

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 двухантеннную 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  $\bar{g}$  ускорения действительной силы тяжести (отвесной линии, нормали к геоиду) в точках физической поверхности Земли, как известно, не совпадает с направлением вектора  $\bar{g}_0$  ускорения нормальной силы тяжести. По этой причине астрономические координаты  $\varphi_a$  (широта),  $\lambda_a$  (долгота) точек земной поверхности отличаются от геодезических (географических)  $\varphi$ ,  $\lambda$ . 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  $\xi_g$  – проекция уклонения отвеса на плоскость меридиана;  $\eta_g$  – проекция уклонения отвеса на плоскость первого вертикала:

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

---

**Емельянцев** 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  $\xi_g$  и  $\eta_g$  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 уклона отвесной линии (УОЛ), с применением астрономо-геодезических [1-12] и гравиметрического методов [13-15]. Однако в настоящее время основным и наиболее распространённым 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 ZUPT-технологию, 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 ( $\eta_g$ ) в плоскости первого вертикала не представляется возможным. В этом случае имеет место лишь оценка приращения  $\eta_g$  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  $\Delta V_j$  – 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;  $\delta\varphi_{gps}$ ,  $\delta W_{gps} = \delta\lambda_{gps} \cos\varphi$ ,  $\delta h_{gps}$  – погрешности СНС в дифференциальном режиме по координатам места.

Положим, что скоростные измерения (4) используются для эффективного демпфирования собственных (шуллеровских 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;

$\Omega_e$  – 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  $\alpha$  – по курсу) можно представить через погрешности моделирования в алгоритмах ИНС инерциальной системы координат ( $\alpha_*, \tau_*, \rho_*$ ) и вертикали места ( $\beta, \gamma$ ). 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

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

где  $\nabla\eta_{gi} = \eta_{gi} - \eta_g(t_k)$  – приращение составляющей  $\eta_g$  УОЛ относительно точки коррекции ИИМ;  $\Delta\tilde{\omega}_{bE}$ ,  $\Delta\tilde{a}_{bE}$  – 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:

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

Положим, что для морской съемки УОЛ используется ИНС, нестабильность нулей гироскопов и акселерометров составляет:  $\Delta\tilde{\omega} \leq 3 \cdot 10^{-5}$  0/ч,  $\Delta a \leq 10^{-5}$  м/с<sup>2</sup>. 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  $\eta_g$ , 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 съемки может привести к дополнительным погрешностям в их оценке.

Из приведенных решений следует, что для морской съемки 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  $\Delta K \equiv \alpha$ ;  $\delta K_{gps}$  – погрешности двухантенной ПА СНС, которые при согласовании отчётных баз по курсу ИИМ и антенного модуля ПА СНС определяются в основном шумами фазовых измерений. При этом следует отметить, что уровень погрешностей  $\delta K_{gps}$  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  $\alpha$  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:

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

Из выражений (6) и (14) следует, что:

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

где для погрешностей оценивания УОЛ имеем:

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

Из полученных решений следует, что данный метод позволяет оценивать полные значения составляющих УОЛ без необходимости создания в море первых точек. А также то, что в высоких широтах существенно снижается влияние на точность определения УОЛ погрешностей  $\delta K_{gps}$  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  $\delta\tilde{K}_{gps} = 5$  угл. с на широте  $80^0$  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  $3 \cdot 10^{-5} / \text{ч}$ ;
- $\Delta\omega_{xb}, \Delta\omega_{yb}, \Delta\omega_{zb}$  – случайные составляющие дрейфов, которые характеризуют дрейф нуля в пуске – марковские процессы первого порядка  $\sigma l_g = 10^{-5} / \text{ч}$ ,  $\mu_g = 1/20 \text{ ч}^{-1}$ ;
- флюктуационные составляющие дрейфов – дискретные белые шумы уровня  $\sigma 2_g = 10^{-3} / \text{ч}$  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  $10^{-5} \text{ м/с}^2$ ;
- $\Delta a_{xb}, \Delta a_{yb}, \Delta a_{zb}$  – дрейфы нулей – марковские процессы первого порядка  $\sigma l_a = 3 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$ ,  $\mu_a = 1/1 \text{ ч}^{-1}$ ;

- флюктуационные составляющие погрешностей – дискретные белые шумы на рабочей частоте  $\sigma_{2a} = 10^{-4}$  м/с<sup>2</sup> на частоте 100 Гц.

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

*погрешности СНС:*

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

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

Для задания уровня погрешностей специализированного GPS-компаса с antennой базой примерно 6 м использовались результаты мореходных испытаний GPS-компаса «Вега» (разработка ЦНИИ «Электроприбор») с длиной antennой базы около 19 м (рис. 1) [18], откуда следует, что флюктуационные погрешности по курсу на прямом ходу составляли около 3 угл. мин ( $1\sigma$ ), 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 antennного 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 antenn GPS-компаса, например по процедуре, приведенной в работе [19].

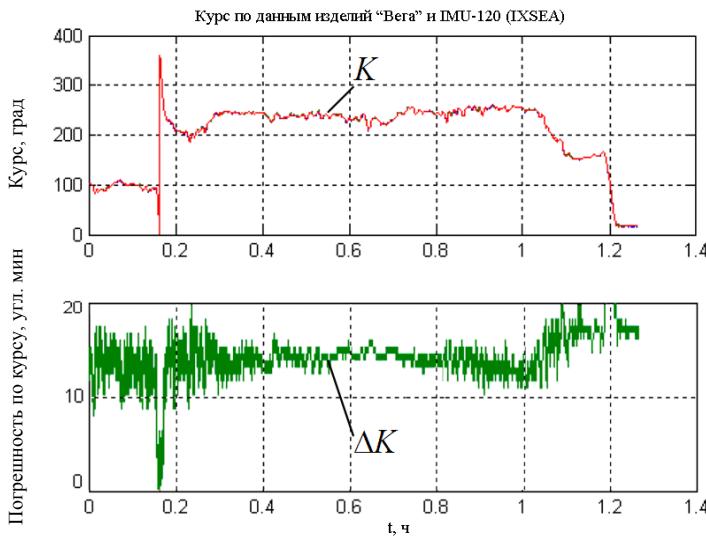


Рис. 1. Погрешности (угл. мин) по курсу GPS-компаса «Вега» относительно IMU-120

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  $\xi_{gi}$ ,  $\eta_{gi}$  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;

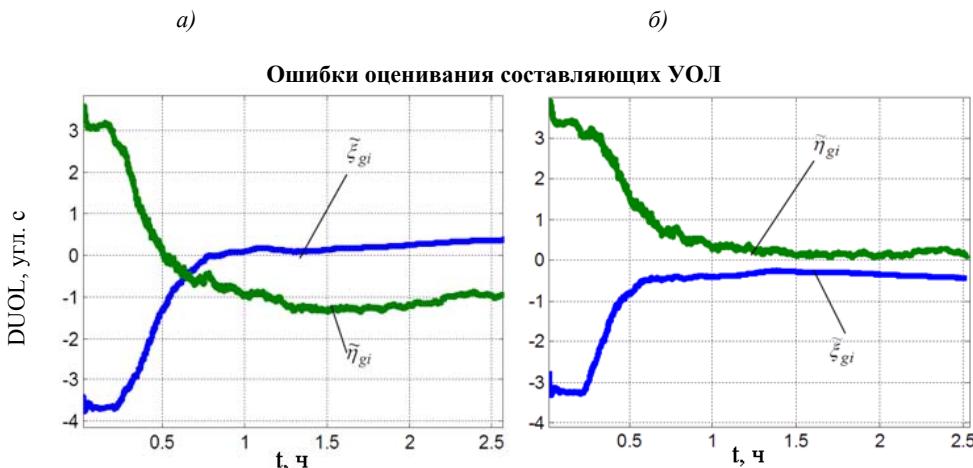
$\Omega_e = 7.2921151467 \cdot 10^{-5}$  (рад/с);  $S_{pr}(t_0) = 0$ ;

$\mu_g = 3.98603 \cdot 10^{14}$  ( $\text{м}^3/\text{с}^2$ ) – гравитационная постоянная Земли;

$\varepsilon = 2.634 \cdot 10^{25}$  ( $\text{м}^5/\text{с}^2$ ) и  $\chi = 6.773 \cdot 10^{36}$  ( $\text{м}^7/\text{с}^2$ ) – 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  $\leq 0.1$  угл. с для  $\xi_{gi}$  и  $\leq 0.75$  угл. с для  $\eta_{gi}$ .

## 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/с<sup>2</sup>) 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 ( $1\sigma$ ) 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. - Р. 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., Емельянцев 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 geodesia 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» // Гирoscopия и навигация. - 2014. - №1 - С. 26-34.
14. **Краснов, А.А., Соколов А.В., Элинсон Л.С.** Результаты эксплуатации гравиметров «Чекан-АМ» // Гирoscopия 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., Емельянцев 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. **Емельянцев Г.И., Блажнов Б.А., Степанов А.П.** Особенности использования фазовых измерений в задаче ориентации интегрированной инерциально-спутниковой системы. Результаты ходовых испытаний // Гирoscopия 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 международной конференции 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 - plumline 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