

ИНФОРМАЦИОННО-КОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ INFORMATION-COMMUNICATION TECHNOLOGIES

УДК 535.8

Компенсация погрешностей навигационных измерений на основе идентификации параметров спутников по межспутниковым измерениям

С.В. Соколов¹, В.В. Каменский¹, С.М. Ковалев¹, Е.Н Тищенко²

¹*Ростовский государственный университет путей сообщения,
г. Ростов-на-Дону, Россия*

²*Ростовский государственный экономический университет
(РИНХ), г. Ростов-на-Дону, Россия*

Compensation of Navigational Measurements Errors Based on Parameter Identification of Satellites

S.V. Sokolov¹, V.V. Kamensky¹, S.M. Kovalev¹, E.N. Tishenko²

¹*Rostov State University, Rostov-on-Don, Russia*

²*Rostov State University of Economics, Rostov-on-Don, Russia*

Рассмотрено решение задачи идентификации текущих координат навигационных спутников совместно с определением ошибок взаимной синхронизации их часов и инструментальных погрешностей приемопередатчиков непосредственно на борту спутника. Используются простые методы межспутниковых радио- и лазерных измерений. Показано, что бортовая идентификация данных пространственно-временных параметров позволяет снизить вычислительную нагрузку на приемники потребителей и телеметрических станций слежения, а также увеличить общую точность решения навигационной задачи. Задача решена за счет большей точности осуществляемых в космосе межспутниковых измерений по сравнению с телеметрическими, подверженными влиянию атмосферных возмущений, и возможности компенсации основных помех в навигационном приемнике объекта в соответствии с предложенным алгоритмом.

Ключевые слова: спутниковая навигация; погрешности измерения псевдодальностей; координаты спутников.

The solution of the identification problem of the current coordinates of navigation satellites together with the definition of the errors of mutual synchronization of their hours and tools errors of transceivers directly onboard of a satellite on the basis of using simple methods of inter-satellite radio – and la-

ser measurements has been considered. The onboard identification of the data on space-time parameters, in addition to the computing load reduction receivers of consumers and telemetric stations of tracking permits to increase the general accuracy of solving the navigation task both at the expense of higher accuracy of the inter-satellite measurements, carried out in space (in comparison with the telemetric ones being subject to the influence of atmospheric perturbation), and at the expense of possibility for compensation of the main hindrances in the navigation receiver of the object according to the offered algorithm.

Keywords: satellite navigation errors of measurement of pseudo-ranges; coordinates of satellites.

Введение. Точность решения навигационной задачи с использованием средств спутниковой навигации в значительной мере зависит как от точности определения текущих координат спутников, так и от степени подавления помех, возникающих при приеме-передаче спутниковых сообщений. В общем случае информационная структура спутникового измерения псевдодальности Z_R , используемого в качестве основного сигнала при позиционировании объектов, с учетом помех, в наибольшей степени влияющих на точность позиционирования, имеет вид [1, 2]

$$Z_R = \sqrt{(\xi - \xi_c)^2 + (\eta - \eta_c)^2 + (\zeta - \zeta_c)^2} + c(\Delta\tau - \Delta T) + W_{ит} + W_{п} + W_c, \quad (1)$$

где ξ_c, η_c, ζ_c – текущие координаты спутника в гринвичской системе координат (ГрСК); ξ, η, ζ – текущие координаты объекта в ГрСК; c – номинальное значение скорости света в вакууме; $\Delta\tau$ – погрешность часов навигационного приемника; ΔT – погрешность часов спутника; $W_{ит}$ – погрешности, обусловленные прохождением радиосигнала через ионосферу и тропосферу; $W_{п}$ – инструментальные погрешности навигационного приемника объекта; W_c – инструментальные погрешности передатчика спутника.

Для определения координат объекта ξ, η, ζ используется базовый алгоритм решения системы четырех (и более) нелинейных уравнений, аналогичных (1) [1, 2]:

$$Z_{Ri} = \sqrt{(\xi - \xi_{ci})^2 + (\eta - \eta_{ci})^2 + (\zeta - \zeta_{ci})^2} + c(\Delta\tau - \Delta T) + K_i, \quad i = 1, \dots, 4, \quad (2)$$

где Z_{Ri} – псевдодальность, полученная по сигналам i -го спутника; $K_i = W_{ит} + W_{п} + W_{ci}$.

Для решения системы (2) принимается следующее допущение. Определяемая в процессе решения величина $K_i = \text{const}$ и одинакова для измерений псевдодальностей всех видимых спутников. Однако очевидно, что ошибки часов спутников ΔT_i и инструментальные погрешности их передатчиков W_{ci} , определяющие K_i , могут существенно отличаться. Например, несмотря на установку атомных часов на навигационных спутниках, среднеквадратическое значение ошибки взаимной синхронизации бортовых шкал времени может достигать 20 нс и более [1]. Это, в свою очередь, значительно снижает точность определения координат объекта ξ, η, ζ .

Для компенсации погрешности часов применяются различные алгоритмы, построенные на основе ее аппроксимации временными полиномами. Например, в СНС

ГЛОНАСС ошибка часов спутника ΔT аппроксимируется линейной зависимостью от времени с заданными параметрами (в GPS применяется квадратичная зависимость):

$$\Delta T = \alpha_0 + \alpha_1 t^* + T_p - T_3, \quad (3)$$

где α_0 , α_1 – известные параметры модели ошибки часов спутника; t^* – время расчета погрешности на момент поступления спутниковой информации; T_p – релятивистская поправка, определяемая в процессе вычисления координат спутника; T_3 – время задержки спутникового сигнала.

Как видно из (3), компенсационная модель содержит четыре параметра (для четырех спутников – шестнадцать), требующих дополнительного их определения с различной периодичностью, что снижает общую эффективность применения модели (3). В настоящее время алгоритмы компенсации инструментальных погрешностей передатчика спутника отсутствуют.

Рассмотрим, взяв в качестве базового алгоритма решение системы (2), способ компенсации ошибок часов спутников ΔT и приемника объекта Δt , а также инструментальных погрешностей передатчиков спутников W_c и навигационного приемника объекта. Данный способ позволяет осуществлять компенсацию текущих значений непосредственно в навигационном приемнике объекта без использования каких-либо аппроксимирующих моделей.

Алгоритм идентификации параметров спутника. Навигационные системы ГЛОНАСС и GPS с целью повышения точности решения навигационной задачи проходят усиленную модернизацию, позволяющую, в частности, определять с помощью бортовых измерительных средств расстояния между спутниками, находящимися в зоне прямой видимости. Так, например, навигационные спутники ГЛОНАСС-М оснащаются бортовой аппаратурой межспутниковых измерений [2], а навигационные спутники ГЛОНАСС-К – приемоформирующим устройством межспутниковой радиолинии [3]. В формирующей части устройства межспутниковой радиолинии осуществляются формирование и излучение информационно-измерительных радиосигналов, структура которых аналогична структуре навигационного сигнала ГЛОНАСС. В приемной части происходят усиление радиосигналов и измерение псевдоскорости и псевдодальности между навигационными спутниками системы ГЛОНАСС, а также выделение цифровой информации из принимаемого информационно-измерительного сигнала.

Повышение точности определения положения навигационных спутников возможно также при использовании лазерных дальномеров [4, 5], в основе чего лежит принцип измерения времени распространения лазерных импульсов. При этом очевидно, что сигналы измерения псевдодальностей между i -м и j -м спутниками будут свободны от погрешностей, обусловленных прохождением сигнала через ионосферу и тропосферу, как в (1), и будут иметь вид

$$Z_{ij} = R_{ij} + c(\Delta T_j - \Delta T_i) + W_{ci} + W_{pj} = R_{ij} + \Delta T_{ij} + W_{ci} + W_{pj},$$

где Z_{ij} – псевдодальность, измеренная на j -м спутнике; R_{ij} – истинная дальность между i -м и j -м спутниками; ΔT_j – погрешность часов j -го спутника; ΔT_i – погрешность часов i -го спутника; W_{ci} – погрешность передатчика i -го спутника; W_{pj} – погрешность приемника j -го спутника; $\Delta T_{ji} = c(\Delta T_j - \Delta T_i)$ – ошибка взаимной синхронизации часов i -го и j -го спутников.

Перед построением алгоритма идентификации искомым пространственно-временных параметров спутников предварительно определяется число спутников N , необходимое и достаточное для их полной идентификации. Число всех возможных расстояний между N спутниками (равное числу ребер графа с N вершинами) определяется известным выражением $N(N-1)/2$. При обоюдном измерении расстояний между двумя спутниками число измеренных межспутниковых дальностей будет равно соответственно $N(N-1)$. В полученных измерениях содержатся следующие неизвестные переменные: $N(N-1)/2$ истинных расстояний между N спутниками, $(N-1)$ линейно независимых ошибок взаимной синхронизации часов N спутников (остальные $(N-1)(N/2-1)$ определяются их линейными комбинациями), N инструментальных погрешностей передатчиков N спутников и N инструментальных погрешностей приемников N спутников.

Таким образом, общее число неизвестных переменных составляет $N(N-1)/2+N-1+N+N$. Приравнявая общее число измерений к числу неизвестных переменных, получаем $N(N-1)/2 = 3N-1$ или $N^2 - 7N + 2 = 0$. Отсюда число спутников, необходимое и достаточное для решения поставленной задачи идентификации, равно 7.

Если истинные расстояния между спутниками известны, например измерены с высокой точностью лазерными дальномерами [4, 5], то число неизвестных переменных сокращается до $3N-1$ и уравнение, определяющее число спутников, принимает вид $N^2 - 4N + 1 = 0$, откуда $N = 4$.

В принятых обозначениях измеренные расстояния (псевдодальности) Z_{ij} между семью навигационными спутниками A, B, C, D, E, F и G могут быть представлены следующим образом:

$$\begin{aligned}
 Z_{BA} &= R_{AB} + \Delta T_{AB} + W_{cB} + W_{пA}, \\
 Z_{CA} &= R_{AC} + \Delta T_{AC} + W_{cC} + W_{пA}, \\
 Z_{AB} &= R_{AB} + \Delta T_{BA} + W_{cA} + W_{пB}, \\
 Z_{CE} &= R_{EC} + \Delta T_{EC} + W_{cC} + W_{пE}, \\
 Z_{CB} &= R_{BC} + \Delta T_{BC} + W_{cC} + W_{пB}, \\
 Z_{DB} &= R_{BD} + \Delta T_{BD} + W_{cD} + W_{пB}, \\
 Z_{DE} &= R_{ED} + \Delta T_{ED} + W_{cD} + W_{пE}, \\
 &\dots \\
 Z_{EC} &= R_{EC} + \Delta T_{CE} + W_{cE} + W_{пC}, \\
 Z_{DC} &= R_{DC} + \Delta T_{CD} + W_{cD} + W_{пC}, \\
 Z_{AC} &= R_{AC} + \Delta T_{CA} + W_{cA} + W_{пC}, \\
 Z_{BC} &= R_{BC} + \Delta T_{CB} + W_{cB} + W_{пC}, \\
 Z_{CF} &= R_{CF} + \Delta T_{FC} + W_{cC} + W_{пF},
 \end{aligned} \tag{4}$$

где $\Delta T_{AB}, \Delta T_{AC}, \Delta T_{EC}, \Delta T_{BC}, \dots, \Delta T_{CD}, \Delta T_{ED}, \Delta T_{BD}$ – погрешности взаимной синхронизации часов спутников A, B, C, D, E, F, G ; $R_{AC}, R_{BC}, R_{AB}, \dots, R_{EC}, R_{BD}, R_{ED}$ – истинные дальности между спутниками; $W_{пA}, W_{пB}, W_{пC}, W_{пD}, W_{пE}, W_{пF}, W_{пG}$ – инструментальные погрешности приемников спутников A, B, C, D, E, F, G соответственно; $W_{cA}, W_{cB}, W_{cC}, W_{cD}, W_{cE}, W_{cF}, W_{cG}$ – инструментальные погрешности передатчиков спутников A, B, C, D, E, F, G соответственно.

Учитывая очевидные соотношения

$$\Delta T_{ji} = -\Delta T_{ij}, \quad \Delta T_{jk} = \Delta T_{ik} - \Delta T_{ij} = \Delta T_k - \Delta T_j, \quad i, j, k = 1, 2, \dots, 5,$$

система (4) из 42 уравнений с 77 неизвестными может быть сведена к системе из 42 уравнений с 41 неизвестным: 21 истинной дальностью $R_{AC}, R_{BC}, R_{AB}, \dots, R_{EC}, R_{BD}, R_{ED}$, 6 независимыми погрешностями взаимной синхронизации часов спутников (выбор определяемых погрешностей принципиального значения не имеет, поэтому выберем далее в качестве независимых переменных погрешности $\Delta T_{AB}, \Delta T_{AC}, \Delta T_{AD}, \Delta T_{AE}, \Delta T_{AF}, \Delta T_{AG}$), 7 инструментальными погрешностями передатчиков $W_{cA}, W_{cB}, W_{cC}, W_{cD}, W_{cE}, W_{cF}, W_{cG}$ и 7 инструментальными погрешностями приемников $W_{пA}, W_{пB}, W_{пC}, W_{пD}, W_{пE}, W_{пF}, W_{пG}$:

$$\begin{aligned} Z_{BA} &= R_{AB} + \Delta T_{AB} + W_{cB} + W_{пA}, \\ Z_{CA} &= R_{AC} + \Delta T_{AC} + W_{cC} + W_{пA}, \\ Z_{AB} &= R_{AB} - \Delta T_{AB} + W_{cA} + W_{пB}, \\ Z_{CE} &= R_{EC} + \Delta T_{AC} - \Delta T_{AE} + W_{cC} + W_{пE}, \\ Z_{CB} &= R_{BC} + \Delta T_{AC} - \Delta T_{AB} + W_{cC} + W_{пB}, \\ Z_{DB} &= R_{BD} + \Delta T_{AD} - \Delta T_{AB} + W_{cD} + W_{пB}, \\ Z_{DE} &= R_{ED} + \Delta T_{AD} - \Delta T_{AE} + W_{cD} + W_{пE}, \\ &\dots \\ Z_{EC} &= R_{EC} - (\Delta T_{AC} - \Delta T_{AE}) + W_{cE} + W_{пC}, \\ Z_{DC} &= R_{DC} + \Delta T_{AD} - \Delta T_{AC} + W_{cD} + W_{пC}, \\ Z_{AC} &= R_{AC} - \Delta T_{AC} + W_{cA} + W_{пC}, \\ Z_{BC} &= R_{BC} - (\Delta T_{AC} - \Delta T_{AB}) + W_{cB} + W_{пC}, \\ Z_{CF} &= R_{CF} - (\Delta T_{AF} - \Delta T_{AC}) + W_{cC} + W_{пF}. \end{aligned} \quad (5)$$

Система (5) легко решается любым известным способом для линейных алгебраических уравнений непосредственно на борту каждого из спутников A, B, C, D, E, F, G . При этом одно избыточное уравнение может быть исключено. В результате возможно дополнительно сформировать еще $C_{42}^{41} - 1 = 40$ систем уравнений, аналогичных (5), для их параллельного решения с целью повышения точности идентификации за счет, например, усреднения полученных результатов. В данном случае решаются задачи текущего определения погрешностей взаимной синхронизации часов всех спутников и инструментальных погрешностей их передатчиков и приемников, используемых для компенсации помех в сигнале навигационного приемника объекта, и расстояний между спутниками, используемых в качестве дополнительной информации для определения их текущих координат. Рассмотрим методику такого определения подробно.

Определение текущего местоположения навигационных спутников. В ГрСК истинное расстояние R_{ij} между i -м и j -м спутниками может быть представлено следующим образом [1, 2]:

$$R_{ij} = \sqrt{(\xi_i - \xi_j)^2 + (\eta_i - \eta_j)^2 + (\zeta_i - \zeta_j)^2}, \quad (6)$$

где $i, j = A, B, C, D, E, F, G$; ξ_i, η_i, ζ_i – текущие координаты i -го спутника; ξ_j, η_j, ζ_j – текущие координаты j -го спутника.

Число истинных дальностей между N спутниками определяется как $N(N-1)/2$, а число неизвестных координат N спутников равно $3N$. Тогда число спутников, необходимое и достаточное для решения задачи определения их текущих координат, удовлетворяет уравнению $N(N-1)/2 = 3N$, откуда $N = 7$. Найденное число спутников позволяет дополнительно решать задачу определения их текущих координат непосредственно на борту спутника. Для этого известными численными методами решается система нелинейных уравнений (6) аналогично базовому алгоритму [1, 2]. Следует отметить потенциально высокую точность вычисляемых спутниковых координат, так как правая часть системы (6) свободна от всех основных ошибок, возникающих при приеме-передаче спутниковых сообщений.

Таким образом, определение всех параметров позволяет осуществить идентификацию как текущих координат семи спутников, так и ошибок взаимной синхронизации их собственных часов и инструментальных погрешностей передатчиков и приемников.

Алгоритм технической реализации предложенного подхода рассмотрим по шагам на примере спутника A .

Шаг 1. Передача навигационных сообщений к спутникам B, C, D, E, F, G , прием навигационных сообщений от спутников B, C, D, E, F, G .

Шаг 2. Определение псевдодальностей $Z_{BA}, Z_{CA}, Z_{DA}, Z_{EA}, Z_{FA}, Z_{GA}$ до спутников B, C, D, E, F, G .

Шаг 3. Параллельная передача полученных значений псевдодальностей $Z_{BA}, Z_{CA}, Z_{DA}, Z_{EA}, Z_{FA}, Z_{GA}$ на спутники B, C, D, E, F, G .

Шаг 4. Прием значений псевдодальностей $Z_{AB}, Z_{CB}, Z_{DB}, Z_{EB}, Z_{FB}, Z_{GB}$ от спутника B (выполняется одновременно с шагом 3).

Шаг 5. Прием значений псевдодальностей $Z_{AC}, Z_{BC}, Z_{DC}, Z_{EC}, Z_{FC}, Z_{GC}$ от спутника C .

Шаг 6. Прием значений псевдодальностей $Z_{AD}, Z_{BD}, Z_{CD}, Z_{ED}, Z_{FD}, Z_{GD}$ от спутника D .

Шаг 7. Прием значений псевдодальностей $Z_{AE}, Z_{BE}, Z_{DE}, Z_{CE}, Z_{FE}, Z_{GE}$ от спутника E .

Шаг 8. Прием значений псевдодальностей $Z_{AF}, Z_{BF}, Z_{DF}, Z_{CF}, Z_{EF}, Z_{GF}$ от спутника F .

Шаг 9. Прием значений псевдодальностей $Z_{AG}, Z_{BG}, Z_{DG}, Z_{CG}, Z_{FG}, Z_{EG}$ от спутника G .

Шаг 10. Решение системы уравнений (5) и вычисление истинных дальностей $R_{AC}, R_{BC}, R_{AB}, \dots, R_{EC}, R_{BD}, R_{ED}$, погрешностей взаимной синхронизации часов $\Delta T_{AB}, \Delta T_{AC}, \Delta T_{AD}, \Delta T_{AE}, \Delta T_{AF}, \Delta T_{AG}$, инструментальных погрешностей передатчиков $W_{cA}, W_{cB}, W_{cC}, W_{cD}, W_{cE}, W_{cF}, W_{cG}$ и инструментальных погрешностей приемников $W_{пA}, W_{пB}, W_{пC}, W_{пD}, W_{пE}, W_{пF}, W_{пG}$.

Шаг 11. Решение системы уравнений (6) и вычисление текущих координат всех спутников.

Шаг 12. Передача в спутниковом сообщении текущих координат всех спутников, погрешностей взаимной синхронизации часов и значений инструментальных погрешностей передатчиков для последующей корректировки спутниковых измерений (1).

Примечание. Шаги 5–9 выполняются одновременно с шагом 3.

Алгоритм компенсации погрешностей спутникового сообщения в навигационном приемнике. Для последующего решения задачи компенсации погрешностей спутникового сообщения представим предварительно ошибку взаимной синхронизации часов видимого i -го спутника и навигационного приемника $c(\Delta\tau - \Delta T_i) = \Delta T_{ин}$ как

$$c(\Delta\tau - \Delta T_i) = c\Delta\tau - c\Delta T_i + c\Delta T_A - c\Delta T_A = c(\Delta\tau - \Delta T_A) - c(\Delta T_i - \Delta T_A) = \Delta T_{ин} - \Delta T_{Ai}, \quad (7)$$

где $c(\Delta\tau - \Delta T_A) = \Delta T_{\text{Ап}}$ – ошибка взаимной синхронизации часов навигационного приемника и видимого спутника A (выбор видимого спутника для предложенного алгоритма значения не имеет); $c(\Delta T_i - \Delta T_A) = \Delta T_{\text{Аi}}$ – ошибка взаимной синхронизации часов i -го спутника и спутника A , известная в результате решения системы (5) и переданная на объект в соответствующих спутниковых сообщениях.

Тогда уравнения (2) с учетом (1) и (7) можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} Z_{Rj} &= \sqrt{(\xi - \xi_{ci})^2 + (\eta - \eta_{ci})^2 + (\zeta - \zeta_{ci})^2} + \Delta T_{\text{ип}} + W_{\text{ит}} + W_{\text{п}} + W_{ci} = \\ &= \sqrt{(\xi - \xi_{ci})^2 + (\eta - \eta_{ci})^2 + (\zeta - \zeta_{ci})^2} + \Delta T_{\text{Ап}} - \Delta T_{\text{Аi}} + W_{\text{ит}} + W_{\text{п}} + W_{ci} = \\ &= \sqrt{(\xi - \xi_{ci})^2 + (\eta - \eta_{ci})^2 + (\zeta - \zeta_{ci})^2} - \Delta T_{\text{Аi}} + W_{ci} + K, \end{aligned} \quad (8)$$

где $i = A, B, C, D$; $K = \text{const} = \Delta T_{\text{Ап}} + W_{\text{ит}} + W_{\text{п}}$ – неизвестная величина, одинаковая в отличие от системы (2) для всех четырех уравнений системы (8); $\Delta T_{\text{Аi}}$, W_{ci} – известные из решения системы (5) величины, переданные на объект в спутниковых сообщениях.

Окончательно модифицированная система уравнений для определения текущих координат объекта принимает вид

$$Z_{Ri} + \Delta T_{\text{Аi}} - W_{ci} = \sqrt{(\xi - \xi_{ci})^2 + (\eta - \eta_{ci})^2 + (\zeta - \zeta_{ci})^2} + K, i = A, B, C, D,$$

и решается с применением стандартной итеративной процедуры [1, 2]. Инвариантность данной системы к вариациям ошибок взаимной синхронизации часов навигационного приемника и видимых спутников, а также инструментальных погрешностей их передатчиков позволяет существенно повысить общую точность решения навигационной задачи.

Заключение. Предложенный подход к идентификации пространственно-временных параметров навигационных спутников позволяет:

- существенно повысить точность синхронизации хода часов на всех навигационных спутниках группировки, что важно для системы ГЛОНАСС, наземные станции синхронизации времени которой расположены только на территории РФ;
- определять текущие координаты непосредственно на борту спутника, снижая тем самым вычислительную нагрузку на приемники потребителей и телеметрических станций слежения;
- повысить общую точность решения навигационной задачи за счет компенсации основных помех в принятом навигационном сообщении.

При этом также неизбежно увеличение точности определения рассмотренных пространственно-временных параметров в силу большей точности межспутниковых измерений, осуществляемых в космосе, по сравнению с телеметрическими, подверженными влиянию атмосферных возмущений.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант №15-07-00112).

Литература

1. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 с открытым доступом и частотным разделением: ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Ред. 5.1. – М.: – Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения, 2008. – 74 с.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. – 3-е изд. / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. – М.: Радиотехника, 2005. – 688 с.

3. Выбор структуры орбитальной группировки перспективной системы ГЛОНАСС / *Г.Г. Ступак, С.Г. Ревнивых, Е.И. Игнатович и др.* // Космонавтика. – 2013. – №3–4 (6). – С. 4–11.
4. *Чубыкин А.А., Рой Ю.А., Корнишев О.М., Падун П.П.* Использование бортовых лазерных измерительно-связных средств для повышения точности и оперативности ЭВО спутников системы ГЛОНАСС // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2007. – Т. 12. – № 7. – С. 25–30.
5. *Шаргородский В.Д., Чубыкин А.А., Сумерин В.В.* Межспутниковая лазерная навигационно-связная система // Аэрокосмический курьер. – 2007. – № 1 (49). – С. 88–89.
6. *Соколов С.В.* Синтез аналитических моделей пространственных траекторий и их применение для решения задач спутниковой навигации // Прикладная физика и математика. – 2013. – Т. 1. – Вып. 2. – С. 3–12.

Статья поступила
19 мая 2016 г.

Соколов Сергей Викторович – доктор технических наук, профессор кафедры автоматики и телемеханики на железнодорожном транспорте Ростовского государственного университета путей сообщения (РГУПС), Ростов-на-Дону, Россия. *Область научных интересов:* обработка оптических сигналов, оптические компьютеры, стохастическое оптимальное управление, фильтрация стохастических сигналов, идентификация, инерциальная навигация, интегрированные навигационные системы.

Каменский Владислав Валерьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры автоматики и телемеханики на железнодорожном транспорте РГУПС, Ростов-на-Дону, Россия. *Область научных интересов:* обработка оптических сигналов, оптические компьютеры, навигационные системы. **E-mail:** kam-vladislav@yandex.ru

Ковалев Сергей Михайлович – доктор технических наук, профессор кафедры автоматики и телемеханики на железнодорожном транспорте РГУПС, Ростов-на-Дону, Россия. *Область научных интересов:* интеллектуальные технологии, искусственный интеллект, дискретная математика, интеллектуальная железнодорожная система, база данных временных рядов, нечетко-темпоральная база знаний, интеллектуальная среда, сенсорная сеть, распознавание образов, мониторинг распределенных навигационных систем.

Тищенко Евгений Николаевич – доктор экономических наук, доцент, заведующий кафедрой информационных технологий и защиты информации Ростовского государственного экономического университета, Ростов-на-Дону, Россия. *Область научных интересов:* инструментальные методы анализа защищенности информационных систем, системы искусственного иммунитета, методы оптимизации программного кода, инструментальные методы оценки качества информационных систем.

Информация для читателей журнала «Известия высших учебных заведений. Электроника»

Полные тексты статей журнала с 2009 по 2013 гг. доступны на сайте
Научной электронной библиотеки: www.elibrary.ru