

А.В. ЧЕРНОДАРОВ, А.П. ПАТРИКЕЕВ, Ю.Н. КОРКИШКО, В.А. ФЕДОРОВ, С.Е. ПЕРЕЛЯЕВ

ПОЛУНАТУРНАЯ ОТРАБОТКА ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ БИНС-500 НА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ

Рассматриваются особенности технологии полунатурной отработки программно-математического обеспечения (ПМО) бесплатформенных инерциально-спутниковых навигационных систем (БИСНС). Реализация такой технологии опирается на современные средства регистрации и позволяет оптимизировать ПМО по реальным сигналам и на множестве исследуемых алгоритмов. Дана характеристика системы БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах как объекта полунатурной отработки. Приведены результаты полунатурных испытаний этой системы, подтверждающие возможность и целесообразность применения предлагаемой технологии для создания заказных БИСНС различного назначения.

Введение

Аналитические подходы к улучшению эксплуатационных характеристик бесплатформенных инерциальных навигационных систем связаны с оптимизацией их программно-математического обеспечения при заданных аппаратных ограничениях. Аппаратурные ограничения определяются требованиями к размерам, массе и стоимости БИНС, а также располагаемыми вычислительными ресурсами.

Оптимизация ПМО БИНС связана с исследованием эффективности различных алгоритмов счисления и коррекции параметров движения объектов заданного класса. Возможны следующие подходы к решению такой задачи:

- проведение множества натурных экспериментов с различными вариантами построения ПМО. В этом случае регистрируются и анализируются выходные параметры БИНС. Такие эксперименты связаны с существенными материальными и временными затратами;
- проведение одного натурального эксперимента на типовой траектории движения объекта с регистрацией сигналов спутниковой навигационной системы

Чернодаров Александр Владимирович. Кандидат технических наук, доцент, профессор Военно-воздушной академии им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина (Москва). Действительный член Академии навигации и управления движением.

Патрикеев Андрей Павлович. Кандидат технических наук, начальник отдела НПО «Мобильные информационные системы».

Коркишко Юрий Николаевич. Доктор физико-математических наук, профессор, генеральный директор ООО НПК «Оптолинк» (Москва, Зеленоград).

Федоров Вячеслав Александрович. Доктор физико-математических наук, профессор, технический директор ООО НПК «Оптолинк» (Москва, Зеленоград).

Переляев Сергей Егорович. Доктор технических наук, главный научный сотрудник Московского института электромеханики и автоматики.

Статья по докладу на XVII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

(СНС) и инерциальных чувствительных элементов (ЧЭ): гироскопов и акселерометров. Такой подход позволяет по зарегистрированным сигналам выполнить оптимизацию ПМО на множестве исследуемых алгоритмов.

В соответствии с предлагаемой технологией отработки ПМО при проведении натурного эксперимента регистрируются сигналы волоконно-оптических гироскопов (ВОГ), акселерометров и СНС. Затем зарегистрированные данные используются для настройки режимов функционирования бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы с различными алгоритмами счисления и коррекции параметров движения. Качество настройки определяется по отклонениям счисляемых инерциальных параметров от спутниковых. Таким образом, представляется возможным реализовать итерационный процесс полунатурной отработки ПМО.

Идея полунатурной реализации алгоритмов ориентации и навигации известна достаточно давно. Еще в 1935 году под руководством академика Н.А.Пилюгина проводились эксперименты [1] по определению параметров движения самолета по зарегистрированным сигналам акселерометров и гироскопов. Поэтому цель работы состояла не в обосновании технологии полунатурной отработки ПМО БИНС, а в демонстрации ее возможностей при создании интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем. Такие возможности опираются на вычислительные ресурсы современных средств сбора, преобразования, обработки и регистрации сигналов навигационных измерителей. В настоящее время зарегистрированные данные используются, как правило, для анализа спектральных характеристик ошибок ЧЭ [2,3], например, по методу Аллана [4], а также для анализа выходных ошибок БИНС [2, 5, 6].

Технология и задачи полунатурной отработки программно-математического обеспечения БИНС

Технология полунатурной отработки ПМО бесплатформенных инерциально-спутниковых навигационных систем (БИНС) может быть представлена схемой, показанной на рис. 1, где ИИБ – инерциальный измерительный блок, включающий триаду акселерометров и триаду ВОГ; $\vec{\omega}$ – вектор выходных сигналов ВОГ; $\vec{a}$ – вектор выходных сигналов акселерометров; φ, λ – геодезические широта и долгота местоположения объекта; $\vec{V}$ – вектор относительной скорости движения объекта в проекциях на оси навигационного трехгранника; $\vec{\delta}$ – вектор параметров ориентации.

В соответствии с представленной схемой при проведении полунатурного эксперимента счисление и коррекция параметров движения выполняется в Notebook по зарегистрированным сигналам СНС, ЧЭ и их температуре. Для идентичности процедур натурной и полунатурной отработки ПМО регистрация осуществляется с частотой загрузки сигналов ЧЭ в процессорный модуль БИНС. В процессе полунатурной отработки ПМО могут решаться следующие задачи:

- настройка процедур первичной обработки сигналов ЧЭ [7]. Такая настройка включает определение структуры, порядка и параметров цифрового фильтра, а также процедур защиты БИНС от случайных сбоев ЧЭ;
- выбор методов интегрирования основных уравнений ориентации и навигации БИНС;

- согласование частоты съема сигналов ЧЭ с располагаемыми вычислительными ресурсами БИНС;
- выполнение динамической калибровки ЧЭ, которую не представляется возможным выполнить в заводских условиях;
- оценка перекосов измерительных осей акселерометров и ВОГ;
- уточнение структуры и параметров моделей дрейфов ЧЭ [8];
- оценивание и аналитическая компенсация дрейфов ЧЭ, оставшихся после заводской калибровки и проявляющихся в каждом запуске БИНС в процессе эксплуатации;
- настройка процедур вторичной обработки сигналов наблюдений, основанных на применении оценивающих фильтров калмановского типа. Такая настройка включает [9] согласование параметров и средств защиты фильтра от расходимости с вычислительными ресурсами БИНС.

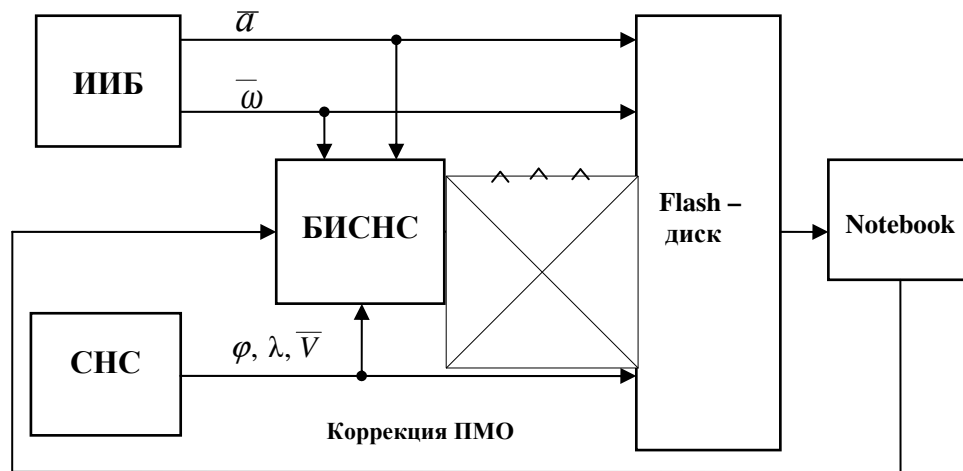


Рис. 1. Схема полунатурной обработки ПМО БИНС

На основе решения указанных задач в процессе полунатурной обработки ПМО БИНС могут быть реализованы контуры управления состоянием ЧЭ.

Применительно к авиационным БИНС такие контуры можно представить схемой, показанной на рис. 2.

Для реализации контуров управления состоянием ЧЭ глубина детализации уравнений ошибок БИНС должна быть доведена до уровня инструментальных дрейфов ВОГ и смещений акселерометров. В этом случае оценка и аналитическая компенсация указанных ошибок ЧЭ может быть реализована в режиме реального времени на уровне первичной обработки сигналов ЧЭ [7]. Отличие такого подхода от традиционной ψ – технологии [10] построения модели ошибок БИНС сводится к следующему:

- ψ – технология опирается на оценку ошибок моделирования опорного трехгранника. Поэтому необходимо согласовывать угловые ошибки и дрейфы опорного трехгранника и инерциального измерительного блока;
- формирование уравнений ошибок ЧЭ в системе координат, связанной с ИИБ основано [11] на раздельном решении кватернионных уравнений для параметров ориентации (1), навигации (2) и их ошибок (3)

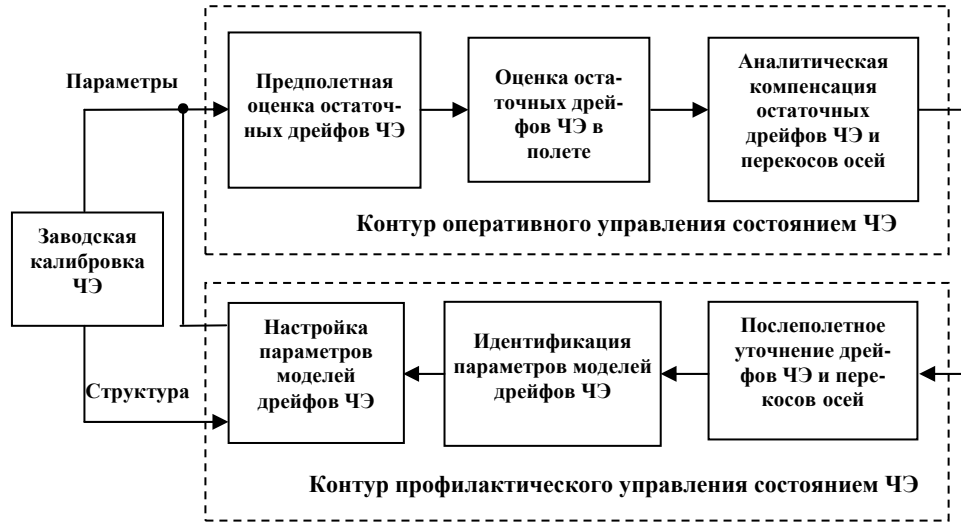


Рис. 2. Контуры управления состоянием чувствительных элементов БИНС

$$\dot{2}q_0 = \Pi_0 q_0; \quad (1)$$

$$\dot{2}q_1 = \Pi_1 q_1; \quad (2)$$

$$\dot{x} = A(t)x(t) + G(t)\xi(t). \quad (3)$$

Здесь

$$\Pi_0 = \begin{bmatrix} 0 & \dot{\Theta}_y & -\dot{\Theta}_x & -\dot{\Theta}_z \\ -\dot{\Theta}_y & 0 & \dot{\Theta}_z & -\dot{\Theta}_x \\ \dot{\Theta}_x & -\dot{\Theta}_z & 0 & -\dot{\Theta}_y \\ \dot{\Theta}_z & \dot{\Theta}_x & \dot{\Theta}_y & 0 \end{bmatrix}; \quad \Pi_1 = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_\xi & -\omega_\eta & -\omega_\zeta \\ \omega_\xi & 0 & \omega_\zeta & -\omega_\eta \\ \omega_\eta & -\omega_\zeta & 0 & \omega_\xi \\ \omega_\zeta & \omega_\eta & -\omega_\xi & 0 \end{bmatrix};$$

$\dot{\bar{\Theta}} = \begin{bmatrix} \dot{\Theta}_x & \dot{\Theta}_y & \dot{\Theta}_z \end{bmatrix}^T$ – вектор выходных сигналов ВОГ; q_0 – кватернион, ха-

рактеризующий угловую ориентацию связанной с инерциальным измерительным блоком (ИИБ) системы координат $ox_{\text{и}}y_{\text{и}}z_{\text{и}}$ относительно инерциальной $OX_{\text{и}}Y_{\text{и}}Z_{\text{и}}$ [12]; q_1 – кватернион, характеризующий угловую ориентацию свободного в азимуте опорного навигационного трехгранника $o\xi\eta\zeta$ относительно земной геоцентрической системы координат $OX_3Y_3Z_3$ [12]; $\bar{\omega} = [\omega_\xi \ \omega_\eta \ \omega_\zeta]^T$ – вектор угловых скоростей вращения опорного трехгранника $o\xi\eta\zeta$ в геодезической системе координат [12]. Причем для свободного в азимуте трехгранника $\omega_\zeta = 0$. Элементы вектора $\bar{\omega}$ опреде-

ляются по проекциям $V_{\xi}, V_{\eta}, V_{\zeta}$ вектора относительной скорости $\bar{V}$ из решения основного уравнения инерциальной навигации [1,12]; Π_0 ; Π_1 – кососимметричные матрицы, знаки элементов которых соответствуют конструктивному исполнению ИИБ. По элементам кватернионов q_0 и q_1 определяются углы ориентации ψ, ϑ, γ ИИБ относительно сопровождающего трехгранника $oENH$ геодезической системы координат, а также геодезические широта φ и долгота λ . С учетом уравнений (1), (2) базовый вектор ошибок БИНС $x(t)$ включал 17 параметров, а именно: ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости $\Delta V_{\xi}, \Delta V_{\eta}, \Delta V_{\zeta}$, ошибки счисления элементов кватернионов Δq_0 и Δq_1 , угловые дрейфы ВОГ $\Delta \dot{\Theta}_x, \Delta \dot{\Theta}_y, \Delta \dot{\Theta}_z$ и смещения акселерометров $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$ (уравнения ошибок ЧЭ (3) формировались в системе координат, связанной с ИИБ, что позволило реализовать сильносвязанную схему демпфирования ошибок ЧЭ с фильтром Калмана в контуре оценивания); $A(t) = \frac{\partial F(Y,t)}{\partial Y}$ – матрица частных производных; $F(Y,t)$ – функция, представляющая в общем виде правые части уравнений БИНС и ошибок ЧЭ; $Y = Y(t)$ – вектор параметров, определяемых БИНС; $G(t)$ – матрица интенсивностей возмущений $\xi(t)$.

Бесплатформенная инерциально-спутниковая навигационная система БИНС-500 как объект полунатурной отработки

Технология полунатурной отработки ПМО была апробирована в процессе испытаний бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 разработки НПК «ОПТОЛИНК», г. Зеленоград. На рис. 3 представлен опытный образец системы БИНС-500 с технологическими кабелями.

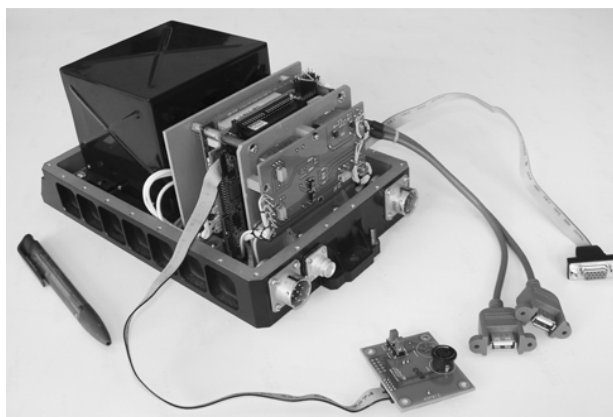


Рис. 3. Бесплатформенная инерциально-спутниковая навигационная система БИНС-500

Основные модули БИНС-500: трехосный блок инерциальных чувствительных элементов ТИУС-500 на базе триады волоконно-оптических гироскопов и акселерометров; спутниковый приемник К-161 разработки ОАО «Российский институт радионавигации и времени» (С.-Петербург), вычислительный модуль в стандарте РС-104, блоки питания, входного и выходного интерфейсов. Аппаратное и программно-математическое обеспечение БИНС-500 имеет модульную структуру, анало-

гичную системе БИНС-1000 и рассмотренную в работе [11]. Однако система БИНС-500 имеет существенно меньшую массу (не более 4,5 кг) и габариты.

Случайные остаточные дрейфы ВОГ, входящих в систему БИНС-500, порядка 0,1-0,3 град/ч, акселерометров – порядка $10^{-4}g$. Аппаратное обеспечение, сформированное по критерию «эффективность – стоимость», дает основание отнести представленную версию БИНС к системам среднего класса точности. Именно в таких системах представляется целесообразным применение процедур аналитической компенсации остаточных дрейфов ЧЭ.

Циклограмма работы системы БИНС-500 включает следующие этапы: грубая начальная выставка; точная начальная выставка; навигационный режим, включающий подрежимы автономной инерциальной навигации и инерциально-спутниковой навигации.

На этапе грубой начальной выставки выполняется приближенное определение угловой ориентации ИИБ по выходным сигналам ЧЭ.

На этапе точной начальной выставки оцениваются ошибки угловой ориентации ИИБ, а также остаточные дрейфы ЧЭ и параметры их динамических моделей. Данная задача решается на основе последовательной обработки фильтром Калмана – Брауна [13] сигналов наблюдений z_i следующего вида

$$z_{\Theta(i)} = C_{0(i)}^T \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{\Theta}(\tau) d\tau - [0:0:\Omega\Delta t_i]^T; \quad (4)$$

$$z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i]^T_{\text{БИНС}} - [\varphi_i \lambda_i]^T_{\text{ТНВ}}; \quad (5)$$

$$z_{v(i)} = [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)\text{БИНС}}^T - [V_{\xi} \ V_{\eta} \ V_{\zeta}]_{(i-1)\text{БИНС}}^T, \quad (6)$$

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 наблюдений; $\bar{\Omega} = [\Omega_{\xi} \ \Omega_{\eta} \ \Omega_{\zeta}]^T$ – вектор угловой скорости вращения Земли в проекциях на оси полусвободного в азимуте опорного трехгранника $o\xi\eta\zeta$; C_0 – матрица направляющих косинусов, характеризующая угловую ориентацию связанной с ИИБ системы координат $oxyz$ относительно инерциальной $OX_{\text{и}}Y_{\text{и}}Z_{\text{и}}$; $\bar{V} = [V_{\xi} \ V_{\eta} \ V_{\zeta}]^T$ – вектор относительной скорости движения ИИБ в проекциях на оси опорного навигационного трехгранника $o\xi\eta\zeta$.

Комплексный режим инерциально-спутниковой навигации реализуется на основе последовательной обработки робастным фильтром Калмана [9] позиционных и скоростных наблюдений

$$z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i]^T_{\text{БИНС}} - [\varphi_i \lambda_i]^T_{\text{СНС}}; \quad (7)$$

$$z_{v(i)} = C_{3(i)}^T [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)\text{БИНС}}^T - [V_E V_N V_H]_{(i)\text{СНС}}^T, \quad (8)$$

где C_3 – матрица направляющих косинусов, характеризующая взаимную угловую ориентацию опорного $o\xi\eta\zeta$ и геодезического $oENH$ трехгранников.

Полунатурная отработка ПМО БИНС выполнялась с учетом компенсации прогнозируемых оценок дрейфов ВОГ и смещений акселерометров.

Во всех режимах функционирования БИСНС на уровне первичной обработки сигналов ЧЭ выполнялась их комбинированная цифровая фильтрация, включающая следующие настраиваемые процедуры:

- входной прогнозирующий контроль сигналов по комбинированному критерию согласия χ^2 / ϑ^2 [14];
- локализация и парирование случайных сбоев [14];
- подавление шумовых составляющих погрешностей ЧЭ путем рекуррентного сглаживания сигналов [7];
- учет калибровочных коэффициентов, отражающих систематические погрешности ЧЭ, перекосы их осей, а также тепловые дрейфы.

Первые три процедуры первичной обработки сигналов ЧЭ могут быть объединены в единой структуре робастного цифрового фильтра [7,14].

При бортовой реализации базовой модели погрешностей БИСНС считается возможным приближенное описание [12] случайных дрейфов гироскопов $\Delta\omega$ и смещений акселерометров Δa в виде марковского гауссовского процесса первого порядка

$$\Delta\dot{\omega} = -\alpha\Delta\omega + \zeta\sigma\sqrt{2\alpha} \quad (9)$$

с экспоненциальной корреляционной функцией

$$R(t) = \sigma^2 e^{-\alpha|t|}, \quad (10)$$

где $\alpha = 1/\tau_\omega$; τ_ω – время корреляции; $R(0) = \sigma^2$ – дисперсия ошибки; ζ – белый шум единичной интенсивности. В соотношениях (9), (10) величины α и σ являются параметрами, подлежащими идентификации в процессе полунатурной отработки ПМО БИСНС.

Для реализации контура профилактического управления состоянием ЧЭ в процессе полунатурной отработки ПМО в базовый вектор ошибок БИНС дополнительно включаются определенные при заводской калибровке масштабные коэффициенты и коэффициенты, характеризующие перекосы осей чувствительности ЧЭ. Технологическое расширение вектора ошибок БИНС [8] позволяет выполнить послеполетное уточнение указанных коэффициентов по зарегистрированным сигналам ЧЭ в динамических режимах функционирования БИНС.

Анализ результатов исследований

Эксперименты проводились в наземных условиях с размещением оборудования в подвижной лаборатории на базе автомобиля. Циклограмма работы системы БИНС-500 включала следующие этапы: грубая начальная выставка ($t = 0-100$ с); точная начальная выставка ($t = 100-600$ с); навигационный режим ($t > 600$ с).

Некоторые результаты эксперимента по оценке точностных характеристик системы БИНС-500 представлены на рис. 4–16. Результаты сравнительного анализа функционирования БИНС с различными схемами демпфирования ошибок ЧЭ получены на основе счисления параметров движения по зарегистрированным сигналам ЧЭ ИИБ и СНС.

На рис. 4 показана горизонтальная траектория движения испытательной лаборатории в городских условиях, а на рис. 5–7 – соответственно углы истинного курса, тангажа и крена ИИБ.

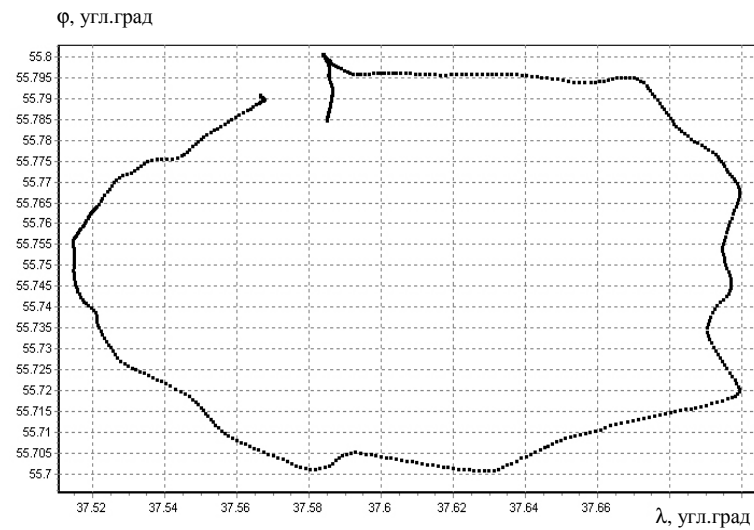


Рис. 4. Горизонтальная траектория движения испытательной лаборатории в городских условиях

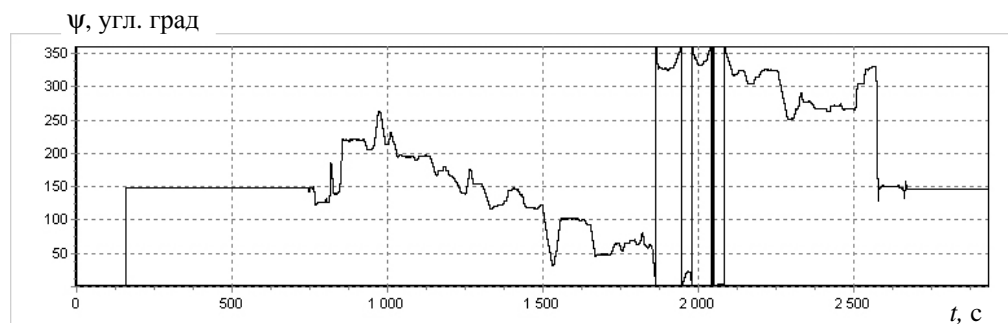


Рис. 5. Угол истинного курса

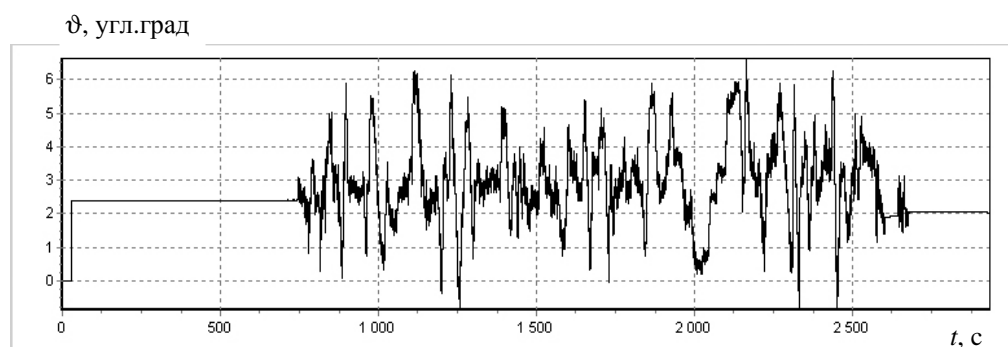


Рис. 6. Угол тангажа

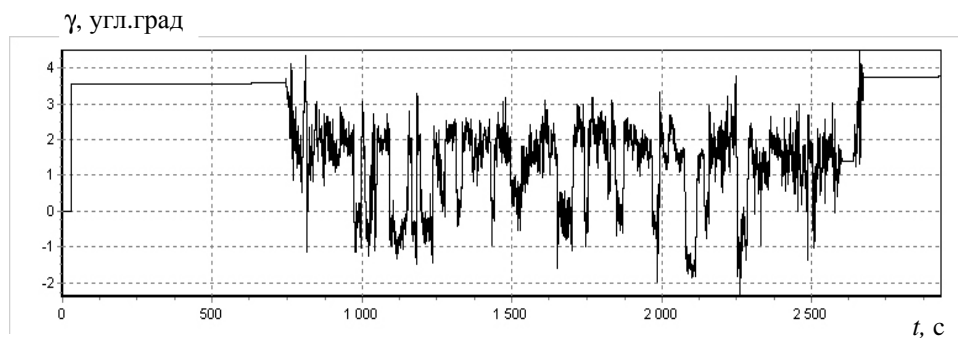


Рис. 7. Угол крена

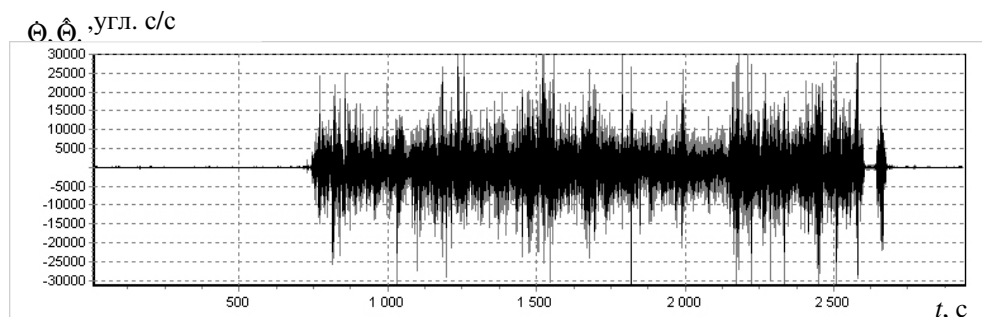


Рис. 8. Выходной сигнал одного из гироскопов

На рис. 8 показаны: выходной сигнал (график более светлого цвета одного из гироскопов; сглаженный с помощью робастного цифрового фильтра сигнал (график более темного цвета) того же гироскопа.

На рис. 9 показаны: выходной сигнал (график более светлого цвета) одного из горизонтальных акселерометров; сглаженный с помощью робастного цифрового фильтра сигнал (график более темного цвета) того же акселерометра. Сглаживание выполнялось с частотой съема сигналов ЧЭ 1 кГц.

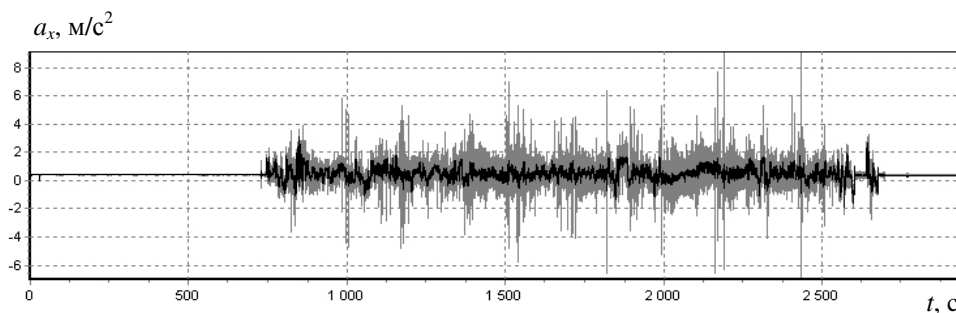


Рис. 9. Выходной сигнал одного из горизонтальных акселерометров

На рис. 10, 11 показаны оценки остаточных дрейфов ВОГ. Оценки получены при обработке наблюдений (1) – (5) с частотой 1 Гц в процессе точной начальной выставки и в режиме навигации. Кроме того, на рис. 11 показан реальный

инструментальный дрейф вертикального ВОГ, определенный в процессе точной начальной выставки как среднее значение смещения «нуля» на интервалах в 10 с.

На рис. 12 показана оценка смещения рассматриваемого акселерометра.

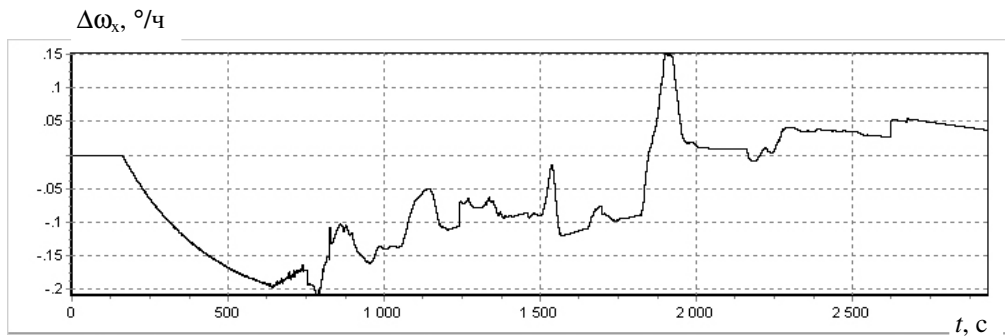


Рис. 10. Оценка остаточного дрейфа ВОГ o_x

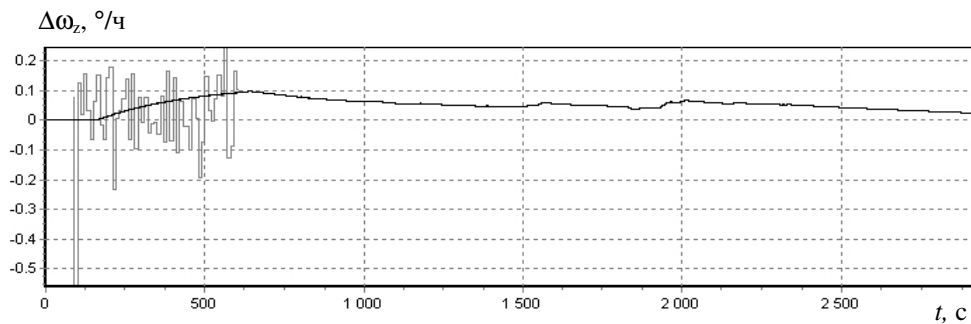


Рис. 11. Реальный остаточный дрейф вертикального ВОГ o_z и его оценка

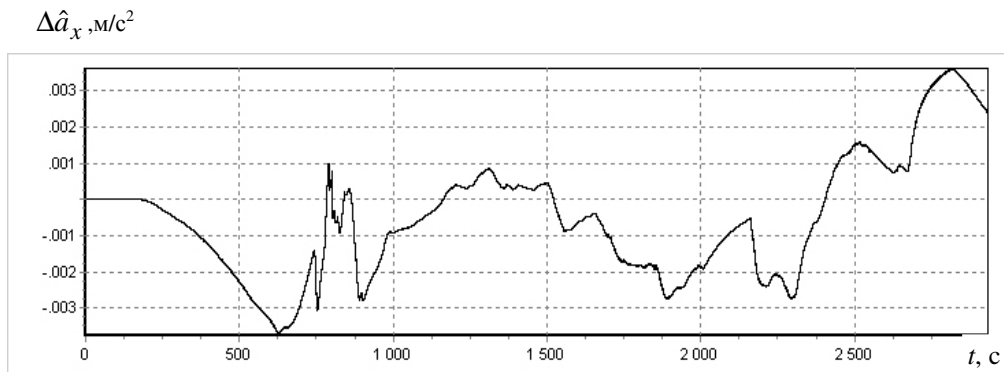


Рис. 12. Оценка смещения рассматриваемого акселерометра

С 600-й секунды система БИНС-500 функционировала в режиме автономной инерциальной навигации и компенсации в сигналах ЧЭ оцениваемых остаточных дрейфов и смещений.

На рис. 13, 15 показаны численная БИНС (график темного цвета) и определенная с помощью СНС (график светлого цвета) составляющая вектора путевой скорости объекта V_E . Рис. 14 отражает динамику изменения указанной скорости при «правильной» настройке коэффициентов сноса α ($\tau_a = 960$ с и $\tau_\omega = 720$ с) в модели дрейфов гироскопов и смещений акселерометров (9), а рис. 15 – при их отличии ($\tau_a = 120$ с and $\tau_\omega = 3000$ с) от требуемых.

Рис. 14 иллюстрирует наличие сигналов СНС при движении в городских условиях, а именно: «1» – сигналы есть; «0» – сигналов нет.

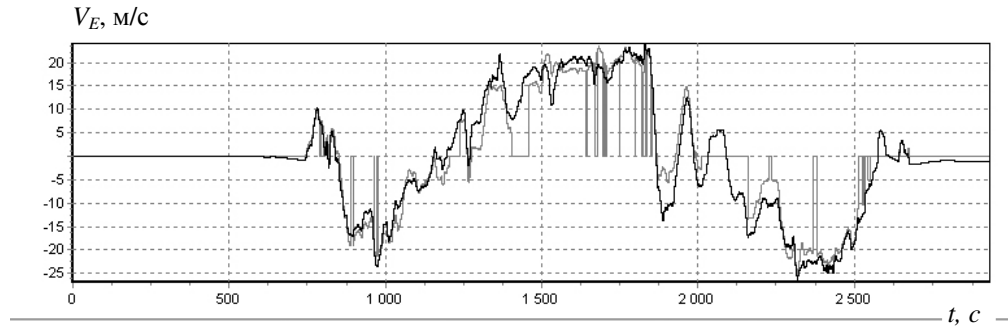


Рис. 13. Динамика изменения скорости V_E при правильной настройке коэффициентов в модели дрейфов ВОГ

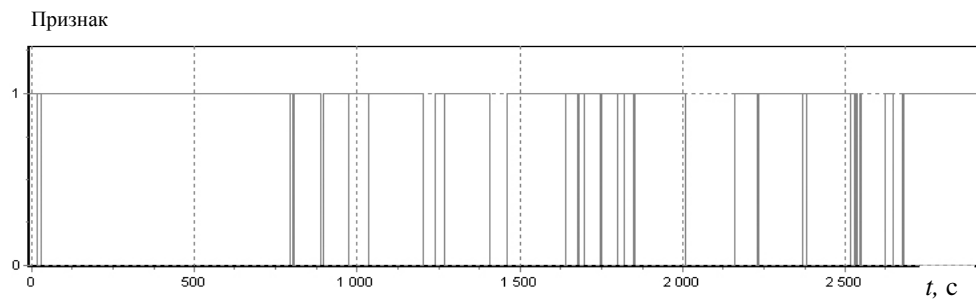


Рис. 14. Признаки наличия сигналов СНС при движении в городских условиях

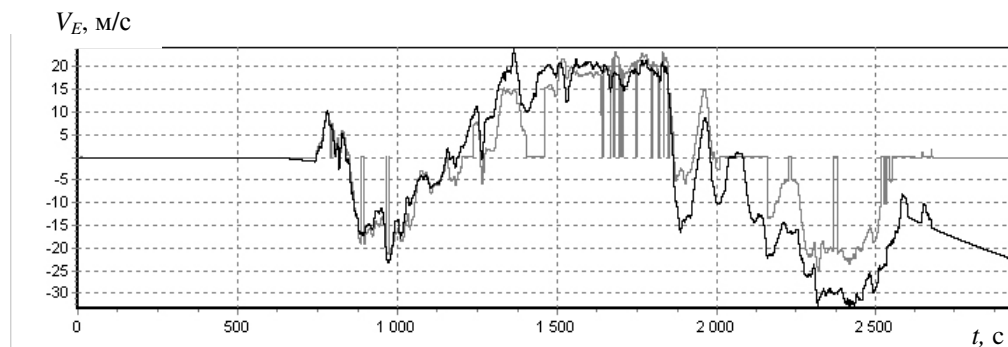


Рис. 15. Динамика изменения скорости V_E при неправильной настройке коэффициентов в модели дрейфов ВОГ

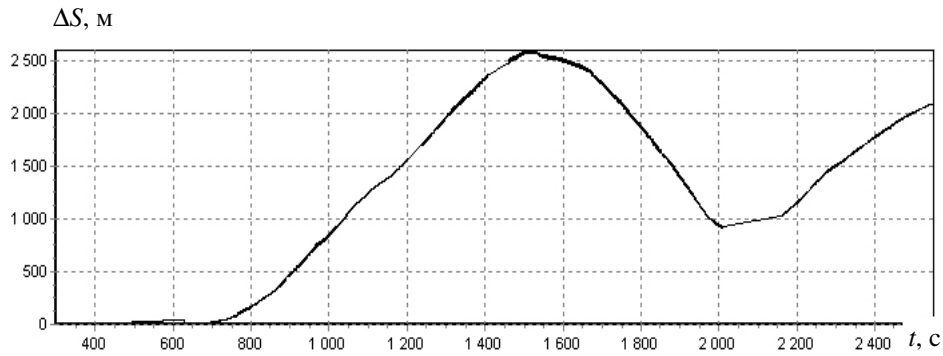


Рис. 16. Динамика изменения круговой ошибки оценки местоположения объекта при демпфировании дрейфов чувствительных элементов

На рис. 16 показана круговая ошибка оценки местоположения объекта, соответствующая числению скоростей БИНС с учетом «правильной» настройки коэффициентов сноса в модели динамики изменения погрешностей ЧЭ (9), где

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

$$R = a(1 - 0.5e^2 \sin^2 \varphi); a = 6378245 \text{ м}; e^2 = 0,0066934.$$

Анализ результатов исследований показал, что при неточной настройке параметров динамических моделей погрешностей ЧЭ (9), (10) существенно ухудшаются точностные характеристики БИНС. Постобработка зарегистрированных сигналов ЧЭ позволила уточнить диапазоны изменения коэффициентов сноса и диффузии и на этой основе компенсировать заводскую «недокалибровку» ЧЭ. В представленном эксперименте «правильная» настройка указанных коэффициентов при реализации процедур компенсации оценок остаточных дрейфов ВОГ и смещений акселерометров позволила более чем в два раза снизить круговую ошибку автономного числения координат. Кроме того, в процессе полунатурной отработки ПМО представляется возможным формировать процедуры идентификации и адаптивной настройки параметров динамических моделей погрешностей ЧЭ для их последующего применения в реальных условиях эксплуатации БИНС.

Проведенные исследования и представленные графики подтверждают целесообразность включения этапа полунатурного моделирования в структуру технологического цикла отработки программно-математического и аппаратного обеспечения бесплатформенных инерциально-спутниковых навигационных систем.

Заключение

Полунатурная отработка программно-математического обеспечения (ПМО) бесплатформенных инерциально-спутниковых навигационных систем (БИСНС) может выполняться по зарегистрированным сигналам измерителей. Такой подход позволяет имитировать реальные условия эксплуатации и выполнять оптимизацию ПМО на множестве исследуемых алгоритмов. Возможности совре-

менной бортовой электроники, а также средств сбора и обработки сигналов позволяют использовать технологию полунатурной отработки для управления техническим состоянием БИНС и модернизации ПМО на всех этапах жизненного цикла.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Климов, Д.М.** Инерциальная навигация на море. – М.: Наука, 1984. – 117с.
2. **Dorobantu R., Gerlach Ch.** Characterization and Evaluation of Navigation-Grade RLG SIMU // European Journal of Navigation, 2004, vol.2, № 1, pp. 63-78.
3. **Korkishko Yu.N., Fedorov V.A., Prilutskii V.E., Ponomarev V.G., Plotnikov P.K., Mikheyev A.V.** Experimental Research of FOG and Accelerometers and the Analysis of their Parameters for SINS Error Prediction // The 15th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – SPb: CSRI «Электроприбор», 2008, pp. 81-88.
4. **IEEE Std 952-1997.** IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.
5. **Kaspar B., Dahlen N.** Demonstration of the DARPA Global Positioning System Guidance Package on a U.S. NAVY F/A 18// The 5th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – SPb: CSRI «Электроприбор», 1998, pp. 372-376.
6. **Интегрированная** инерциально-спутниковая система ориентации и навигации, построенная по сильносвязанной схеме /Б.А.Блажнов [и др.] // XVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009, с. 153-162.
7. **Chernodarov A.V.** Monitoring and Multilevel Protection of the Integrity of Tightly-Coupled Navigation Systems for Maneuverable Aircraft // Prepr. IFAC Workshop «Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems», Samara, Russia. 2009, Sess. WeG – 1.
8. **Параметрическая** идентификация моделей погрешностей интегрированных систем навигации в режиме реального времени и по данным бортовых устройств регистрации / А.В.Чернодаров [и др.] // Гироскопия и навигация, 2007, № 4 (30), с. 17–31.
9. **Летная** отработка бортовых оценивающих фильтров / А.В.Чернодаров [и др.] // XI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004, с. 19 – 28.
10. **Titterton D.N., Weston J.L.** Strapdown Inertial Navigation Technology, Second Edition. Progress in Astronautics and Aeronautics Series, Vol. 207, 2004, 574 pp.
11. **Объектно-ориентированная** технология интеграции навигационных измерителей и ее реализация в бесплатформенной инерциальной системе БИНС-1000 на волоконно-оптических гироскопах / Ю.Н.Коркишко [и др.] // XVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб: ГНЦ ЦНИИ «Электроприбор», 2008. – с. 21 -30.
12. **Бабич, О.А.** Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. –512 с.
13. **Brown R.G., Hartman G.L.** Kalman Filter with Delayed States as Observables // Proc. of the NAECN, vol. 24, pp.66-72.
14. **Колодежный, Л.П.** Надежность и техническая диагностика / Л.П.Колодежный, А.В. Чернодаров. – М.: ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, 2010. – 452с.

Abstract. Special features of a technology for half-scale development of the mathematical software support (MSS) of strapdown inertial satellite navigation systems (SISNS) are considered. The implementation of such a technology relies on modern recording equipment and permits one to optimize the MSS from the actual signals and on a set of the algorithms under study. A description for the SINS-500 system based on fiber-optic gyros is given as the object of half-scale development. The results of half-scale tests of the SINS-500 system are presented, which corroborate the fact that it is possible and expedient to apply the proposed technology to the creation of different-purpose SISNS which can be made to order.