

Летная отработка инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500НС в высоких широтах

А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев
ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт»,
Москва, Россия,
e-mail: conacts@xlab-ns.ru

О.А. Карпов
АО «Корпорация «Фазатрон-НИИР»,
Москва, Россия,
e-mail: karp.smtp@mail.ru

Аннотация—Рассматриваются особенности реализации режимов работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в полярных условиях применения. Объектом исследований является БИНС на волоконно-оптических гироскопах. Предлагаются подходы к повышению точностных характеристик таких БИНС, основанные на использовании геофизических инвариантов и комплексной обработки соответствующих наблюдений. Приводятся и анализируются результаты натурной отработки представленной в работе БИНС.

Ключевые слова—инерциальная навигационная система; начальная выставка; высокие широты, спутниковая навигационная система; фильтр Калмана

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время актуальной остается проблема улучшения точностных характеристик бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) при их эксплуатации в высоких широтах. Это связано со следующими особенностями эксплуатации БИНС в таких условиях: отсутствие геодезически оборудованных площадок; необходимость выполнения автономной начальной выставки при небольших значениях горизонтальных проекций вектора угловой скорости Земли; вырожденность традиционных уравнений навигации; существенные колебания конструкции подвижного объекта, например вертолета. Поэтому начальная выставка в таких условиях только методом гироскопирования может оказаться неэффективной. Традиционные подходы к решению указанной проблемы связаны с выбором систем координат [1, 2] и использованием внешней по отношению к БИНС информации [3].

Цель работы – повышение точностных характеристик БИНС в высоких широтах на основе новых подходов к счислению параметров движения, использования инвариантов и внешней информации.

Достижение поставленной цели опирается на применение комбинированных процедур начальной выставки (НВ) и довыставки БИНС, основанных на объединении возможностей методов гироскопирования, векторного согласования и оптимального оценивания.

II. ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА БИНС-500НС КАК ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЙ

В работе объектом исследований являлась модернизированная инерциально-спутниковая навигационная система БИНС-500НС [4] (см. рис. 1) разработки ООО «Экспериментальная мастерская «Наука-Софт» (Москва). Инерциальный измерительный модуль (ИИМ) системы БИНС-500НС выполнен на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) разработки НПК «Оптолинк» (Зеленоград). Частота обновления и регистрации данных на встроенную в систему флэш-память для ИИМ – 1 кГц, для спутниковой навигационной системы (СНС) и других внешних наблюдений – 1 Гц. Рассматриваемые в работе технологические решения реализованы на операционной системе реального времени Linux, поддерживающей модульную архитектуру построения БИНС. Наличие встроенной флэш-памяти позволило получить и проанализировать зарегистрированные данные с учетом реальных условий эксплуатации. Кроме того, это позволило модернизировать и исследовать программно-математическое обеспечение (ПМО) на множестве траекторий и разработанных алгоритмов.

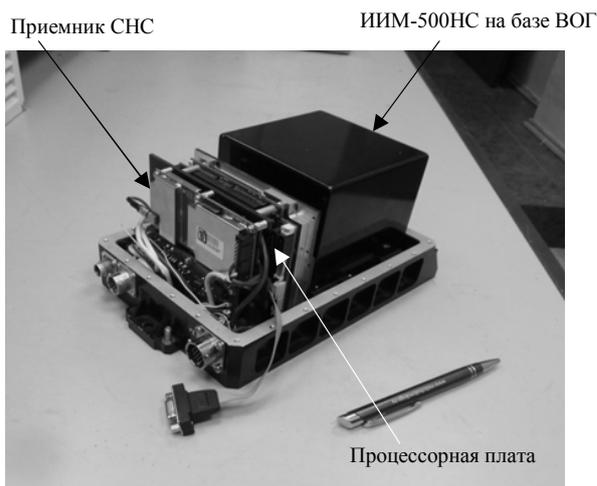


Рис. 1. Инерциально-спутниковая навигационная система БИНС-500НС

Были реализованы и исследованы следующие режимы работы БИНС, учитывающие уменьшение наблюдаемости азимутальной ошибки БИНС с увеличением широты места.

Грубая начальная выставка системы БИНС-500НС выполняется методом гирокомпасирования с использованием сигналов инерциальных чувствительных элементов (ЧЭ): гироскопов и акселерометров. Особенности реализации указанного режима: первичная обработка сигналов ЧЭ с применением комбинированной цифровой фильтрации [5]; защита сигналов ЧЭ от сбоев с применением комбинированных критериев согласия [6]. Адаптивная настройка параметров цифрового фильтра в частотной области позволяет учесть спектральные характеристики колебаний объекта. В работе таким объектом являлся вертолет.

Точная начальная выставка системы БИНС-500НС выполняется с использованием геофизических инвариантов и фильтра Калмана. Инвариантами являются физические величины, значения которых априорно известны и не изменяются во времени и в пространстве. Такими инвариантами являются угловая скорость вращения Земли и неподвижность основания БИНС в процессе начальной выставки. Особенность указанного режима связана с реализацией «псевдосчисления» параметров ориентации и навигации по сигналам ЧЭ при неподвижном основании системы. С учетом необходимости применения БИНС в высоких широтах такое счисление реализовано на основе кватернионной модификации всеширотного алгоритма счисления [2]:

$$\dot{\bar{q}}_0 = \Pi_0 \bar{q}_0; \quad \dot{\bar{p}}_1 = \Pi_1 p_1, \quad (1)$$

где $\bar{q}_0 = \{q_0, q_1, q_2, q_3\}$ – кватернион, характеризующий угловую ориентацию связанной с ИИМ системы координат $oxyz$ относительно инерциальной $Ox_n Y_n Z_n$; $\bar{p}_1 = \{p_0, p_1, p_2, p_3\}$ – кватернион, характеризующий угловую ориентацию свободного в азимуте опорного навигационного трехгранника $o\xi\eta\zeta$ относительно земной геоцентрической системы координат $Ox_3 Y_3 Z_3$;

$$\Pi_0 = \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\Theta}_x & -\dot{\Theta}_y & -\dot{\Theta}_z \\ \dot{\Theta}_x & \dots & \dots & \dots \\ \dot{\Theta}_y & \vdots & \tilde{\Pi}_0 & \\ \dot{\Theta}_z & \vdots & & \end{bmatrix};$$

$$\Pi_1 = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_\xi & -\omega_\eta & -\omega_\zeta \\ \omega_\xi & \dots & \dots & \dots \\ \omega_\eta & \vdots & \tilde{\Pi}_1 & \\ \omega_\zeta & \vdots & & \end{bmatrix};$$

$$\tilde{\Pi}_0 = \begin{bmatrix} 0 & \dot{\Theta}_z & -\dot{\Theta}_y \\ -\dot{\Theta}_z & 0 & \dot{\Theta}_x \\ \dot{\Theta}_y & -\dot{\Theta}_x & 0 \end{bmatrix}; \quad \tilde{\Pi}_1 = \begin{bmatrix} 0 & \omega_\zeta & -\omega_\eta \\ -\omega_\zeta & 0 & \omega_\xi \\ \omega_\eta & -\omega_\xi & 0 \end{bmatrix};$$

$\dot{\Theta} = [\dot{\Theta}_x \quad \dot{\Theta}_y \quad \dot{\Theta}_z]^T$ – вектор выходных сигналов ВОГ; $\bar{\omega} = [\omega_\xi \quad \omega_\eta \quad \omega_\zeta]^T$ – вектор угловой скорости вращения опорного трехгранника $o\xi\eta\zeta$ в геодезической системе координат [2]. Причем при счислении координат для свободного в азимуте трехгранника $\omega_\zeta = 0$. Элементы вектора $\bar{\omega}$ определяются по проекциям V_ξ, V_η, V_ζ вектора относительной скорости \bar{V} из решения основного уравнения инерциальной навигации [2]

$$\dot{\bar{V}} = C_3^T \bar{a} + \bar{g} - 2\bar{\Omega} \times \bar{V} - \bar{\omega} \times \bar{V} - \bar{\Omega} \times (\bar{\Omega} \times \bar{R}), \quad (2)$$

где $\bar{a} = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T$ – вектор выходных сигналов акселерометров; $\bar{g} = [g_\xi \quad g_\eta \quad g_\zeta]^T$ – вектор гравитационного ускорения; $\bar{\Omega} = [\Omega_\xi \quad \Omega_\eta \quad \Omega_\zeta]^T$ – вектор угловой скорости вращения Земли; $\Omega = \|\bar{\Omega}\|_2^2$; $\bar{R} = [0 \quad 0 \quad R]^T$ – радиус-вектор местоположения ИИМ; (\times) – оператор векторного произведения; C_3 – матрица направляющих косинусов (МНК), характеризующая угловую ориентацию связанной с ИИМ системы координат относительно опорного трехгранника $o\xi\eta\zeta$. Кроме того, по элементам данных кватернионов определяются углы ориентации ψ, ϑ, γ ИИМ относительно сопровождающего трехгранника $oENH$ геодезической системы координат, а также геодезические широта φ , долгота λ и азимут A трехгранника $o\xi\eta\zeta$ относительно репера $oENH$

$$\varphi = \arctg[(p_0^2 + p_3^2 - 0.5) / \sqrt{(p_0^2 + p_3^2)(p_1^2 + p_2^2)}];$$

$$\lambda = \arctg[(p_2 p_3 - p_0 p_1) / (p_1 p_3 + p_0 p_2)];$$

$$A = \arctg[(p_0 p_2 - p_1 p_3) / (p_2 p_3 + p_0 p_1)].$$

Наблюдения инвариантов имеют следующий вид:

$$z_{\Theta(i)} = C_{0(i)}^T \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{\Theta}(\tau) d\tau - [0; 0; \Omega \Delta t_i]^T; \quad (3)$$

$$z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i h_i]_{\text{БИНС}}^T - [\varphi_i \lambda_i h_i]_{\text{ТНВ}}^T; \quad (4)$$

$$z_{v(i)} = [V_\xi V_\eta V_\zeta]_{(i)\text{БИНС}}^T, \quad (5)$$

где ТНВ – обозначение точки начальной выставки; φ_i, λ_i – геодезические широта и долгота местоположения БИНС; $\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$ – шаг наблюдения; C_0 – МНК, характери-

зующая угловую ориентацию связанной с ИИМ системы координат относительно инерциальной.

Вектор ошибок БИНС включает 18 параметров, а именно: ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости, ошибки счисления элементов кватернионов навигации и ориентации, угловые дрейфы ВОГ, смещения акселерометров и ошибку счисления высоты относительно земного эллипсоида. Для повышения оперативности оценивания ошибок БИНС рассматривалось также наблюдение приращений скорости

$$Z_{\Delta V(i)} = [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)\text{БИНС}}^T - [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i-k)\text{БИНС}}^T \quad (6)$$

Режим автономной довыставки системы БИНС-500НС предусматривает уточнение угловой ориентации ИИМ и дрейфов ЧЭ на подвижном основании. Традиционно для этого используются датчики внешней по отношению к БИНС информация (ДВИ). В работе задачу довыставки предлагается решать без использования ДВИ. В качестве внешней информации предлагается использовать инварианты. Такие инварианты могут быть сформированы путем модернизации наблюдения (3) для подвижного основания:

$$z_{\Theta(i)} = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \{C_{0(i)}^T \dot{\Theta}(\tau) d\tau - C_{1(i)}^T [\bar{\omega}_i(\tau) + \dot{\delta}_i(\tau)]\} d\tau - [0; 0; \Omega \Delta t_i]^T, \quad (7)$$

где C_1 – МНК, характеризующая угловую ориентацию опорного трехгранника $o\xi\eta\zeta$ относительно инерциальной системы координат; $\dot{\delta} = [\dot{\delta}_{\xi} \dot{\delta}_{\eta} \dot{\delta}_{\zeta}]^T$ – вектор угловой скорости вращения ИИМ относительно опорного трехгранника;

$$\dot{\delta}_{\xi} = \dot{\mathcal{G}} \cos \psi_{\Gamma} - \dot{\gamma} \sin \psi_{\Gamma} \cos \mathcal{G}; \quad (8)$$

$$\dot{\delta}_{\eta} = \dot{\mathcal{G}} \sin \psi_{\Gamma} + \dot{\gamma} \cos \psi_{\Gamma} \cos \mathcal{G}; \quad (9)$$

$$\dot{\delta}_{\zeta} = \dot{\psi}_{\Gamma} + \dot{\gamma} \sin \mathcal{G}. \quad (10)$$

Углы ориентации ψ_{Γ} , \mathcal{G} , γ определяются по элементам матрицы $C_3 = C_0 C_2^T C_1^T$, а их производные – из решения следующих уравнений:

$$\dot{C}_3 = \dot{C}_0 C_2^T C_1^T + C_0 \dot{C}_2^T C_1^T + C_0 C_2^T \dot{C}_1^T; \quad (11)$$

$$\dot{C}_0 = \tilde{\Pi}_0 C_0; \quad \dot{C}_1(t) = \tilde{\Pi}_1 C_1, \quad (12)$$

где

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos \Omega t & \sin \Omega t & 0 \\ -\sin \Omega t & \cos \Omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \mathcal{G} = \arctg \frac{C_{3(23)}}{\sqrt{C_{3(13)}^2 + C_{3(33)}^2}};$$

$$\gamma = \arctg \left[-\frac{C_{3(13)}}{C_{3(33)}} \right]; \quad \psi_{\Gamma} = \arctg \left[-\frac{C_{3(21)}}{C_{3(22)}} \right];$$

t – время функционирования БИНС; C_0 и C_1 – МНК, определяемые по элементам кватернионов \bar{q}_0 и \bar{p}_1 , а их производные – из уравнений (12); $C_{3(ij)}$ – элементы МНК C_3 .

Навигационная задача в системе БИНС-500НС реализуется в инерциальном и инерциально-спутниковом режимах. В обоих режимах решаются уравнения (1), (2), (7), а в инерциально-спутниковом режиме – дополнительно формируются и обрабатываются с помощью фильтра Калмана следующие наблюдения:

$$z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i h_i]_{\text{БИНС}}^T - [\varphi_i \lambda_i h_i]_{\text{СНС}}^T;$$

$$z_{V(i)} = C_4^T [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{\text{БИНС}}^T - [V_E V_N V_H]_{\text{СНС}}^T,$$

где $C_4 = C_2$ при замене $\Omega \Delta t = A$.

III. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЛЕТНОЙ ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ БИНС-500НС

Летные эксперименты проводились на вертолете за полярным кругом ($\varphi > 69^{\circ}$). Результаты сравнительного анализа получены на основе счисления параметров движения по зарегистрированным сигналам ИИМ и данным от СНС [4]. Циклограмма работы системы: грубая НВ (ГНВ); точная НВ (ТНВ); навигационный режим ($t > 860$ с). На рис 2, 3 представлены круговые позиционные ошибки системы БИНС–500НС в инерциальном режиме: на рис. 2 – только после грубой НВ; на рис. 3 – после точной НВ, довыставки и компенсации оценок дрейфов ЧЭ, где

$$\Delta S = \sqrt{\delta_{\varphi}^2 + \delta_{\lambda}^2}; \quad \delta_{\lambda} = (\lambda_{\text{БИНС}} - \lambda_{\text{СНС}}) R \cos \varphi_{\text{СНС}};$$

$$\delta_{\varphi} = (\varphi_{\text{БИНС}} - \varphi_{\text{СНС}}) R; \quad R - \text{радиус-вектор БИНС.}$$

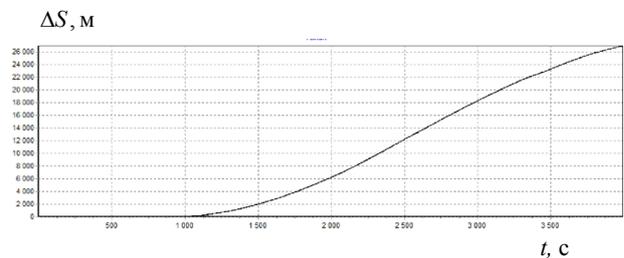


Рис. 2. Позиционная ошибка в инерциальном режиме после грубой НВ ($0 < t_{\text{ГНВ}} \leq 860$ с)

Можно видеть, что реализация выставки и довыставки БИНС по наблюдениям инвариантов (3–7) позволила не менее чем на порядок уменьшить круговую ошибку БИНС в автономном режиме навигации.

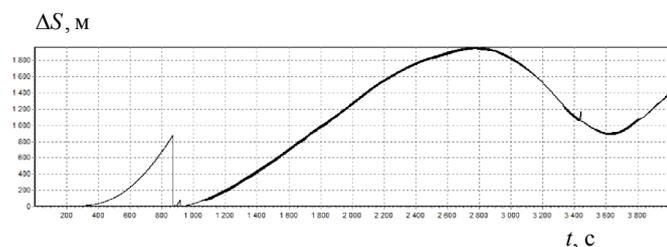


Рис. 3. Позиционная ошибка в инерциальном режиме после точной НВ ($t_{ГНВ} = 0 \div 190 \text{ с}; 190 \text{ с} < t_{ТНВ} \leq 860 \text{ с}$)

На рис 4, 5 представлены круговые позиционные ошибки системы БИНС–500НС в инерциально-спутниковом режиме после ТНВ: на рис. 4 – с учетом списания оценок всего вектора ошибок БИНС; на рис. 5 – с учетом списания только оценок дрейфов ЧЭ.

Некоторые результаты оценивания дрейфов ЧЭ показаны на следующих рисунках: на рис. 6 – оценка остаточного дрейфа ВОГ α_x ; на рис. 7 – оценка остаточного смещения акселерометра α_x .

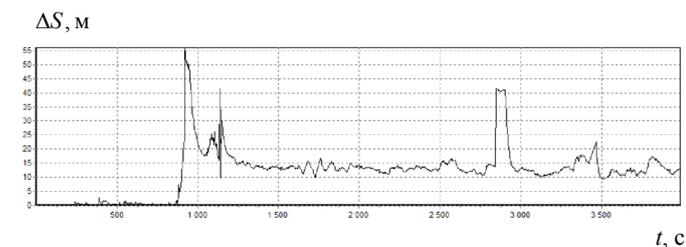


Рис. 4. Позиционная ошибка в инерциально-спутниковом режиме с учетом списания оценок всего вектора ошибок ($t_{ГНВ} = 0 \div 190 \text{ с}; 190 \text{ с} < t_{ТНВ} \leq 860 \text{ с}$;

$t_{БИНС + СНС} > 860 \text{ с}$)

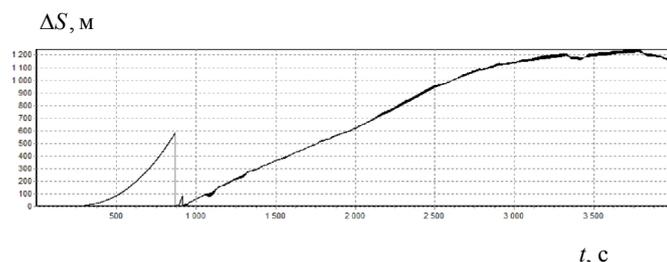


Рис. 5. Позиционная ошибка в инерциально-спутниковом режиме с учетом списания оценок только дрейфов ЧЭ ($t_{ГНВ} = 0 \div 190 \text{ с}; 190 \text{ с} < t_{ТНВ} \leq 860 \text{ с}$;

$t_{БИНС + СНС} > 860 \text{ с}$)

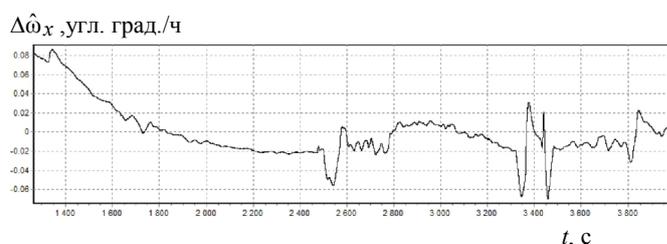


Рис. 6. Оценка остаточного дрейфа ВОГ α_x

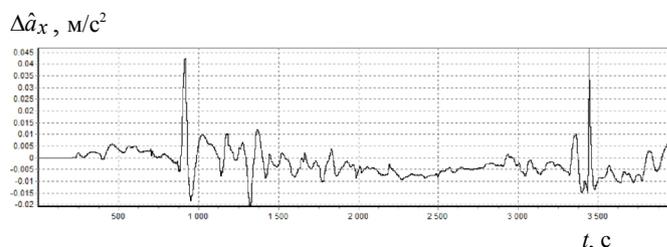


Рис. 7. Оценка смещения акселерометра α_x

IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Повышение точностных характеристик БИНС в высоких широтах может быть основано на следующей модернизации ПМО: применении кватернионной модификации всеширотного алгоритма счисления координат и его дополнения [2] на прямоугольной сетке; начальной выставки и довыставки БИНС с использованием инвариантов; использовании доступной внешней информации для оценки и компенсации дрейфов чувствительных элементов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Стороженко В.А., Темченко М.Е. К задаче автономного определения местоположения объекта в околополярных широтах // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1971. № 5. С. 16–22.
- [2] Бабич О.А. Расширение алгоритмов БИНС для решения задач полярной навигации // Труды Московского института электромеханики и автоматики. 2017. № 19. С. 18–34.
- [3] Биндер Я.И., Блажнов Б.А., Емельянец Г.И., Кошаев Д.А., Старосельцев Л.П., Степанов О.А. Анализ возможности азимутальной выставки скважинных гироскопов в высоких широтах // Гироскопия и навигация. 2013. № 3. С. 14–23.
- [4] Черnodаров А.В., Патрикеев А.П., Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Переляев С.Е. Полунатурная обработка программно-математического обеспечения инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах // Гироскопия и навигация. 2010. № 4. С. 19–31.
- [5] Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Черnodаров А.В., Патрикеев А.П., Переляев С.Е. Многоуровневая обработка сигналов волоконно-оптических гироскопов в бесплатформенных инерциальных навигационных системах // XV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2008. С. 54–56.
- [6] Черnodаров А.В. Контроль, диагностика и идентификация авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов. М.: Научтехлитиздат, 2017. 300 с.