

## АВТОНОМНЫЙ КОНТРОЛЬ ЦЕЛОСТНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ДАННЫХ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ МЕТОДАМИ СРАВНЕНИЯ И НЕВЯЗОК\*

А. В. Иванов, А. П. Негуляева, С. П. Москвитин

*Кафедра «Радиотехника», ФГБОУ ВО «ТГТУ», г. Тамбов, Россия;  
aleksandr-ivanov68@yandex.ru*

**Ключевые слова:** автономная система контроля целостности; барометрический высотомер; инерциальная навигационная система; навигационный комплекс; подвижный наземный объект; спутниковая радионавигационная система; статистическое компьютерное моделирование.

**Аннотация:** Рассмотрен синтез автономных систем контроля целостности навигационных данных спутниковых радионавигационных систем для навигационных комплексов подвижных наземных объектов. Проанализированы алгоритмы контроля целостности, основанные на методах сравнения и суммирования невязок измерений в скользящем окне.

---

### Введение

Для решения задач навигации как летательных аппаратов (ЛА), так и подвижных наземных объектов (ПНО) в последнее время широкое распространение получили навигационные комплексы, построенные на основе аппаратуры приема радиосигналов спутниковых радионавигационных систем (СРНС) ГЛОНАСС и GPS [1, 2]. Использование в составе навигационного комплекса аппаратуры приема радиосигналов СРНС обеспечивает высокую точность определения координат местоположения и параметров движения воздушных и наземных объектов. Однако одной из задач, которую надо решать при использовании аппаратуры приема радиосигналов СРНС, является задача обеспечения целостности навигационных данных. Под целостностью в данном случае понимается способность навигационного комплекса обеспечивать своевременное предупреждение о том, что данные СРНС являются неверными и их не следует применять для целей навигации. Под неверными понимаются такие данные о координатах и параметрах движения, которые значительно отличаются от истинных значений.

Для решения задач целостности навигационных данных СРНС используются системы контроля. Широкое применение в навигационных комплексах получили автономные системы контроля целостности данных ввиду их оперативности, автономности и независимости от внешнего канала передачи [3]. В качестве методов автономного контроля целостности используются методы оценок (максимального отличия решения (maximum solution separation); сравнения дальности (range comparison method); сравнения местонахождения (position comparison method); невязки по методу наименьших квадратов (least squares residuals)) и фильтрационные методы [4 – 7].

---

\* По материалам доклада на конференции «Актуальные проблемы энергосбережения и эффективности в технических системах», г. Тамбов, 25 – 27 апреля 2016 г.

В работах [8 – 10] для создания автономной системы контроля целостности навигационных данных СРНС в состав навигационного комплекса ПНО, включающего инерциальную навигационную систему (ИНС) и СРНС, введен барометрический высотомер (БВ). Для обнаружения неверных данных СРНС использован метод сравнения оценок постоянной составляющей погрешности измерения относительной высоты БВ и постоянной составляющей погрешности измерения ускорения ИНС с заданными пороговыми значениями. Данные оценки получались совместно с оценками координат и параметров движения ПНО в результате решения задачи синтеза методами оптимальной линейной фильтрации (фильтрации Калмана) [11].

Для разработанной автономной системы контроля целостности навигационных данных СРНС методом статистического компьютерного моделирования [8 – 10] необходимо проанализировать алгоритмы автономного контроля целостности методами сравнения и невязки измерений.

### Постановка задачи

Пусть в состав навигационного комплекса наземного подвижного объекта входят ИНС, СРНС и БВ. Для создания автономной системы контроля целостности используем вертикальный канал, обеспечивающий определение высоты объекта [8 – 10].

Предположим, что измерение высоты при помощи БВ осуществляется относительно уровня, соответствующего известному радиус-вектору  $R_0$  геоцентрической (сферической) системы координат, систематическая ошибка учитывается при его выставке, сигнал на выходе дискретизирован по времени и имеет вид [11]:

$$H_{\text{отн}}^{\text{БВ}}(t_{k+1}) = H_{\text{отн}}(t_{k+1}) + \Delta H(t_{k+1}) + u_{\text{БВ}}(t_{k+1}), \quad (1)$$

где  $H_{\text{отн}}(t_{k+1})$  – истинное значение относительной высоты объекта;  $\Delta H(t_{k+1})$ ,  $u_{\text{БВ}}(t_{k+1})$  – соответственно постоянная ошибка и флуктуационная погрешность, описываемые выражениями:

$$\Delta H(t_{k+1}) = \Delta H(t_k);$$

$$u_{\text{БВ}}(t_{k+1}) = \varphi_{uu}(t_{k+1}, t_k) u_{\text{БВ}}(t_k) + \gamma_u(t_{k+1}, t_k) n_u(t_k), \quad u_{\text{БВ}}(t_0) = u_{\text{БВ}0}, \quad (2)$$

в которых  $\varphi_{uu}(t_{k+1}, t_k) = \exp(-\gamma_{\text{БВ}} T)$ ;  $\gamma_u(t_{k+1}, t_k) = \sigma_{\text{БВ}} \left[ 1 - \varphi_{uu}^2(t_{k+1}, t_k) \right]^{0,5}$ ;  $\gamma_{\text{БВ}}$  – коэффициент, характеризующий ширину спектра погрешности;  $\sigma_{\text{БВ}}^2$  – дисперсия флуктуационной погрешности;  $n_u(t_k)$  – независимые выборки гауссовского процесса с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией.

Аппаратура приема (АП) сигналов СРНС обеспечивает прием радиосигналов навигационных космических аппаратов (НКА). Сигнал о высоте объекта относительно центра Земли на выходе аппаратуры приема в дискретные моменты времени представим в виде [8 – 10]:

$$H^{\text{СРНС}}(t_{k+1}) = H_{\text{отн}}(t_{k+1}) + R_0 + \sigma_z n_z(t_{k+1}), \quad (3)$$

где  $H^{\text{СРНС}}(t_{k+1})$  – измеренное значение высоты объекта;  $\sigma_z$  – среднеквадратическая ошибка флуктуационной погрешности измерения высоты объекта;  $n_z(t_{k+1})$  – независимые выборки гауссовского процесса с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией.

Для задания модели движения ПНО применим принцип распределения информации [11], заменив истинные значения ускорения по высоте  $a_z(t_{k+1})$  на из-

меренное ИНС, то есть используем в качестве компоненты вектора управления выходной сигнал ИНС, имеющий вид

$$a_Z^{\text{ИНС}}(t_{k+1}) = a_Z(t_{k+1}) + \Delta_{aZ}(t_{k+1}) + g + \sigma_a (2T/\alpha_a)^{0,5} n_{aZ}(t_{k+1}), \quad (4)$$

где  $a_Z^{\text{ИНС}}(t_{k+1})$  – измеренное значение вертикального ускорения объекта;  $\Delta_{aZ}(t_{k+1})$  – постоянная составляющая погрешности измерения ускорения

$$\Delta_{aZ}(t_{k+1}) = \Delta_{aZ}(t_k); \quad (5)$$

$g$  – ускорение свободного падения;  $\sigma_a^2$  – дисперсия флуктуационной погрешности;  $T$  – интервал дискретизации;  $\alpha_a$  – коэффициент, характеризующий ширину спектра погрешности;  $n_{aZ}(t_{k+1})$  – взаимонезависимые выборки гауссовского процесса с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией.

Тогда математическая модель изменения относительной высоты ПНО для дискретных моментов времени будет иметь вид

$$H_{\text{отн}}(t_{k+1}) = H_{\text{отн}}(t_k) + TV_Z(t_k) + 0,5T^2 a_Z^{\text{ИНС}}(t_k) - 0,5T^2 \Delta_{aZ}(t_k) - 0,5T^2 g - 0,5T^2 \sigma_a (2T/\alpha_a)^{0,5} n_{aZ}(t_k); \quad (6)$$

$$V_Z(t_{k+1}) = V_Z(t_k) + Ta_Z^{\text{ИНС}}(t_k) - T\Delta_{aZ}(t_k) - Tg - T\sigma_a (2T/\alpha_a)^{0,5} n_{aZ}(t_k), \quad (7)$$

где  $V_Z(t_{k+1})$  – скорость изменения относительной высоты объекта.

Подлежащий оцениванию вектор состояния  $\mathbf{X}(t_k) = [H_{\text{отн}}(t_k), V_Z(t_k), \Delta H(t_k), \Delta_{aZ}(t_k)]^T$  включает четыре компоненты и в соответствии с (2), (5) – (7) описывается разностным векторно-матричным стохастическим уравнением

$$\mathbf{X}(t_{k+1}) = \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{X}(t_k) + \Psi(t_{k+1}, t_k) \mathbf{W}(t_k) + \Gamma_x(t_{k+1}, t_k) N_x(t_k), \quad (8)$$

где  $\mathbf{W} = [a_Z^{\text{ИНС}}, g]^T$  – известный вектор управления;  $N_x(t_k) = n_{aZ}(t_k)$  – формирующие стандартные гауссовские случайные величины;  $\Phi_{xx}$  – фундаментальная матрица размером  $(4 \times 4)$  с ненулевыми элементами  $\varphi_{xx11} = \varphi_{xx22} = \varphi_{xx33} = \varphi_{xx44} = 1$ ,  $\varphi_{xx12} = T$ ,  $\varphi_{xx14} = -0,5T^2$ ,  $\varphi_{xx24} = -T$ ;  $\Psi$  – переходная матрица управления размером  $(4 \times 2)$  с ненулевыми элементами  $\psi_{11} = 0,5T^2$ ,  $\psi_{12} = -0,5T^2$ ,  $\psi_{21} = T$ ,  $\psi_{22} = -T$ ;  $\Gamma_x$  – переходной вектор возмущения размером  $(4 \times 1)$  с ненулевыми элементами,  $\gamma_{x11} = -0,5T^2 \sigma_a (2T/\alpha_a)^{0,5}$ ,  $\gamma_{x21} = -T\sigma_a (2T/\alpha_a)^{0,5}$ .

Вектор наблюдения  $\Xi(t_k) = [\xi_1(t_k), \xi_2(t_k)]^T$  включает наблюдения на выходе БВ  $\xi_1(t_k) = H_{\text{отн}}^{\text{БВ}}(t_k)$  и АП сигналов СРНС  $\xi_2(t_k) = H^{\text{СРНС}}(t_k)$ , которые в соответствии с (1), (3) описываются выражениями:

$$\xi_1(t_k) = \mathbf{H}_1(t_k) \mathbf{X}(t_k) + u_{\text{БВ}}(t_k); \quad \xi_2(t_k) = \mathbf{H}_2(t_k) \mathbf{X}(t_k) + V_2 + \gamma_2(t_k) N_2(t_k), \quad (9)$$

где  $\mathbf{H}_1$  и  $\mathbf{H}_2$  – вектора наблюдения размером  $(1 \times 4)$  с ненулевыми элементами  $h_{11} = h_{13} = 1$ ,  $h_{21} = 1$ ;  $V_2 = R_0$  – известная величина;  $\gamma_2 = \sigma_z$ ;  $N_2(t_k) = n_z(t_k)$  – шум наблюдения.

Получим методами оптимальной линейной фильтрации комплексные оптимальные алгоритмы обработки информации для наблюдения (9) с учетом модели изменения (8).

## Комплексные оптимальные алгоритмы обработки информации

Уравнения наблюдения (9) и модель изменения вектора состояния (8) являются линейными. Оценка вектора состояния в соответствии с методами оптимальной линейной фильтрации определяется выражением [8, 9, 12 – 13]

$$\begin{aligned} \mathbf{X}^*(t_{k+1}) = & \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{X}^*(t_k) + \Psi(t_{k+1}, t_k) \mathbf{W}(t_k) + \mathbf{K}_1(t_{k+1}) \left[ \xi_1(t_{k+1}) - \Phi_{uu}(t_{k+1}, t_k) \xi_1(t_k) - \right. \\ & \left. - \mathbf{H}_1(t_{k+1}) \Psi(t_{k+1}, t_k) \mathbf{W}(t_k) + \Phi_{uu}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{H}_1(t_k) \mathbf{X}^*(t_k) - \mathbf{H}_1(t_{k+1}) \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{X}^*(t_k) \right] + \\ & + \mathbf{K}_2(t_{k+1}) \left[ \xi_2(t_{k+1}) - \mathbf{H}_2(t_{k+1}) \Psi(t_{k+1}, t_k) \mathbf{W}(t_k) - V_2 - \mathbf{H}_2(t_{k+1}) \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{X}^*(t_k) \right], \end{aligned} \quad (10)$$

где  $\mathbf{K}_1(t_{k+1})$ ,  $\mathbf{K}_2(t_{k+1})$  – вектор-столбцы размером  $(4 \times 1)$  матрицы оптимальных коэффициентов передачи  $\mathbf{K}(t_{k+1}) = [\mathbf{K}_1(t_{k+1}); \mathbf{K}_2(t_{k+1})]$ , определяемой соотношениями:

$$\begin{aligned} \mathbf{K}(t_{k+1}) = & \left[ \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{P}(t_k) \Phi_{yx}^T(t_{k+1}, t_k) + \mathbf{B}_{xy} \right] \left[ \mathbf{B}_{yy} + \Phi_{yx}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{P}(t_k) \Phi_{yx}^T(t_{k+1}, t_k) \right]^{-1}; \\ & \mathbf{P}(t_{k+1}) = \left[ \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{P}(t_k) \Phi_{xx}^T(t_{k+1}, t_k) + \mathbf{B}_{xx} \right] - \\ & - \mathbf{K}(t_{k+1}) \left[ \mathbf{B}_{xy} + \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{P}(t_k) \Phi_{yx}^T(t_{k+1}, t_k) \right]^T, \end{aligned} \quad (11)$$

в которых  $\mathbf{P}(t_{k+1})$  – матрица вторых центральных моментов (ковариаций) ошибок оценивания размером  $(4 \times 4)$ ;  $\mathbf{B}_{xx}(t_{k+1}, t_k) = \Gamma_x(t_{k+1}, t_k) \Gamma_x^T(t_{k+1}, t_k)$ ;  $\Phi_{yx}(t_{k+1}, t_k)$ ,  $\mathbf{B}_{xy}$ ,  $\mathbf{B}_{yy}$  – блочные матрицы вида:

$$\begin{aligned} \Phi_{yx}(t_{k+1}, t_k) = & \left[ \frac{\mathbf{H}_1(t_{k+1}) \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k) - \Phi_{uu}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{H}_1(t_k)}{\mathbf{H}_2(t_{k+1}) \Phi_{xx}(t_{k+1}, t_k)} \right]; \\ \mathbf{B}_{xy} = & \left[ \Gamma_x(t_{k+1}, t_k) \Gamma_x^T(t_{k+1}, t_k) \mathbf{H}_1^T(t_{k+1}) \mid \Gamma_x(t_{k+1}, t_k) \Gamma_x^T(t_{k+1}, t_k) \mathbf{H}_2^T(t_{k+1}) \right]; \\ \mathbf{B}_{yy} = & \left[ \frac{\mathbf{H}_1(t_{k+1}) \Gamma_x(t_{k+1}, t_k) \Gamma_x^T(t_{k+1}, t_k) \mathbf{H}_1^T(t_{k+1}) - \Phi_{uu}^2(t_{k+1}, t_k)}{\mathbf{H}_2(t_{k+1}) \Gamma_x(t_{k+1}, t_k) \Gamma_x^T(t_{k+1}, t_k) \mathbf{H}_1^T(t_{k+1})} \mid \right. \\ & \left. \mid \frac{\mathbf{H}_1(t_{k+1}) \Gamma_x(t_{k+1}, t_k) \Gamma_x^T(t_{k+1}, t_k) \mathbf{H}_2^T(t_{k+1})}{\mathbf{H}_2(t_{k+1}) \Gamma_x(t_{k+1}, t_k) \Gamma_x^T(t_{k+1}, t_k) \mathbf{H}_2^T(t_{k+1}) + \Gamma_2^2(t_k)} \right]. \end{aligned}$$

Полученные комплексные оптимальные алгоритмы (10), (11) позволяют оценивать относительную высоту ПНО, а также скорость ее изменения.

### Автономная система контроля целостности на основе метода сравнения

Для осуществления автономного контроля целостности навигационных данных СРНС методом сравнения используем оценки постоянной составляющей ошибки  $\Delta H^*(t_{k+1})$  БВ и постоянной составляющей погрешности измерения уско-

рения  $\Delta_{aZ}^*(t_k)$  ИНС. В нормальном режиме функционирования СРНС оценки  $\Delta H^*(t_{k+1})$  и  $\Delta_{aZ}^*(t_k)$  будут стремиться к некоторым постоянным значениям, определяемым типами БВ и ИНС. При сбоях в работе НКА или при искусственной передаче ошибочной информации с НКА значения оценок  $\Delta H^*(t_{k+1})$  и  $\Delta_{aZ}^*(t_k)$  начнут возрастать, что и используем для контроля целостности путем задания порогов  $\Delta H_{\max}$  величины оценки постоянной ошибки  $\Delta H^*(t_{k+1})$  БВ и  $\Delta_{aZ\max}$  величины оценки постоянной составляющей погрешности измерения ускорения  $\Delta_{aZ}^*(t_k)$  ИНС. Тогда в соответствии с методом сравнения, если будут выполнены условия:

$$\left| \Delta H^*(t_{k+1}) \right| \geq \Delta H_{\max}, \quad \left| \Delta_{aZ}^*(t_{k+1}) \right| \geq \Delta_{aZ\max}, \quad (12)$$

то использовать данные, полученные от НКА, нельзя.

Для оценки работоспособности предложенного алгоритма методом статистического компьютерного моделирования проведено моделирование алгоритмов (10) – (12). Рассмотрен случай, когда на тридцатой секунде произошел сбой в работе НКА и имеется ошибка координат НКА, приводящая к тому, что относительная высота ПНО по данным СРНС имеет значение не 1000 м, а 750 м.

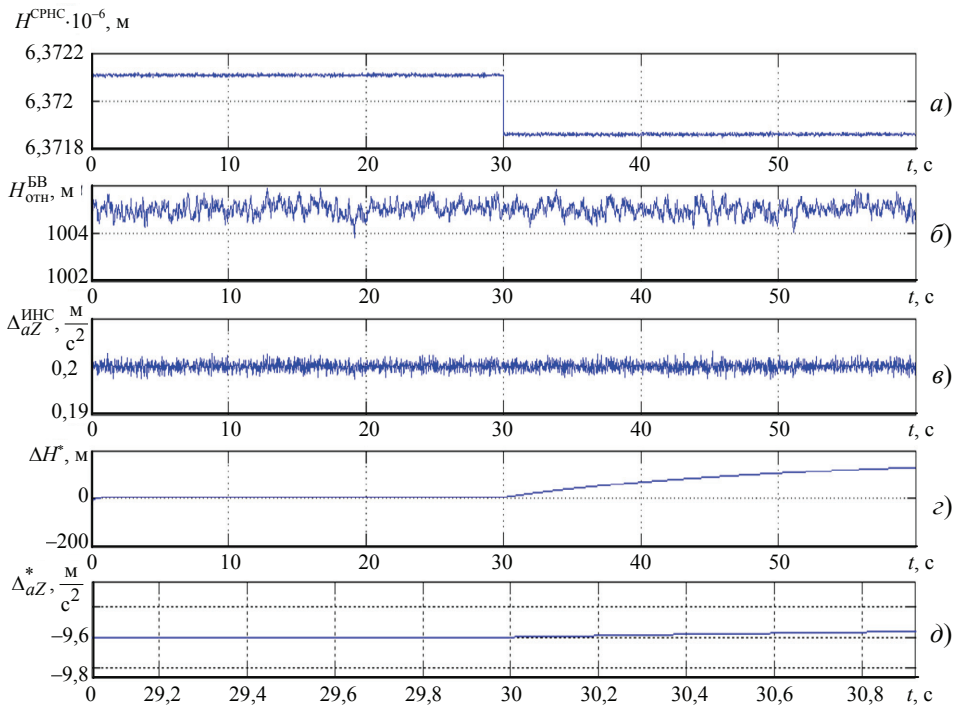
Моделирование сигнала  $H_{\text{отн}}^{\text{БВ}}(t_{k+1})$  на выходе БВ, описываемого выражениями (1), (2), осуществлялось при следующих исходных данных:  $\Delta H(t_k) = 5$  м,  $k = 0, 1, 2, \dots$ ;  $T = 0,02$  с;  $\gamma_{\text{БВ}} = 10$  с<sup>-1</sup> и  $\sigma_{\text{БВ}} = 1$  м. Предполагалось, что ПНО движется на высоте, которая превышает радиус-вектор геоцентрической системы координат  $R_0$  на 1000 м.

Моделирование сигнала  $H^{\text{СРНС}}(t_{k+1})$  на выходе аппаратуры приема радиосигналов СРНС, описываемого выражением (3), проводилось при значениях:  $R_0 = 6371110$  м;  $H_{\text{отн}}(t_k) = 1000$  м,  $k = 0, 1, 2, \dots$ ;  $\sigma_z = 3$  м.

Моделирование сигнала  $a_Z^{\text{ИНС}}(t_{k+1})$  на выходе ИНС, описываемого выражением (4), выполнялось при значениях:  $a_Z = 0$ ,  $\alpha_a = 50$  с<sup>-1</sup>;  $\sigma_a = 0,03$  мс<sup>-2</sup>;  $\Delta_{aZ}(t_k) = 0,2$  мс<sup>-2</sup>,  $k = 0, 1, 2, \dots$ .

На рисунке 1 представлены реализации следующих сигналов:  $H^{\text{СРНС}}(t_k)$ ,  $k = 0, 1, 2, \dots$ , на выходе аппаратуры приема радиосигналов СРНС (рис. 1, а);  $H_{\text{отн}}^{\text{БВ}}(t_k)$ ,  $k = 0, 1, 2, \dots$ , на выходе БВ (рис. 1, б); на выходе ИНС  $a_Z^{\text{ИНС}}(t_k)$ ,  $k = 0, 1, 2, \dots$  (рис. 1, в); реализации оценок: постоянной составляющей погрешности БВ  $\Delta H^*(t_k)$ ,  $k = 0, 1, 2, \dots$  (рис. 1, г); постоянной составляющей ошибки датчика линейных ускорений (ДЛУ)  $\Delta_{aZ}^*(t_k)$ ,  $k = 0, 1, 2, \dots$  (рис. 1, д).

Результаты моделирования показали, что сбой в работе НКА, как и предполагалось, приводит к возрастанию оценок постоянной составляющей ошибки  $\Delta H^*(t_{k+1})$  БВ (см. рис. 1, г) и постоянной составляющей погрешности измерения ускорения  $\Delta_{aZ}^*(t_k)$  ИНС (см. рис. 1, д). В качестве недостатка отметим медленный характер нарастания данных оценок и разное время, необходимое для пересечения порогов  $\Delta H_{\max}$  и  $\Delta_{aZ\max}$ .



**Рис. 1. Результаты моделирования сигналов с ошибкой в данных СРНС:**  
*a, б, в* – на выходах аппаратуры приема радиосигналов, БВ и ИНС соответственно;  
*г, д* – оценки постоянной составляющей погрешности БВ  
и ошибки ДЛУ соответственно

### Автономная система контроля целостности на основе метода невязок

Для осуществления автономного контроля целостности навигационных данных СРНС использован метод суммирования невязок измерений в скользящем окне. Данный подход к обнаружению изменения анализируемой функции основан на ограничении интервала анализа дискретных отсчетов. В качестве анализируемого процесса принято изменение сигнала  $H^{CPHC}(t_k)$ ,  $k = 0, 1, 2, \dots$ , анализируемой функции – функция  $J(t_k)$ , задаваемая формулой

$$J(t_k) = S(t_k) - S(t_{k-N}), \quad (13)$$

где  $N$  – число отсчетов, определяющих размер окна;  $S(t_k)$  – сумма невязок измерений, определяемая по формуле

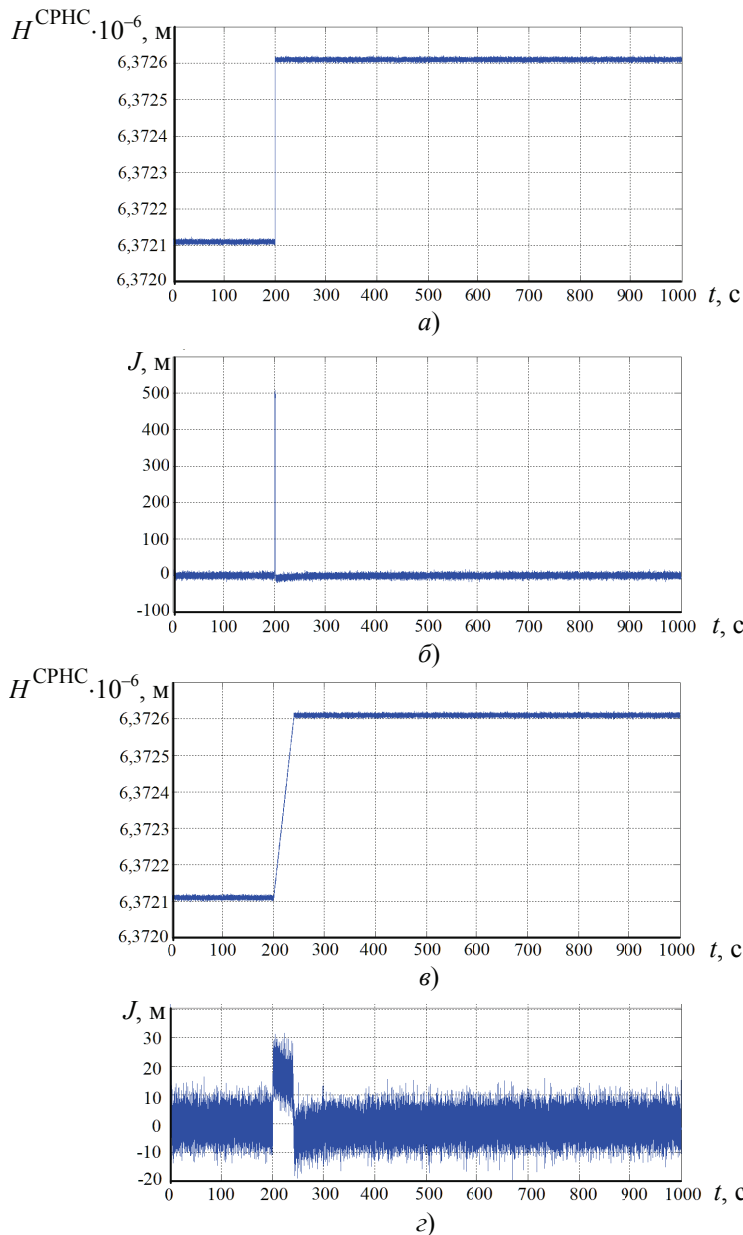
$$S(t_k) = \sum_{i=1}^K [G_1(t_i) + G_2(t_i)], \quad (14)$$

в которой, в соответствии с выражением (10),

$$G_1(t_i) = H_{отн}^{BB}(t_i) - \varphi_{инс} H_{отн}^{BB}(t_{i-1}) - 0,5T^2 a_Z^{ИНС}(t_{i-1}) + 0,5T^2 g + \varphi_{инс} H_{отн}^*(t_{i-1}) + \\ + \varphi_{инс} \Delta H^*(t_{i-1}) - H_{отн}^*(t_{i-1}) - TV_Z^*(t_{i-1}) - \Delta H^*(t_{i-1}) + 0,5T^2 \Delta a_Z^*(t_{i-1});$$

$$G_2(t_i) = H^{CPHC}(t_i) - 0,5T^2 a_Z^{ИНС}(t_{i-1}) + 0,5T^2 g - R_0 - \\ - H_{отн}^*(t_{i-1}) - TV_Z^*(t_{i-1}) + 0,5T^2 \Delta a_Z^*(t_{i-1}).$$

Для оценки работоспособности предложенного алгоритма методом статистического компьютерного моделирования проведено моделирование алгоритмов (10), (11), (13), (14) при тех же исходных данных СРНС, БВ, и ИНС. Величина окна – число отсчетов  $N = 80$ . Сбой в работе НКА моделировался на двухсотой секунде. В ходе компьютерного моделирования рассмотрены два случая. В первом – отказ навигационного спутника, приводящий к резкому изменению данных о высоте объекта (рис. 2, а, б), во втором – постепенное изменение по линейному закону (рис. 2, в, г).



**Рис. 2. Результаты компьютерного моделирования при резком (а, б) и постепенном (в, г) изменениях данных СРНС: а, в – сигнал СРНС; б, г – функция  $J(t_k)$**

Результаты моделирования показали, что использование скользящего окна позволяет своевременно определить момент разладки, говорящий о наличии сбоя в работе аппаратуры приема сигналов СРНС. Основным настраиваемым параметром алгоритма является число элементов, определяющих размер окна. При использовании метода суммирования невязок измерений в скользящем окне для определения сбоя в работе НКА также необходимо задавать пороговое значение. Преимуществом данного алгоритма по сравнению с алгоритмом, использующим метод сравнения, является меньшее время, необходимое для определения целостности навигационных данных.

Таким образом, рассмотрен синтез автономных систем контроля целостности навигационных данных СРНС для навигационных комплексов ПНО, а также проанализированы алгоритмы контроля целостности, основанные на методах сравнения и суммирования невязок измерений в скользящем окне. Применение метода суммирования невязок измерений в скользящем окне позволяет уменьшить время, необходимое для определения целостности навигационных данных.

*Работа выполнена в рамках реализации гранта Российского фонда фундаментальных исследований, проект № 14-08-00523 А.*

#### *Список литературы*

1. Иванов, А. В. Обработка многомерных сигналов. Нелинейная многомерная обработка сигналов спутниковых радионавигационных систем в комплексах самолетовождения / А. В. Иванов. – М. : Радиотехника, 2012. – 176 с.
2. Иванов, А. В. Навигация наземных объектов / А. В. Иванов, Н. А. Иванова. – Saarbrücken : LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013. – 120 с.
3. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. – Изд. 3-е, перераб. – М. : Радиотехника, 2005. – 688 с.
4. Brown, R. G. Self-Contained GPS Integrity Check Using Maximum Solutions Separation / R. G. Brown, P. W. McBurney // NAVIGATION, Journal of The Institute of Navigation. – 1988. – Vol. 35, No. 2. – P. 41 – 54. doi: 10.1002/j.2161-4296.1988.tb00939.x
5. Lee, Y. C. Analysis of Range and Position Comparison Methods as a Means to Provide GPS Integrity in the User Receiver / Y. C. Lee // Proceedings of the 42nd Annual Meeting of The Institute of Navigation (1986), Seattle, Washington, June 1986 / Institute of Navigation. – Seattle, Washington, 1986. – P. 1 – 4.
6. Parkinson B. W. Autonomous GPS Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual / B. W. Parkinson, P. Axelrad // NAVIGATION, Journal of The Institute of Navigation. – 1988. – Vol. 35, No. 2. – P. 255 – 274. doi: 10.1002/j.2161-4296.1988.tb00955.x
7. Brown, R. G. GPS Failure Detection by Autonomous Means Within the Cockpit / R. G. Brown, P. Y. C. Hwang // Proceedings of the 42nd Annual Meeting of The Institute of Navigation (1986), Seattle, Washington, June 1986 / Institute of Navigation. – Seattle, Washington, 1986. – P. 5 – 12.
8. Иванов, А. В. Анализ работы алгоритмов обработки информации в навигационных системах подвижных наземных объектов с контролем целостности навигационного обеспечения путем статистического компьютерного моделирования / А. В. Иванов // Радиотехника. – 2011. – № 5. – С. 6 – 11.
9. Иванов, А. В. Алгоритмы обработки информации в навигационных системах наземных подвижных объектов с контролем целостности навигационных данных спутниковых радионавигационных систем / А. В. Иванов, Д. В. Комраков, В. О. Сурков // Вопр. соврем. науки и практики. Университет им. В. И. Вернадского». – 2014. – Спец. вып. (52). – С. 53 – 58.



10. Иванов, А. В. Точностные характеристики навигационных комплексов, использующих контроль целостности спутниковых радионавигационных систем для реконфигурации / А. В. Иванов, Д. В. Комраков, С. П. Москвитин // Вестн. Тамб. гос. техн. ун-та. – 2015. – № 4. – С. 572 – 577. doi: 10.17277/vestnik.2015.04.pp.572-577

11. Ярлыков, М. С. Статистическая теория радионавигации / М. С. Ярлыков. – М. : Радио и связь, 1985. – 344 с.

12. Пудовкин, А. П. Синтез алгоритмов радиоэлектронного комбинированного прицела / А. П. Пудовкин, Ю. Н. Панасюк, И. В. Князев // Вестн. Тамб. гос. ун-та. – 2015. – Т. 21, № 3. – С. 413 – 417. doi: 10.17277/vestnik.2015.03.pp.413-417

13. Данилов, С. Н. Алгоритм сопровождения с реконфигурацией модели / С. Н. Данилов, Р. А. Ефремов, Н. А. Кольтюков // Вестн. Тамб. гос. техн. ун-та. – 2015. – Т. 21, № 3. – С. 418 – 423. doi: 10.17277/vestnik.2015.03.pp.418-423

---

## Autonomous Integrity Monitoring System of Satellite Navigation System Navigation Data Using Method of Comparison and Method of Residuals

A. V. Ivanov, A. P. Negulyaeva, S. P. Moskvitin

Department "Radio Engineering", TSTU, Tambov, Russia;  
aleksandr-ivanov68@yandex.ru

**Keywords:** autonomous integrity monitoring system; barometric altimeter; inertial navigation system; mobile ground object; navigation system; satellite navigation system; statistical computer simulation.

**Abstract:** The paper considers the synthesis of autonomous integrity monitoring systems for navigation systems of moving ground targets. The integrity algorithms based on the method of comparison and the summation method of residual measurements in a sliding window is analyzed.

### References

1. Ivanov A. V. *Obrabotka mnogomernykh signalov. Nelinejnaya mnogomernaya obrabotka signalov sputnikovyx radionavigacionnykh sistem v kompleksah samoletovozhdeniya* [Processing of multidimensional signals. Nonlinear multidimensional signal processing of satellite navigation systems in aircraft navigation complexes], Moscow: Radiotekhnika, 2012, 176 p. (In Russ.)

2. Ivanov A.V., Ivanova N.A. *Navigaciya nazemnykh ob"ektov* [Navigation ground objects], Saarbrücken: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013, 120 p. (In Russ.)

3. Perov A.I., Harisov V.N. (Eds.) *GLONASS. Principy postroeniya i funkcionirovaniya* [GLONASS. The principles of construction and operation], Moscow: Radiotekhnika, 2005, 688 p. (In Russ.)

4. Brown R.G., McBurney P.W. Self-contained GPS Integrity Check Using Maximum Solutions Separation, *NAVIGATION, Journal of The Institute of Navigation*, 1988, vol. 35, no. 1, pp. 41-54. doi: 10.1002/j.2161-4296.1988.tb00939.x

5. Lee Y.C. Analysis of Range and Position Comparison Methods as a Means to Provide GPS Integrity in the User Receiver, *Proceedings of the 42nd Annual Meeting of The Institute of Navigation (1986)*, Seattle, Washington, June 1986, pp. 1-4.

6. Parkinson B.W., Axelrad P. Autonomous GPS Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual, *NAVIGATION, Journal of The Institute of Navigation*, 1988, vol. 35, no. 2, pp. 255- 274. doi: 10.1002/j.2161-4296.1988.tb00955.x

7. Brown R.G., Hwang P.Y.C. GPS Failure Detection by Autonomous Means Within the Cockpit, *Proceedings of the 42nd Annual Meeting of The Institute of Navigation (1986)*, Seattle, Washington, June 1986, pp. 5-12.

8. Ivanov A.V. [Analysis of Work Data Processing Algorithms in Navigation Systems of Mobile Ground Objects with Integrity Control Navigational Software by Statistical Computer Simulation], *Radiotekhnika* [Radioengineering], 2011, no. 5, pp. 6-11. (In Russ.)

9. Ivanov A.V., Komrakov D.V., Surkov V.O. [Algorithms for processing information in navigation systems with terrestrial mobile objects control the integrity of the navigation data of satellite radio navigation systems], *Voprosy sovremennoi nauki i praktiki. Universitet im. V.I. Vernadskogo* [Problems of Contemporary Science and Practice. Vernadsky University], 2014, Special issue (52), pp. 53-58. (In Russ., Abstract in Eng.)

10. Ivanov A.V., Komrakov D.V., Moskvitin S.P. [Accuracy Characteristics of Navigation Systems Using Continuity Testing of Satellite Navigation Systems for Solving Problems of Reconfiguration], *Transactions of The Tambov State Technical University*, 2015, no. 4, pp. 572-577. doi: 10.17277/vestnik.2015.04.pp.572-577 (In Russ., Abstract in Eng.)

11. Yarlykov M.S. *Statisticheskaya teoriya radionavigacii* [Statistical theory of navigation], Moscow: Radio i svyaz', 1985, 344 p. (In Russ.)

12. Pudovkin A.P., Panasyuk Yu.N., Knyazev I.V. [Synthesis of Algorithms of Radio-Electronic Combined Sight], *Transactions of The Tambov State Technical University*, 2015, vol. 21, no. 3, pp. 413-417. doi: 10.17277/vestnik.2015.03.pp.413-417 (In Russ., Abstract in Eng.)

13. Danilov S.N., Efremov R.A., Kol'tyukov N.A. [Model Reconfiguration Tracking Algorithm], *Transactions of The Tambov State Technical University*, 2015, vol. 21, no. 3, pp. 418-423. doi: 10.17277/vestnik.2015.03.pp.418-423 (In Russ., Abstract in Eng.)

---

### **Autonome Kontrolle der Ganzheit der Navigationsdaten der Satellitenradionavigationssysteme von der Methode der Vergleichung und der Unstimmigkeit**

**Zusammenfassung:** Es ist die Synthese der autonomen Systeme der Kontrolle der Ganzheit der gegebenen Satellitenradionavigationssysteme für die Navigationskomplexe der beweglichen Landobjekte betrachtet. Es sind die Algorithmen der Kontrolle der Ganzheiten, die auf der Methode des Vergleiches und der Summierung der Unstimmigkeit der Messungen im gleitenden Fenster gegründet sind, analysiert.

---

### **Contrôle autonome de l'intégrité des données de navigation des systèmes de radionavigation de satellites par la méthode de comparaison et la méthode des valeurs résiduelles**

**Résumé:** Est examinée la synthèse de systèmes autonomes de contrôle de l'intégrité des données de navigation de satellites pour les complexes de navigation des objets mobiles terrestres. Sont analysés les algorithmes du contrôle de l'intégrité basés sur la méthode de la comparaison et la méthode de la sommation des valeurs résiduelles des mesure dans la fenêtre défilante.

---

**Авторы:** *Иванов Александр Васильевич* – доктор технических наук, профессор кафедры «Радиотехника»; *Негуляева Анастасия Петровна* – магистрант; *Москвитин Сергей Петрович* – кандидат технических наук, доцент кафедры «Радиотехника», ФГБОУ ВО «ТГТУ», г. Тамбов, Россия.

**Рецензент:** *Данилов Станислав Николаевич* – доктор технических наук, профессор кафедры «Радиотехника», ФГБОУ ВО «ТГТУ», г. Тамбов, Россия.