиметра «Чекан-АМ» // Труды Института прикладной астрономии РАН. – 2009. - № 20. - С. 353-357.
16. **Анучин О.Н., Емельянец Г.И.** Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов (2-е изд., дополн.). - СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003.- 390 с.
17. <http://www.novatel.com>
18. **Емельянец Г.И., Блажнов Б.А., Степанов А.П.** Особенности использования фазовых измерений в задаче ориентации интегрированной инерциально-спутниковой системы. Результаты ходовых испытаний // Гироскопия и навигация. - 2011.- № 3. - С. 3-11.
19. **Блажнов Б.А., Кошаев Д.А., Петров П.Ю.** Приведение показаний угломерной двухантенной спутниковой аппаратуры к связанной с инерциальным модулем системе координат // Материалы XXI Санкт-Петербургской межд. конф. по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014.- С. 65-69.

Abstract. The possibility to use a well-known inertial geodetic method for determining one of the parameters of anomalies of the gravitational field of the Earth - plumbline deviation at high latitudes is considered. Solution of the problem is proposed in the framework of designing a specialized integrated system comprising a precision inertial unit and two-antenna GNSS receiving equipment with long antenna base. The algorithms for solving the problem, the accuracy estimation obtained using a simulation study in MATLAB (Simulink) and the results of sea trials of the GPS compass designed by CSRI Elektropribor, JSC are presented.

Key words: gravity anomalies, inertial geodetic method, integrated orientation and navigation system, phase measurements

Материал поступил 13.01.15