УДК 629.7.05

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА ПОВЫШЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ И ИХ РЕАЛИЗАЦИЯ В ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЕ БИНС-500

А. В. Чернодаров[1], А. П. Патрикеев[2], Ю. Н. Коркишко[3], В. А. Федоров[4]

Рассматриваются возможные причины информационных нарушений в интегрированных навигационных системах (НС). Предлагаются некоторые подходы к парированию таких нарушений и повышению на этой основе информационной надежности НС. Показываются особенности программно-аппаратной реализации предлагаемых подходов в бесплатформенной инерциально-спутниковой НС БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах

***Ключевые слова**: интегрированные навигационные системы, бесплатформенные инерциальные навигационные системы, информационная надежность, обнаружение и парирование нарушений*

SOFTWARE AND HARDWARE FOR INCREASING THE INFORMATIONAL RELIABILITY OF NAVIGATINAL DETERMINATIONS AND THEIR IMPLEMENTATION IN THE SINS-500 INERTIAL SATELLITE SYSTEM

A. V. Chernodarov, A. P. Patrikeev, Ju. N. Korkishko, V. A. Fedorov

Probable causes of informational disturbances in integrated navigation systems (NS) are considered. Certain approaches to the counteraction of such disturbances and to the improvement, on this basis, of NS informational reliability are proposed. For the proposed approaches, specific features of their software and hardware implementation in the SINS-500 inertial satellite NS based on fiber-optic gyros are shown

1. Введение

Современное состояние бортового оборудования подвижных объектов характеризуется внедрением навигационных комплексов (НК) нового поколения [1]. Ядром таких НК являются бесплатформенные инерциально-спутниковые навигационные системы (БИСНС) на базе квантово-оптических измерителей: лазерных или волоконно-оптических гироскопов. В настоящее время актуальной остается задача повышения безотказности БИСНС. Это связано с более сложными по сравнению с платформенными системами условиями эксплуатации бесплатформенных инерциальных измерителей, которые жестко закрепляются в корпусе объекта. Аппаратные технологии решения данной задачи связаны с совершенствованием навигационных измерителей и обслуживающей электроники. Программно-математические средства обеспечения безотказности ориентированы на повышение информационной надежности [2] БИСНС. Информационная надежность, в свою очередь, тесно связана с целостностью навигационных определений [3,4], которая отражает способность НК непрерывно поддерживать требуемые тактико-технические характеристики в изменяющихся условиях эксплуатации. Традиционные подходы [3,4] к обеспечению целостности НК опираются на обнаружение отказавших модулей НК, исключение их из структуры и восстановление работоспособности НК путем реконфигурации. Такие подходы требуют существенной аппаратурной избыточности, реализация которой в ряде случаев не представляется возможной. Снижение же избыточности в этом случае может нарушить как непрерывность навигационного обеспечения, так и безопасность применения летательных аппаратов (ЛА). В то же время в интегрированных навигационных системах (НС) целостность обеспечивается путем взаимной поддержки измерительных средств различной физической природы. Такое взаимодействие НС позволяет сохранять или снижать постепенно качественные характеристики НК при возникновении критических ситуаций и изменении помеховой обстановки. В настоящее время математической основой интеграции НС является аппарат оптимальной калмановской фильтрации (ОФК) и теории решений. Однако в условиях статистической и параметрической неопределенности реализация интеграционных свойств ОФК на базе такого аппарата связана с рядом трудностей, обусловленных возможной потерей целостности самой системы обработки сигналов.

Цель работы – на примере бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы

[1] Чернодаров Александр Владимирович – кандидат технич. наук, доцент, профессор ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (Москва). Действительный член Академии навигации и управления движением.

[2] Патрикеев Андрей Павлович – кандидат. технич. наук, начальник отдела НПО «Мобильные информационные системы» (Москва).

[3] Коркишко Юрий Николаевич - доктор физ.-мат. наук, профессор, генеральный директор ООО «НПК «Оптолинк» (Москва, Зеленоград).

[4] Федоров Вячеслав Александрович - доктор физ.-мат. наук, профессор, технический директор ООО «НПК «Оптолинк» (Москва, Зеленоград).

БИНС-500 рассмотреть некоторые причины информационных нарушений в интегрированных НС и показать возможные подходы к парированию таких нарушений.

2. Информационная надежность и адаптивно-робастная защита целостности интегрированных навигационных систем

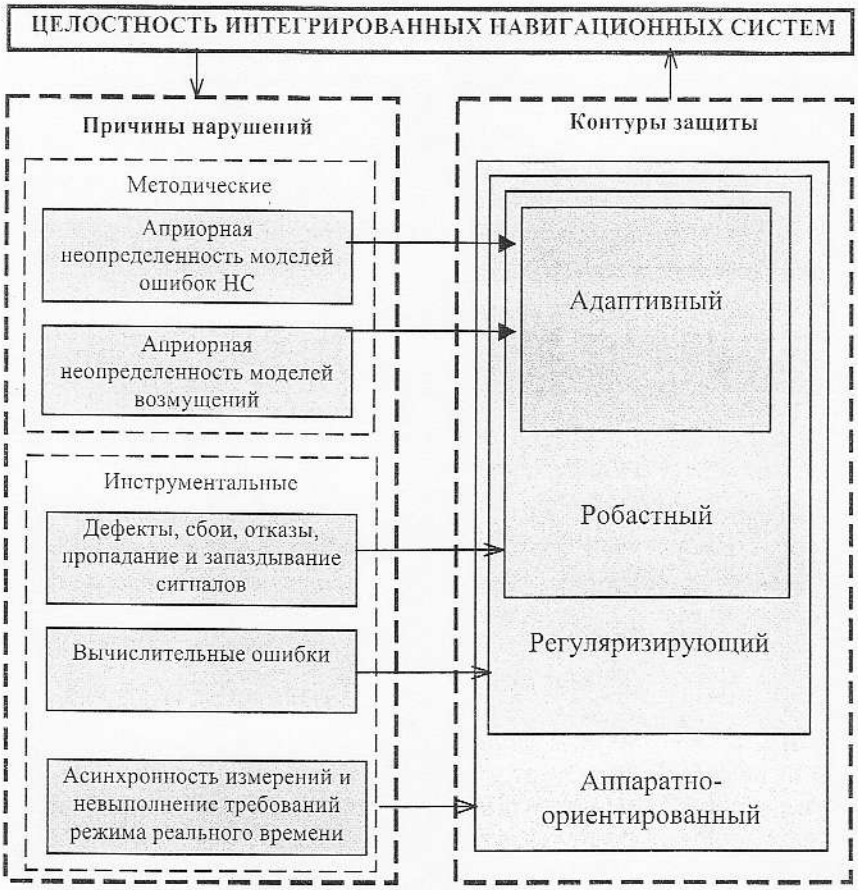


Рис. 1. Программно-аппаратные средства обеспечения целостности и повышения информационной надежности интегрированных навигационных систем

Информационная надежность и целостность интегрированных навигационных систем связана с проблемой достоверной оценки состояния измерителей параметров движения ЛА.. Например, обеспечение требуемой точности бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) опирается на соответствие априорно предполагаемых и реальных характеристик чувствительных элементов (ЧЭ): гироскопов и акселерометров. Такими характеристиками являются, в частности, дрейфы ЧЭ и параметры их математических моделей. При бортовой реализации моделей погрешностей БИСНС считается возможным приближенное описание [5] случайных дрейфов гироскопов $\Delta\omega$ (1/с) и смещений акселерометров $\Delta\alpha$ (м/с^2) в виде марковских гауссовских процессов первого порядка типа

$$\Delta\dot{\omega} = -\alpha\,\Delta\omega + \xi\sigma\sqrt{2\alpha} \qquad (1)$$

с экспоненциальной корреляционной функцией

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

где $\alpha = 1/\tau_\omega$; τ_ω – время корреляции; $R(0)=\sigma^2$ – дисперсия дрейфа в «запуске»; ξ– белый шум единичной интенсивности. В модели (1) параметры α и σ определяют динамику изменения и компенсации дрейфов ЧЭ. Поэтому от точности идентификации указанных параметров зависит достоверность оценки дрейфов ЧЭ с помощью ОФК.

В то же время нарушение адекватности математических моделей ошибок НС и реальных измерительных процессов, а также наличие аномальных наблюдений приводит к расходимости [6] и потере целостности ОФК. Это проявляется в значительном отличии действительных ошибок оценивания $\Delta_j = x - \hat{x}$ от их прогнозируемых среднеквадратических значений $\sigma_j = \sqrt{P_{jj}}$, получаемых в результате решения уравнения Риккати относительно ковариационной матрицы Р. Здесь $j = \overline{1,n}$; n – размерность вектора состояния БИСНС x; x_j и $\hat{x}_j$ – j-й элемент вектора состояния и его оценка соответственно. История развития прикладной теории оптимальной калмановской фильтрации непосредственно связана с разработкой методов защиты ОФК от расходимости.

В обобщенном виде причины потери целостности интегрированных НС на базе ОФК и возможные подходы к ее защите показаны на рис.1. Методические причины потери целостности связаны со следующими априорными неопределенностями:

- структурная неопределенность возникает в тех случаях, когда не все параметры, характеризующие функционирование НС, включаются в вектор состояния;
- параметрическая неопределенность возникает в тех случаях, когда параметры модели ошибок НС не соответствуют реальным измерительным процессам;
- статистическая неопределенность возникает в тех случаях, когда законы распределений возмущений и шумов, принятые в модели ошибок НС, не соответствуют реальным.

Применительно к интегрированным НС на основе оценивающих фильтров калмановского типа компенсация указанных неопределенностей возможна с применением следующих подходов:

- робастные подходы обеспечивают нечувствительность алгоритмов оценивания состояния НС к отклонениям от априорных предположений

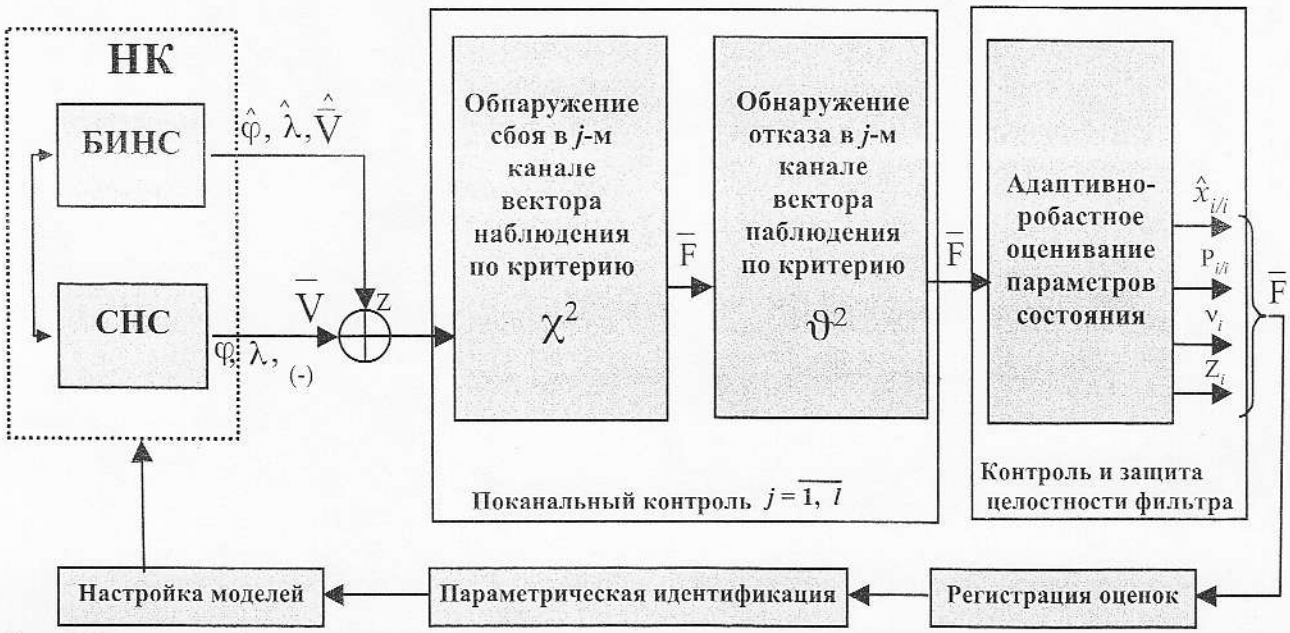


Рис. 2. Структура единого технологического цикла оценивания параметров состояния, контроля и парирования нарушений в навигационном комплексе

о параметрах модели ошибок, например, относительно гауссовского характера возмущений;

- адаптивные подходы предусматривают настройку параметров модели ошибок заданной структуры для обеспечения требуемой достоверности оценивания;
- регуляризирующие подходы, обеспечивающие положительную определенность ковариационной матрицы ошибок оценивания при решении уравнения Риккати в ЦВМ с ограниченной разрядной сеткой;
- подходы, обеспечивающие обнаружение и парирование нарушений в НС;
- подходы, обеспечивающие синхронизацию измерений и взаимную поддержку навигационных систем, работа которых основана на различных физических принципах.

Анализ современных исследований и разработок в области бортовых алгоритмов комплексной обработки информации показывает, что их развитие характеризуется интеграцией [7] различных подходов к защите целостности и повышению информационной надежности НС на базе ОФК.

Рассматриваемые в работе программные средства повышения информационной надежности НК опираются на единую технологию оценивания параметров состояния, контроля и парирования нарушений в НК [8]. Структура такой технологии представлена на рис. 2, где обозначены: φ; λ; $\overline{V}$ – соответственно геодезические широта, долгота и вектор траекторной скорости объекта; z – вектор сигналов наблюдений; $\hat{x}_{i/i}$ – вектор оценок ошибок НК x_i на i-м шаге по i наблюдениям; $\nu_i = z_i - H_i \Phi_i \hat{x}_{i-1/i-1}$ – обновляющая последовательность (невязка); Φ_i – переходная матрица для вектора ошибок НК; H_i – матрица коэффициентов связи; $P_{i/i}$ – ковариационная матрица ошибок оценивания, формируемая ОФК или адаптивно – робастным фильтром; $(\hat{\ldots})$ – символ оценки; СНС – спутниковая навигационная система.

Процедуры локализации нарушений в НК опираются на технологию поканальной (поэлементной) обработки вектора наблюдений $z_i = z_1, \ldots z_l$, позволяющую контролировать НК по обобщённым параметрам, характеризующим состояние каждого из l измерительных каналов. Например, для контроля j-го измерительного канала используется нормированная невязка $\beta_j = \nu_j/\alpha_j$, где α_j – параметр масштаба; $j = \overline{1,l}$. Статистические свойства указанных невязок используются для построения решающих правил, а именно: при отсутствии разладки между прогнозируемым и реальным наблюдениями квадрат нормированной невязки β_j^2 имеет распределение χ^2, а отношение реальной $\hat{\alpha}_j^2$ и прогнозируемой α_j^2 дисперсий невязок – распределение v^2. Для данных распределений математическое ожидание и дисперсия имеют табулированные значения. Необходимые условия исправного состояния НК по j-му элементу вектора наблюдений z_i вытекают из свойств невязки ν_j и имеют вид:

$$\nu_j \in N(0, \alpha^2);$$

$$\beta_j^2 = \nu_j^2/\alpha_j^2 \in \chi^2(1,2);$$

$$F_j = \hat{\alpha}_j^2/\alpha_j^2 \in \vartheta^2(b,c),$$

где b; c – табулированные значения математического ожидания и дисперсии для распределения v^2.

Используя свойства распределений χ^2 и v^2, а также правило 3σ [8] могут быть сформированы допуски γ_j^2 и η_j^2 соответственно на исправное и работоспособное состояние интегрированной НС по j-му каналу вектора наблюдений

$$\beta_j^2 \le \gamma^2 = 1 + 3\sqrt{2} \approx 5.2;$$
$$F_j \le \eta^2 = b + 3\sqrt{2c}.$$

Параметр β_j^2 формируется по текущей невязке и отражает текущее состояние j-го канала вектора наблюдений. Его отклонение от допуска γ^2 может быть связано как с кратковременными сбоями, так и с отказами. Параметр F_j формируется по усреднённому множеству значений невязки на скользящем временном интервале. Поэтому его отклонение от допуска η^2 может быть связано с постепенным отказом. При отсутствии нарушений невязка v_j обрабатывается обобщённым фильтром Калмана, парирование отказа осуществляется путём подключения резервного канала, а парирование кратковременного сбоя – путём адаптивно-робастной обработки невязки с использованием функции влияния $\psi(\beta)$ [8,9], устанавливающей меру доверия к поступающим наблюдениям. Такая функция может быть сформирована для нормированной невязки j-го измерительного канала $\beta_j = v_j/\alpha_j$, где невязка $v_j = z_j - \hat{z}_j$ представляет собой разность между реальным z и прогнозируемым $\hat{z}_j = H_j m_j$ значениями наблюдений.

Для нормированной невязки может быть сформирована функция робастного правдоподобия $\rho(\beta)$ и выполнена оптимизация оценок

$$\hat{x}_i = \arg\min_{x_i} \sum_{i=i_0+1}^{i_f} \rho(\beta_i), \qquad (3)$$

где $\rho(\beta) = -\ln f(\beta)$; $f(\beta)$– функция плотности вероятности (ФПВ).

Решением задачи (3) с учетом ограничения $x_i - \Phi_i x_{i-1} - \Gamma_i \xi_{i-1} = 0$, где $\xi_{i-1}; \Gamma_i$ – вектор возмущений и его переходная матрица, является алгоритм робастного оценивания. Вычислительно устойчивая U-D модификация такого алгоритма имеет следующий вид [7]:

Прогноз: $m_0 = \hat{x}_{i/i-1} = \Phi_i \hat{x}_{i-1/i-1};$

$$MWGS \left\{ \begin{array}{l} \overline{W}i = \left[\Phi_i U_{i-1/i-1} \vdots \Gamma_i \right] \\ \overline{D}i = diag\,(D_{i-1/i-1}, Q_{i-1}) \end{array} \right\} \rightarrow U_0; D_0;$$

Настройка: $v_j = z_j - H_j m_{j-1}; \ \beta_j = v_j / \alpha_j;$
$\psi_j = \psi(\beta_j); \ \psi'_j = \psi'(\beta_j);$

Коррекция:

$$f_j = H_j \overline{U}_{j-1}; \ V_j = D_{j-1} f_j^T;$$
$$\overline{\alpha}_j = f_j V_j \psi' + \alpha_j^2; \ K_j = U_{j-1} V_j / \overline{\alpha}_j;$$
$$MWGS \left\{ \begin{array}{l} \overline{W}j = \left[K_j f_j \psi'_j - U_{j-1} \vdots K_j \right] \\ \overline{D}j = diag(D_{j-1}, \alpha_j^2 \psi'_j) \end{array} \right\} \rightarrow U_j; D_j;$$
$$m_j = m_{j-1} + K_j \alpha_j \psi_j; \ U_{i/i} = U_l; D_{i/i} = D_l; \hat{x}_{i/i} = m_l; j = \overline{1,l},$$

$$\psi_j = \psi(\beta_j) = \left. \frac{\partial \rho(\beta)}{\partial \beta} \right|_{\beta = \beta_j};$$
где $\psi'_j = \psi'(\beta_j) = \left. \frac{\partial^2 \rho(\beta)}{\partial \beta^2} \right|_{\beta = \beta_j}.$

Функции ψ_j и ψ'_j могут быть сформированы с учетом априорных предположений о законах распределений полезного сигнала и помехи. Выбор значений указанных функций опирается на необходимые условия [10] отсутствия расходимости фильтра, а именно: обобщенный параметр имеет распределение Гаусса $\beta \in N(0,1)$; выполняется правило [11] 3σ для вероятности P нахождения случайной величины, имеющей распределение Гаусса, на интервале $-3\sigma, 3\sigma$:
$P\{|\beta - E[\beta]| \ge 3\sigma\} = 0{,}0027.$ (4)

Для случайной величины β правило (4) можно записать в виде
$P\{|\beta| < 3\} = 0{,}9973$ (5)

Таким образом, правильному функционированию фильтра можно поставить в соответствие неравенство
$|\beta| < 3,$ (6)
а также следующие значения функций

$$f_g(\beta) = (2\pi)^{-\frac{1}{2}} \exp(-0.5\beta^2);$$
$$\rho_g(\beta) = 0.5\ln(2\pi) + 0.5\beta^2;$$
$$\psi_g(\beta_j) = \beta_j;$$
$$\psi'_g(\beta_j) = 1.$$

Нарушение неравенства (6) может быть связано как с разладкой фильтра, так и с наличием аномальных наблюдений. В робастной статистике [9] гауссовские случайные величины, имеющие «выбросы», описываются распределением Лапласа. Такому распределению и нештатным условиям применения фильтра можно поставить в соответствие следующие функции

$$f_l(\beta) = 0.5\exp(-|\beta|);$$
$$\rho_l(\beta) = \ln 2 + |\beta|;$$
$$\psi_l(\beta_j) = |1|;$$
$$\psi'_l(\beta_j) = 0.$$

Размытость границ между аномальными и кондиционными сигналами может быть учтена с помощью математического аппарата нечетких множеств [12]. Такой математический аппарат позволяет формализовать неопределенность с помощью нечетких чисел и соответствующих им функций принадлежности. В частности, используя симметричную треугольную форму описания функций принадлежности, нечеткость классификации невязок можно учесть путем соответствующего уменьшения весовых коэффициентов в окрестностях допуска 3σ. Однако более точный вариант настройки функции влияния в окрестностях допусков может быть реализован на основе свертки ФПВ Гаусса и Лапласа. Такая свертка может быть выполнена с помощью производящих функций моментов (ПФМ) [13,14]

$$M_{\lg}(T) = M_l(T)M_g(T) = (1-T^2)^{-1}\exp(T^2/2), \quad (7)$$

где $M(T)$ – ПФМ; T – в общем случае комплексное число; $K(T)=\ln M(T)$ – производящая функция кумулянтов.

Опираясь на результаты работы [14], можно показать, что для нормированной невязки β_j справедливы следующие соотношения

$$\psi(\beta_j) = T_0 + K^{(3)}(T)/2\Big|_{T=T_0}; \quad (8)$$

$$\psi'(\beta_j) = \left[1 + \partial K^{(3)}(T)/\partial T\right]\frac{\partial T}{\partial \beta}\Big|_{T=T_0}, \quad (9)$$

где T_0 – значение аргумента в седловой точке, для которой справедливо равенство

$$K'_T(T)\quad \beta_j = 0. \quad (10)$$

С учетом приближения $\ln(1-T^2)\approx T^2$ и соотношений (7) – (10) параметры ψ_j и ψ'_j будут иметь вид $\psi_{\lg}(\beta_j)=\beta/3$; $\psi'_{\lg(\beta_j)}=1/3$.

Функция влияния и ее производная, отражающие рассмотренные предположения, показаны на рис. 3.

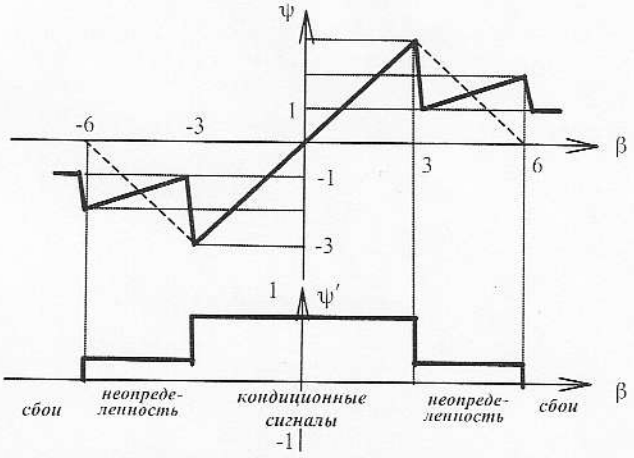


Рис. 3. Диаграмма управления оценивающим фильтром по функции влияния

На данном рисунке пунктирной линией обозначена также типовая функция принадлежности. Однако взаимосвязь такой функции с параметром ψ'_j не является очевидной.

3. Анализ бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500 как объекта оценки состояния

Представленная технология повышения информационной надежности была апробирована в инерциально-спутниковой навигационной системе БИНС-500 на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) разработки НПК «ОПТОЛИНК» (г. Зеленоград). На рис. 4 представлена система БИНС-500 с технологическими кабелями, а на рис. 5 – ее структурная схема. Основные модули БИНС-500: трехосный блок инерциальных чувствительных элементов БЧЭ-500 на базе триады волоконно-оптических гироскопов и акселерометров; спутниковый приемник К-161 разработки ОАО «РИРВ» (г. С.-Петербург), вычислительный модуль в стандарте РС-104, блоки питания, входного и выходного интерфейсов.

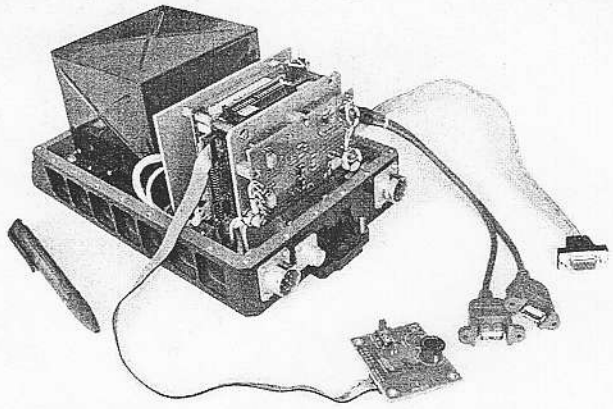


Рис. 4. Бесплатформенная инерциально-спутниковая навигационная система БИНС-500

Для синхронизации сигналов, организации потоковой обработки измерений, а также преобразования последовательного кода в параллельный в структуру системы БИНС-500 включена плата адаптера. Аппаратное и программно-математическое обеспечение (ПМО) БИНС-500 имеет модульную структуру, аналогичную системе БИНС-1000 и рассмотренную в работе [15]. Однако система БИНС-500 имеет существенно меньший вес (не более 4,5 кг) и габариты.

Случайные остаточные дрейфы ВОГ, входящих в систему БИНС-500, порядка 0,1...0,3 $^{\text{град}}/_{\text{ч}}$, 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 оценок остаточных дрейфов ЧЭ и повышения на этой основе информационной надежности навигационных определений.

Циклограмма работы системы БИНС-500 включает следующие этапы: грубая начальная выставка; точная начальная выставка; навигационный режим, включающий подрежимы автономной инерциальной навигации, инерциально-спутниковой навигации, а также подрежим «ZUPT».

На этапе грубой начальной выставки выполняется приближенное определение угловой ориентации БЧЭ по выходным сигналам чувствительных элементов.

На этапе точной начальной выставке оцениваются ошибки угловой ориентации БЧЭ, а также остаточные дрейфы ЧЭ и параметры их динамических моделей. Данная задача решается на основе последовательной обработки адаптивно-робастным фильтром сигналов наблюдений z_i следующего вида:

$$z_{\Theta(i)} = C^{\mathrm{T}}_{0(i)}\int_{t_{i-1}}^{t_i}\overset{\bullet}{\Theta}(\tau)d\tau - \left[0:0:\Omega\Delta t_i\right]\mathrm{T}; \quad (11)$$

Рис.5 Структурная схема бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы БИНС-500

$$z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i]^{\mathrm{T}}_{\text{БИНС}} - [\varphi_i \lambda_i]^{\mathrm{T}}_{\text{ТНВ}}; \quad (12)$$

$$z_{v(i)} = [V_\xi V_\eta V_\zeta]^{\mathrm{T}}_{(i)\text{БИНС}}, \quad (13)$$

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; $\overline{\Omega} = [\Omega_\xi \quad \Omega_\eta \quad \Omega_\zeta]^{\mathrm{T}}$ – вектор угловой скорости вращения Земли в проекциях на оси полусвободного в азимуте опорного трехгранника $0\xi\eta\zeta$; C_o – матрица направляющих косинусов, характеризующая угловую ориентацию связанной с БЧЭ системы координат $oxyz$ относительно инерциальной $OX_uY_uZ_u$; $\overline{V} = [V_\xi \; V_\eta \; V_\zeta]^{\mathrm{T}}$ – вектор относительной скорости движения БЧЭ в проекциях на оси опорного навигационного трехгранника $o\xi\eta\zeta$.

Наблюдения вида (11), (13) используются также для реализации режима «ZUPT» во время остановки объекта при движении по земной поверхности.

Комплексный режим инерциально-спутниковый навигации реализуется на основе последовательной обработки адаптивно-робастным фильтром позиционных и скоростных наблюдений

$$z_{k(i)} = [\varphi_i \lambda_i]^{\mathrm{T}}_{\text{БИНС}} - [\varphi_i \lambda_i]^{\mathrm{T}}_{\text{СНС}}; \quad (14)$$

$$z_{v(i)} = C^{\mathrm{T}}_{3(i)} [V_\xi V_\eta V_\zeta]^{\mathrm{T}}_{(i)\text{БИНС}} - [V_E V_N V_H]^{\mathrm{T}}_{(i)\text{СНС}}, \quad (15)$$

где C_3 – матрица направляющих косинусов, характеризующая взаимную угловую ориентацию опорного $0\xi\eta\zeta$ и геодезического $oENH$ трехгранников.

Программно-математическое обеспечение системы БИНС-500 построено на основе двух уравнений Пуассона: для кватернионов ориентации q_0 и навигации q_1. С учетом этого базовый вектор ошибок БИНС $x(t)$ включает 17 параметров, а именно: ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости ΔV_ξ, ΔV_η, ΔV_ζ, ошибки счисления элементов кватернионов ориентации Δq_0 и навигации Δq_1, угловые дрейфы ВОГ $\Delta\dot{\Theta}_x$, $\Delta\dot{\Theta}_y$, $\Delta\dot{\Theta}_z$ и смещения акселерометров Δa_x, Δa_y, Δa_z. Уравнения ошибок ЧЭ вида (1) формируются в системе координат, связанной с БЧЭ.

Во всех режимах выполняется компенсация прогнозируемых оценок дрейфов ВОГ и смещений акселерометров. Кроме того, на уровне первичной обработки сигналов ЧЭ выполняется их комбинированная цифровая фильтрация, включающая следующие настраиваемые процедуры:

- входной прогнозирующий контроль сигналов ЧЭ по комбинированному критерию согласия χ^2/v^2 в соответствии со схемой, представленной на рис. 2. В качестве наблюдений в этом случае используются невязки между прогнозными и реальными сигналами ВОГ. Прогнозирование выполняется в режиме реального времени с помощью ортогональных полиномов Чебышева по скользящей выборке отсчетов сигналов ВОГ;
- локализация и парирование случайных сбоев;
- подавление шумовых составляющих погрешностей ЧЭ путем рекуррентного сглаживания сигналов;
- учет калибровочных коэффициентов, отражающих систематические погрешности ЧЭ, перекосы их осей, а также тепловые дрейфы.

Наличие в процессорном модуле *flash* – памяти позволяет регистрировать оценки дрейфов ЧЭ для послеполетной коррекции коэффициентов сноса α и диффузии σв модели ошибок (1).

4. Анализ результатов отработки программно-аппаратного обеспечения системы БИНС-500

Эксперименты проводились в наземных условиях с размещением оборудования в подвижной лаборатории на базе автомобиля. Была реализована следующая циклограмма работы системы БИНС-500: 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. 6–18. Результаты сравнительного анализа функционирования БИНС с различными схемами демпфирования ошибок ЧЭ получены на основе

счисления параметров движения по зарегистрированным сигналам БЧЭ и СНС.

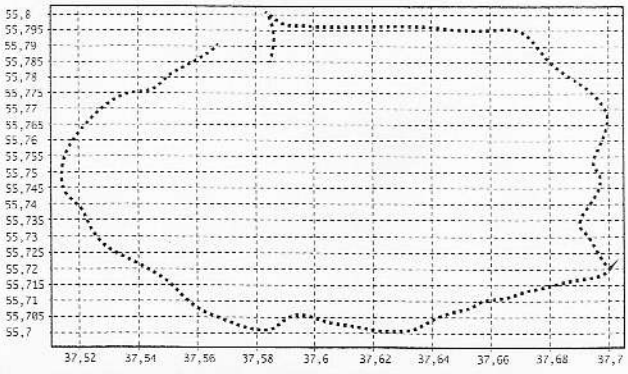


Рис. 6. Горизонтальная траектория движения испытательной лаборатории в городских условиях; по оси абсцисс приведены значения λ, угл. град, по оси ординат – φ, угл. град

На рис. 6 показана горизонтальная траектория движения испытательной лаборатории в городских условиях. На рис. 7–9 показаны соответственно углы истинного курса, тангажа и крена БЧЭ как функции времени t, с. На всех остальных рисунках параметры также являются функциями времени t, с.

На рис. 10 показаны: выходной сигнал (график светлого цвета, угл. сек/с) гироскопа *ox*, а также сглаженный с помощью адаптивно-робастного цифрового фильтра сигнал (график темного цвета) того же гироскопа. Сглаживание выполнялось с частотой съема сигналов ЧЭ 1 кГц.

На рис. 11 показана оценка остаточного дрейфа ВОГ *ox*, а на рис. 12 – оценка смещения акселерометра *ox*. Оценки получены при обработке наблюдений (11) ÷ (15) с частотой 1 Гц в процессе точной начальной выставки и в режиме навигации.

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

На рис. 13 показана счисленная БИНС (график темного цвета) и определенная с помощью СНС (график светлого цвета) составляющая вектора путевой

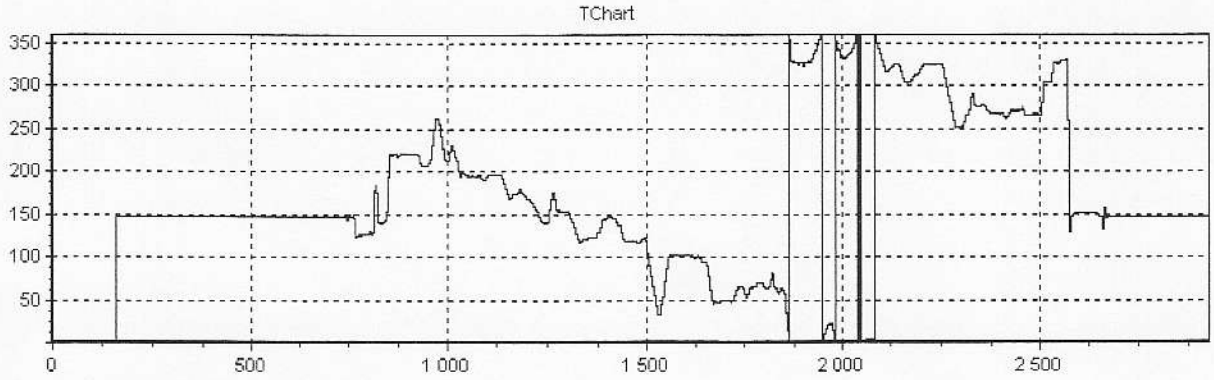


Рис. 7. Угол истинного курса ψ, угл. град

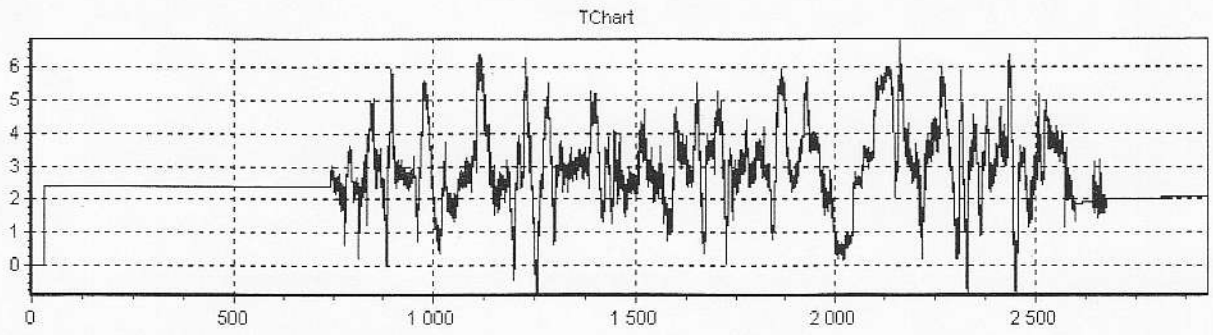


Рис. 8. Угол тангажа, угл. град

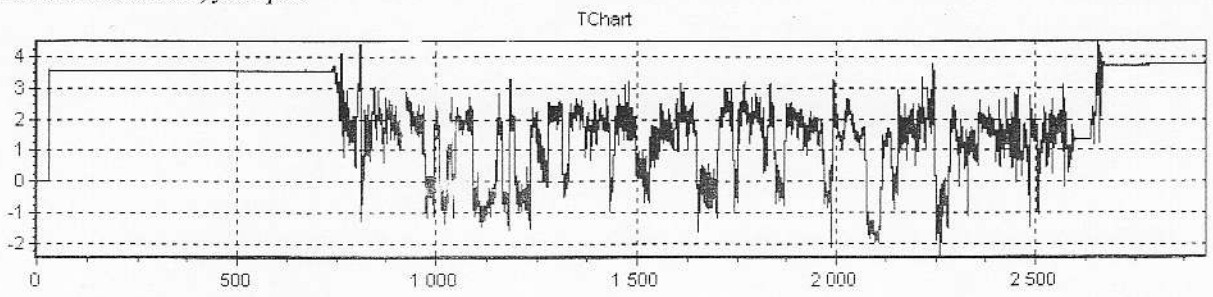


Рис. 9. Угол крена γ, угл. град

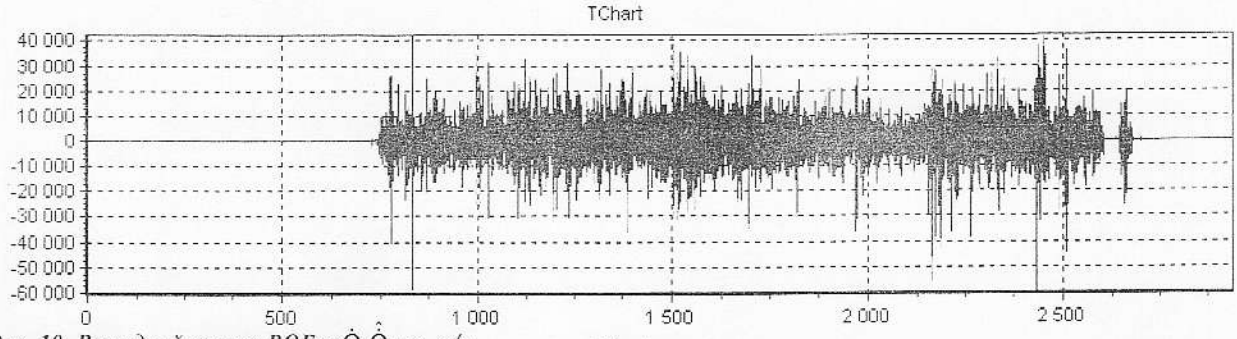


Рис. 10. Выходной сигнал ВОГ ох $\dot{\Theta}, \hat{\dot{\Theta}}$ угл. с/с

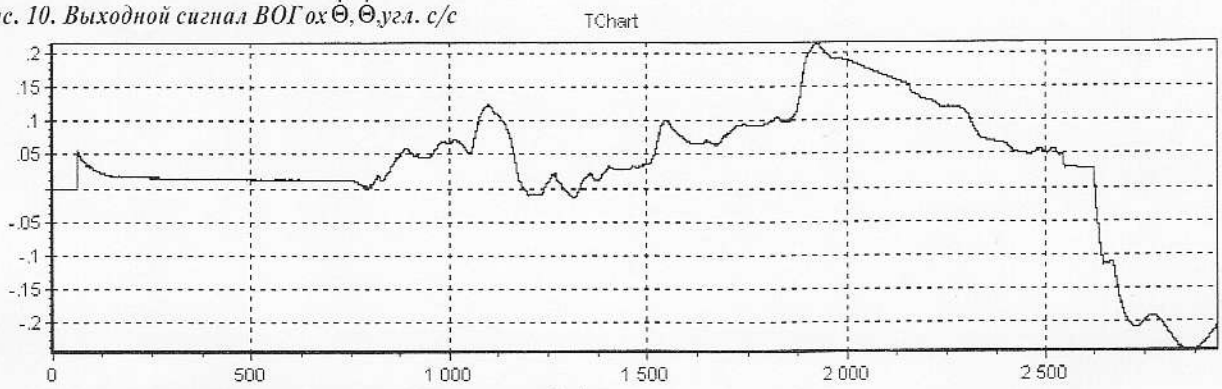


Рис. 11. Оценка остаточного дрейфа ВОГ ох $\Delta\omega_x$, град./ч

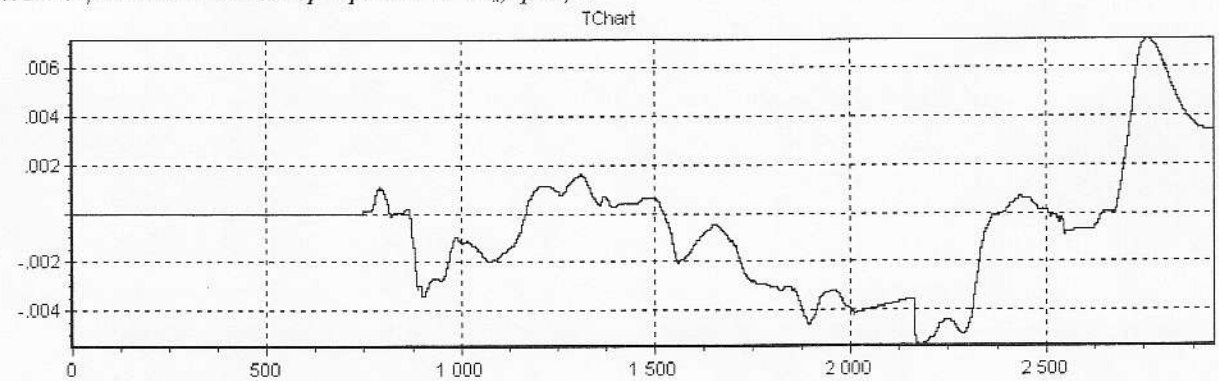


Рис.12. Оценка смещения акселерометра ох $\Delta\hat{a}_x$

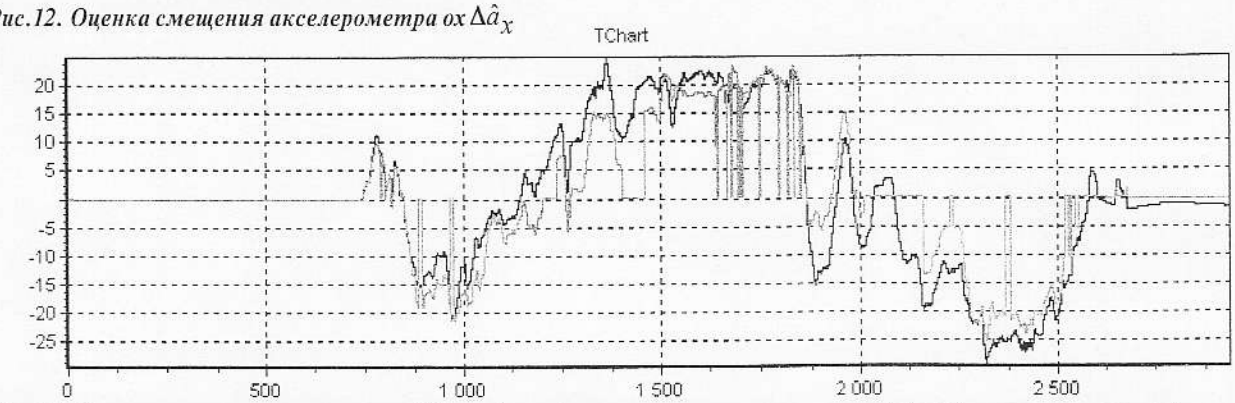


Рис.13. Динамика изменения скорости VE при демпфировании оценок остаточных дрейфов чувствительных элементов V_E, м/с

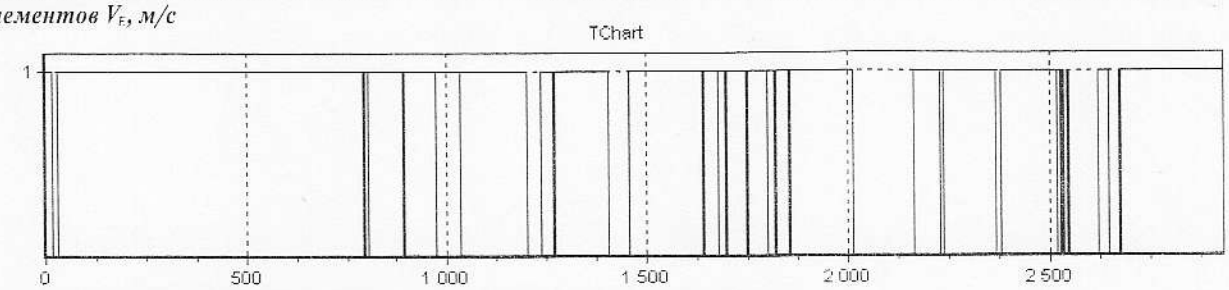


Рис.14. Признаки наличия сигналов СНС при движении в городских условиях

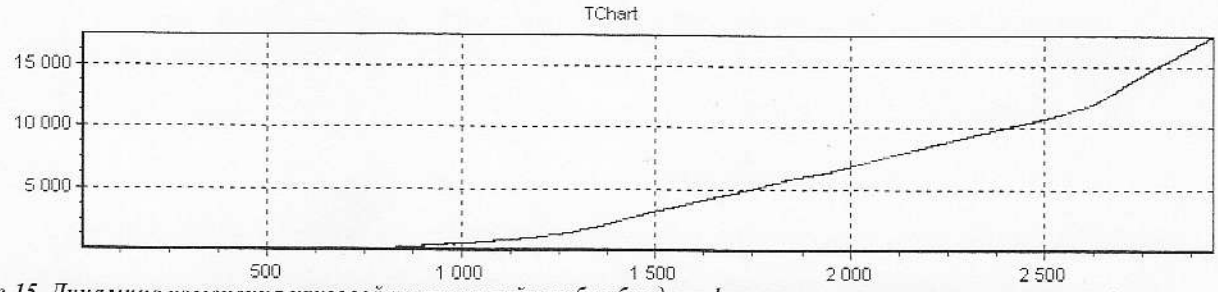


Рис.15. Динамика изменения круговой позиционной ошибки без демпфирования аномальных сигналов чувствительных элементов ΔS, м

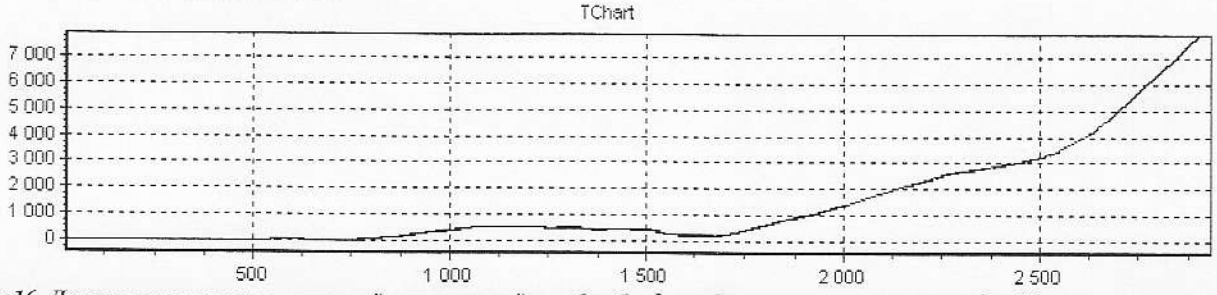


Рис.16. Динамика изменения круговой позиционной ошибки без демпфирования остаточных дрейфов чувствительных элементов ΔS, м

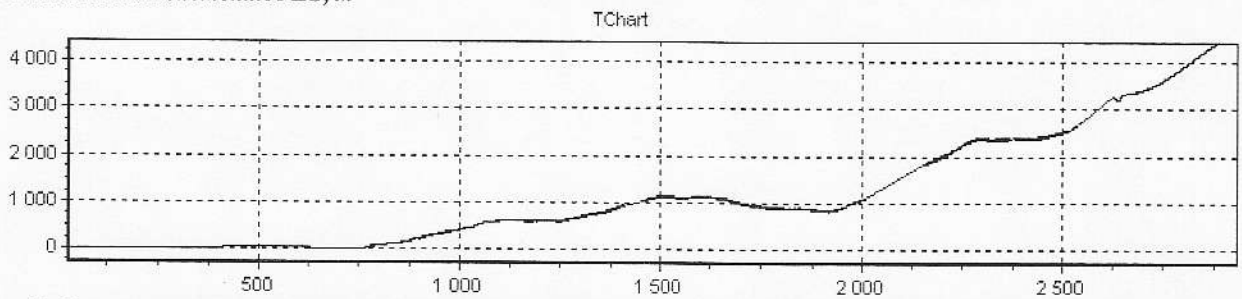


Рис.17. Динамика изменения круговой позиционной ошибки без демпфирования остаточных дрейфов ВОГ ΔS, м

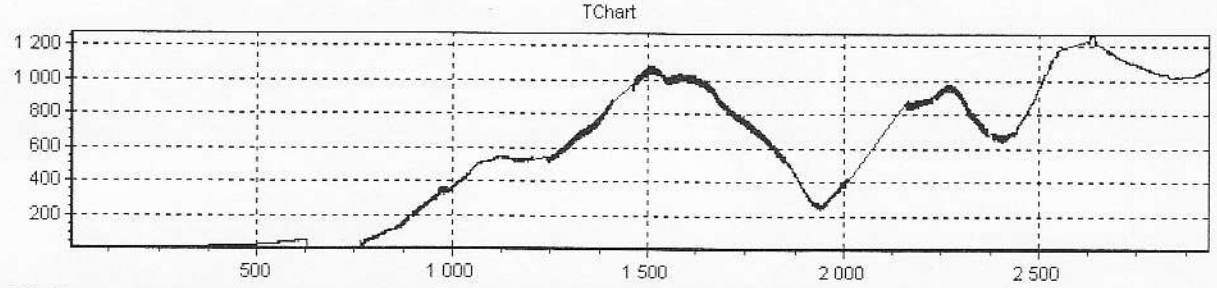


Рис.18. Динамика изменения круговой позиционной ошибки при демпфировании остаточных дрейфов чувствительных элементов ΔS, м

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

На рис. 15 показана круговая ошибка оценки местоположения объекта ΔS, соответствующая счислению параметров движения БИНС без демпфирования аномальных сигналов и остаточных дрейфов ЧЭ в режиме навигации, где

$$\Delta S = \sqrt{\delta_\varphi{}^2 + \delta_\lambda{}^2};$$

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

$$\delta_\lambda = (\lambda_{\text{БИНС}} - \lambda_{\text{СНС}})R,$$

$R = a(1-0{,}5e^2\sin^2\varphi)$; a=6378245 м; e^2 = 0,0066934.

На рис. 16 показана круговая позиционная ошибка ΔS, соответствующая счислению параметров движения БИНС с учетом парирования аномальных сигналов ЧЭ, но без демпфирования остаточных дрейфов ЧЭ. Можно видеть, что адаптивно-робастное сглаживание сигналов позволило уменьшить ошибку ΔS не менее, чем в 2 раза.

На рис. 17 показана круговая ошибка ΔS, соответствующая счислению параметров движения БИНС с учетом парирования аномальных сигналов ЧЭ, но без демпфирования остаточных дрейфов ВОГ. Можно видеть, что оценка и компенсация смещений акселерометров позволила дополнительно уменьшить ошибку ΔS в 2 раза.

На рис. 18 показана круговая ошибка ΔS, соответствующая счислению параметров движения БИНС с учетом парирования аномальных сигналов ЧЭ, а также с учетом оценки и компенсации смещений акселерометров и дрейфов ВОГ. Это позволило на порядок уменьшить ошибку ΔS.

Анализ результатов исследований показал, что периодическое использование спутниковой информации позволяет оценивать и демпфировать оставшиеся после заводской калибровки и начальной выставки погрешности ЧЭ, а также случайные погрешности, возникающие в процессе эксплуатации БИНС. Кроме того, информационная надежность навигационных определений может быть повышена на основе локализации и парирования нарушений путем адаптивно-робастной обработки наблюдений. Применение таких процедур позволило поддерживать точностные характеристики рассматриваемой БИСНС на уровне одной мили за час.

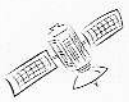
Точностные характеристики БИНС могут существенно ухудшиться при неточной настройке параметров α и σ в динамических моделях погрешностей ЧЭ (1). Аппаратные возможности системы БИНС-500 позволяют выполнять регистрацию и постобработку сигналов ЧЭ. Это дает возможность уточнять диапазоны изменения указанных параметров и на этой основе компенсировать заводскую «недокалибровку» ЧЭ. Решение такой задачи реализуется на основе процедур идентификации [16] и адаптивной настройки параметров динамических моделей погрешностей ЧЭ для их последующего применения в реальных условиях эксплуатации БИНС.

Заключение

Рассмотренные подходы к повышению информационной надежности навигационных определений опираются на возможности современных программно-аппаратных средств комплексной обработки информации. Такие средства позволяют реализовывать следующие процедуры улучшения эксплуатационных характеристик БИСНС:

- локализация и парирование нарушений;
- повышение достоверности оценивания погрешностей чувствительных элементов;
- идентификация параметров моделей погрешностей ЧЭ для реализации алгоритмов прогнозирования и компенсации оценок дрейфов гироскопов и смещений акселерометров.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 11-08-01174-а.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Веремеенко К. К., Кошелев Б. В., Соловьев Ю. А. Анализ состояния разработок интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем //Новости навигации, 2010, № 4, с. 32–41.**
2. **Дмитриев С. П., Колесов Н. В., Осипов А. В. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем.– СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 2003.– 207 с.**
3. **Соловьев Ю. А. Спутниковая навигация и ее приложения.– М.: Эко-Трендз, 2003.– 326 с.: ил.**
4. **Graas F. Signals Integrity. In AGARD Lecture Series 207, 1996, pp. 7/1–12.**
5. **Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах.– М.: Машиностроение, 1991.– 512 с.**
6. **Fitzgerald R. J. Divergence of the Kalman Filter //IEEE Trans. on Automatic Control. 1971, Vol.16, No 6, pp. 736–747.**
7. **Чернодаров А. В., Патрикеев А. П., Будкин В. Л., Голиков В. П., Ларионов С. В. Летная отработка бортовых оценивающих фильтров //Материалы 11-й Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.– СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004, с. 19–28.**
8. **Колодежный Л. П., Чернодаров А. В. Надежность и техническая диагностика: Учебник для ВУЗов ВВС.– М.: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2010.– 452с.**
9. **Королюк В. С., Портенко Н. И., Скороход А. В., Турбин А. Ф. Справочник по теории вероятностей и математической статистике.– М.: Наука, ГРФМЛ, 1985.– 640 с.**
10. **Устойчивые статистические методы оценки данных /Пер. с англ. Ю. Н. Малахова. Под ред. Н. Г. Волкова.– М.: Машиностроение, 1984.– 232с.**
11. **Kailath T. An Innovations Approach to Least Squares Estimation. Part 1: Linear Filtering in Additive White Noise //IEEE Trans. on Automatic Control, 1968.–Vol. 13, No 6, pp. 646–655.**
12. **Simon D. Training Fuzzy Systems with Extended Kalman Filter.– In: Fuzzy Sets and Systems //Proc. of the Elsevier Science, 2002, No 3806, pp. 1–11.**
13. **Корн Г., Корн Т. Справочник по математике.– М.: Наука, ГРФМЛ, 1973.**
14. **Wu W. R. Target Tracking with Glint Noise //IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, 1993, Vol. 29, No 1, pp. 174–185.**
15. **Коркишко Ю. Н., Федоров В. А., Патрикеев А. П., Чернодаров А. В., Матюшин В. А., Переляев С. Е. Объектно-ориентированная технология интеграции навигационных измерителей и ее реализация в бесплатформенной инерциальной системе БИНС-1000 на волоконно-оптических гироскопах //Материалы 16-й Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.– СПб: ГНЦ ЦНИИ «Электроприбор», 2008, с.21–30.**
16. **Чернодаров А. В., Патрикеев А. П., Платонов А. Ю., Будкин В. Л., Голиков В. П., Ларионов С. В. Параметрическая идентификация моделей погрешностей интегрированных систем навигации в режиме реального времени и по данным бортовых устройств регистрации //Гироскопия и навигация, 2007, № 4 (30), с. 17–31.**