

СТОХАСТИЧЕСКАЯ ФИЛЬТРАЦИЯ ДАННЫХ МЕЖСПУТНИКОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ОРТОДРОМИЧЕСКИХ ТРАЕКТОРИЯХ

С. В. СОКОЛОВ, С. М. КОВАЛЕВ, В. В. КАМЕНСКИЙ, П. А. КУЧЕРЕНКО

Ростовский государственный университет путей сообщения, 344038, Ростов-на-Дону, Россия

E-mail: s.v.s.888@yandex.ru

Рассмотрена задача стохастической фильтрации результатов межспутниковых измерений, используемых для идентификации текущих координат навигационных спутников. Предложен алгоритм фильтрации, включающий обмен между спутниками параметрами траекторий и оценками ординат; передачу и прием навигационных сообщений; определение псевдодальности и псевдоскорости заданных спутников относительно других; решение системы уравнений фильтрации и вычисление текущих координат спутников. Предложенный подход к стохастическому оцениванию параметров движения навигационных спутников позволяет, используя простые методы радио- и лазерных измерений, во-первых, определять текущие координаты навигационного спутника непосредственно на его борту, снижая тем самым вычислительную нагрузку на приемники потребителей и телеметрических станций слежения, а во-вторых, повысить общую точность решения навигационной задачи за счет большей точности результатов межспутниковых измерений, осуществляемых в космосе, по сравнению с данными телеметрических измерений, подверженных влиянию атмосферных возмущений.

Ключевые слова: спутниковая навигация, погрешности измерения псевдодальностей, координаты спутников

Введение. Точность решения навигационной задачи существенно зависит от ошибок определения текущих эфемерид спутников [1, 2]. Погрешности текущих эфемерид спутников зависят от вида спутниковой навигационной системы (СНС) — ГЛОНАСС или NAVSTAR (GPS) — с учетом возмущающих факторов, влияющих на положение навигационных спутников (НС), частоты обновления данных и пр. Ошибки определения текущих эфемерид спутников могут быть значительными даже на небольших интервалах времени [1—3].

Например, в ГЛОНАСС истинное положение спутника рассчитывается на основе радиолокационных измерений наземных станций слежения с интервалом 30 мин. Для вычисления навигационных параметров спутников используются детерминированные алгоритмы, не предполагающие каких-либо навигационных измерений и не учитывающие стохастический характер воздействий на движение спутника [1].

В настоящее время для повышения точности определения текущих эфемерид спутников навигационные системы проходят масштабную модернизацию, в результате которой, в частности, станет возможно определять текущие расстояния между спутниками, находящимися в зоне прямой видимости, с помощью бортовых измерительных средств. Так, например, навигационные спутники ГЛОНАСС-М оснащаются бортовой аппаратурой межспутниковых измерений [3—5], а ГЛОНАСС-К — устройством межспутниковой радиолинии [3, 5], которое формирует и излучает информационно-измерительные радиосигналы, аналогичные по структуре навигационному сигналу ГЛОНАСС, а в приемной части осуществляет усиление радиосигналов и измерение псевдодальности и псевдоскорости между навигационными спутниками (дальность и скорость изменения расстояния между передатчиком и приемником, искаженные погрешностями измерения).

Повысить точность определения положения навигационных спутников возможно и при использовании лазерных дальномеров [5, 6], в основе функционирования которых лежит принцип измерения времени распространения лазерных импульсов. Полученные данные применяются как при решении задачи позиционирования спутников без использования измерений наземных радиосредств, так и при комплексировании с наземными навигационными измерениями.

Постановка задачи. В настоящее время межспутниковые измерения не позволяют определять положение спутника с требуемой точностью из-за неизбежных погрешностей, возникающих при приеме и передаче навигационных сигналов. В связи с этим актуальна задача обработки данных межспутниковых измерений с целью высокоточного определения спутниковых эфемерид, во-первых, в реальном масштабе времени, а во-вторых, с учетом стохастического характера погрешностей навигационных измерений.

Решение задачи. Высокая скорость передачи сообщений между спутниками позволяет считать данные измерений псевдодальности и псевдоскорости между навигационными спутниками непрерывными.

Модель зашумленного сигнала измерения псевдодальности Z_{Rij} между двумя спутниками i и j можно представить следующим образом:

$$Z_{Rij} = \sqrt{(\xi_i - \xi_j)^2 + (\eta_i - \eta_j)^2 + (\zeta_i - \zeta_j)^2} + W_{Rij}, \quad (1)$$

где $\xi_i, \xi_j, \eta_i, \eta_j, \zeta_i, \zeta_j$ — координаты спутников в гринвичской системе координат (ГСК), W_{Rij} — погрешность измерения, аппроксимируемая в общем случае белым гауссовым шумом (БГШ) с нулевым математическим ожиданием и известной интенсивностью L_{Rij} .

Модель сигнала доплеровских измерений скорости Z_{Vj} (для определенности принято, что приемником служит спутник j) может быть представлена как:

$$Z_{Vj} = \frac{(\xi_i - \xi_j)(V_{\xi_i} - V_{\xi_j}) + (\eta_i - \eta_j)(V_{\eta_i} - V_{\eta_j}) + (\zeta_i - \zeta_j)(V_{\zeta_i} - V_{\zeta_j})}{\sqrt{(\xi_i - \xi_j)^2 + (\eta_i - \eta_j)^2 + (\zeta_i - \zeta_j)^2}} + W_{Vj}, \quad (2)$$

где $V_{\xi_i}, V_{\xi_j}, V_{\eta_i}, V_{\eta_j}, V_{\zeta_i}, V_{\zeta_j}$ — проекции скоростей спутников в ГСК, W_{Vj} — БГШ с нулевым математическим ожиданием и известной интенсивностью L_{Vj} .

Навигационные спутники движутся по круговым орбитам, т.е. по ортодромическим (кратчайшим) траекториям между двумя точками на поверхности орбитальной сферы, или по траекториям, допускающим их кусочно-ортодромическую аппроксимацию [1, 2]. Указанная особенность движения позволяет существенно сократить число независимых переменных в выражениях (1) и (2), покажем это.

Известно [7, 8], что при движении спутников по ортодромическим траекториям их координаты определяются следующими функциональными зависимостями:

$$\xi = P\eta \cos P_0 - a_0 \sqrt{a_1 - \eta^2} \sin P_0, \quad \zeta = P\eta \sin P_0 + a_0 \sqrt{a_1 - \eta^2} \cos P_0, \quad (3)$$

где P, P_0 — постоянные параметры [7], зависящие от координат начальной и конечной точек участка ортодромической траектории; $a_0 = \sqrt{1 + P^2}$, $a_1 = (r + h)^2 / (1 + P^2)$, h — высота спутника; r — радиус Земли.

Соотношения (3) позволяют определять координаты ξ, ζ спутника в ГСК, имея лишь одну координату — η , полученную в результате навигационного измерения.

Для i -го спутника выражения (3) примут следующий вид:

$$\begin{aligned}\xi_i &= P_i \eta_i \cos P_{0i} - a_{0i} \sqrt{a_{1i} - \eta_i^2} \sin P_{0i} = \varphi_{\xi_i}(\eta_i), \\ \zeta_i &= P_i \eta_i \sin P_{0i} + a_{0i} \sqrt{a_{1i} - \eta_i^2} \cos P_{0i} = \varphi_{\zeta_i}(\eta_i).\end{aligned}\quad (4)$$

Продифференцируем соотношения (4) и определим зависимости проекций скорости переменных V_{ξ_i}, V_{ζ_i} от проекции скорости V_{η_i} :

$$\begin{aligned}V_{\xi_i} &= \left(\mu_{1i} + 2\mu_{2i} \left(\sqrt{a_{1i} - \eta_i^2} \right)^{-1} \eta_i \right) V_{\eta_i} = f_{\xi_i}(\eta_i) V_{\eta_i}, \\ V_{\zeta_i} &= \left(\mu_{3i} - 2\mu_{4i} \left(\sqrt{a_{1i} - \eta_i^2} \right)^{-1} \eta_i \right) V_{\eta_i} = f_{\zeta_i}(\eta_i) V_{\eta_i},\end{aligned}\quad (5)$$

где $\mu_{1i} = P_i \cos P_{0i}$, $\mu_{2i} = a_{0i} \sin P_{0i}$, $\mu_{3i} = P_i \sin P_{0i}$, $\mu_{4i} = a_{0i} \cos P_{0i}$.

Подстановкой (4) и (5) в (1) и (2) получаем следующие выражения для сигналов измерений псевдодальности и псевдоскорости на ортодромической траектории:

$$\begin{aligned}Z_{Rij} &= \sqrt{[\varphi_{\xi_i}(\eta_i) - \varphi_{\xi_j}(\eta_j)]^2 + (\eta_i - \eta_j)^2 + [\varphi_{\zeta_i}(\eta_i) - \varphi_{\zeta_j}(\eta_j)]^2} + W_{Rij} = H_{Rij}(\eta_i, \eta_j) + W_{Rij}, \quad (6) \\ Z_{Vj} &= \{ [\varphi_{\xi_i}(\eta_i) - \varphi_{\xi_j}(\eta_j)] (f_{\xi_i}(\eta_i) V_{\eta_i} - f_{\xi_j}(\eta_j) V_{\eta_j}) + (\eta_i - \eta_j) (V_{\eta_i} - V_{\eta_j}) + \\ &\quad + [\varphi_{\zeta_i}(\eta_i) - \varphi_{\zeta_j}(\eta_j)] (f_{\zeta_i}(\eta_i) V_{\eta_i} - f_{\zeta_j}(\eta_j) V_{\eta_j}) \} \times \\ &\quad \times \sqrt{[\varphi_{\xi_i}(\eta_i) - \varphi_{\xi_j}(\eta_j)]^2 + (\eta_i - \eta_j)^2 + [\varphi_{\zeta_i}(\eta_i) - \varphi_{\zeta_j}(\eta_j)]^2}^{-1} + W_{Vj}.\end{aligned}\quad (7)$$

Выражения (6) и (7) являются основой для построения алгоритма оценки текущих координат спутников с использованием методов теории нелинейной фильтрации [2]. Выражение (6) при этом описывает модель стохастического наблюдателя координат спутников, а (7) позволяет построить стохастические уравнения динамики их изменения.

Для построения стохастических дифференциальных уравнений координатных переменных каждого спутника η_K , $K = A, B, C, \dots$, перепишем предварительно соотношение (7) в виде уравнения относительно проекций скорости V_{η_i}, V_{η_j} :

$$a_{1ij}(\eta_i, \eta_j) V_{\eta_i} + a_{2ij}(\eta_i, \eta_j) V_{\eta_j} = R_{ij}(\eta_i, \eta_j) (Z_{Vj} - W_{Vj}), \quad (8)$$

где

$$\begin{aligned}a_{1ij}(\eta_i, \eta_j) &= [\varphi_{\xi_i}(\eta_i) - \varphi_{\xi_j}(\eta_j)] f_{\xi_i}(\eta_i) + \eta_i - \eta_j + [\varphi_{\zeta_i}(\eta_i) - \varphi_{\zeta_j}(\eta_j)] f_{\zeta_i}(\eta_i), \\ a_{2ij}(\eta_i, \eta_j) &= -[\varphi_{\xi_i}(\eta_i) - \varphi_{\xi_j}(\eta_j)] f_{\xi_j}(\eta_j) - \eta_i + \eta_j - [\varphi_{\zeta_i}(\eta_i) - \varphi_{\zeta_j}(\eta_j)] f_{\zeta_j}(\eta_j), \\ R_{ij}(\eta_i, \eta_j) &= \sqrt{[\varphi_{\xi_i}(\eta_i) - \varphi_{\xi_j}(\eta_j)]^2 + (\eta_i - \eta_j)^2 + [\varphi_{\zeta_i}(\eta_i) - \varphi_{\zeta_j}(\eta_j)]^2}.\end{aligned}$$

Для формирования дифференциальных уравнений переменных η_K , $K = A, B, C, \dots$, в форме Коши предварительно вычислим количество спутников N , необходимое для определения размерности системы уравнений (8), разрешимой относительно соответствующего вектора спутниковых скоростей V_{η_K} , $K = A, B, C, \dots$. Число всех возможных расстояний между N спутниками (равное числу ребер графа с N вершинами) определяется известным выражением: $N(N-1)/2$. В результатах межспутниковых доплеровских измерений содержится N неизвестных истинных проекций скоростей всех спутников. Приравняв общее число доплеровских измерений к числу неизвестных переменных, получим уравнение:

$$N(N-1)/2 = N,$$

откуда определяется число спутников, необходимое и достаточное для выполнения условия разрешимости системы (8) и последующего решения поставленной задачи идентификации: $N = 3$.

Таким образом, поставленная навигационная задача описывается тремя уравнениями вида (8), записанными относительно трех неизвестных проекций скоростей:

$$\begin{aligned} a_{1AB}(\eta_A, \eta_B)V_{\eta_A} + a_{2AB}(\eta_A, \eta_B)V_{\eta_B} &= R_{AB}(\eta_A, \eta_B)(Z_{V_B} - W_{V_B}), \\ a_{1BC}(\eta_B, \eta_C)V_{\eta_B} + a_{2BC}(\eta_B, \eta_C)V_{\eta_C} &= R_{BC}(\eta_B, \eta_C)(Z_{V_C} - W_{V_C}), \\ a_{1CA}(\eta_C, \eta_A)V_{\eta_C} + a_{2CA}(\eta_C, \eta_A)V_{\eta_A} &= R_{CA}(\eta_C, \eta_A)(Z_{V_A} - W_{V_A}), \end{aligned}$$

и оказывается разрешимой для группировки из трех спутников

$$\begin{pmatrix} \dot{\eta}_A \\ \dot{\eta}_B \\ \dot{\eta}_C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{\eta_A} \\ V_{\eta_B} \\ V_{\eta_C} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & a_{1BC}(\eta_B, \eta_C) & a_{2BC}(\eta_B, \eta_C) \\ a_{2CA}(\eta_C, \eta_A) & 0 & a_{1CA}(\eta_C, \eta_A) \\ a_{1AB}(\eta_A, \eta_B) & a_{2AB}(\eta_A, \eta_B) & 0 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} R_{AB}(\eta_A, \eta_B)(Z_{V_B} - W_{V_B}) \\ R_{BC}(\eta_B, \eta_C)(Z_{V_C} - W_{V_C}) \\ R_{CA}(\eta_C, \eta_A)(Z_{V_A} - W_{V_A}) \end{pmatrix}, \quad (9)$$

где

$$\begin{pmatrix} 0 & a_{1BC}(\eta_B, \eta_C) & a_{2BC}(\eta_B, \eta_C) \\ a_{2CA}(\eta_C, \eta_A) & 0 & a_{1CA}(\eta_C, \eta_A) \\ a_{1AB}(\eta_A, \eta_B) & a_{2AB}(\eta_A, \eta_B) & 0 \end{pmatrix}^{-1} = A(\eta_A, \eta_B, \eta_C)$$

— неособенная обратная матрица

$$(\det = a_{1BC}(\eta_B, \eta_C)a_{1CA}(\eta_C, \eta_A)a_{1AB}(\eta_A, \eta_B) + a_{2BC}(\eta_B, \eta_C)a_{2CA}(\eta_C, \eta_A)a_{2AB}(\eta_A, \eta_B)).$$

Перейдя к форме Ланжевена, получим окончательно стохастическое навигационное уравнение спутниковой группировки:

$$\begin{pmatrix} \dot{\eta}_A \\ \dot{\eta}_B \\ \dot{\eta}_C \end{pmatrix} = A(\eta_A, \eta_B, \eta_C) \begin{pmatrix} R_{AB}(\eta_A, \eta_B)Z_{V_B} \\ R_{BC}(\eta_B, \eta_C)Z_{V_C} \\ R_{CA}(\eta_C, \eta_A)Z_{V_A} \end{pmatrix} - A(\eta_A, \eta_B, \eta_C) \begin{pmatrix} R_{AB}(\eta_A, \eta_B)W_{V_B} \\ R_{BC}(\eta_B, \eta_C)W_{V_C} \\ R_{CA}(\eta_C, \eta_A)W_{V_A} \end{pmatrix} = \\ = F(\eta_A, \eta_B, \eta_C) + F_0(\eta_A, \eta_B, \eta_C) \begin{pmatrix} W_{V_B} \\ W_{V_C} \\ W_{V_A} \end{pmatrix}, \quad (10)$$

где $F(\eta_A, \eta_B, \eta_C)$, $F_0(\eta_A, \eta_B, \eta_C)$ — векторная и матричная функции.

Наблюдатель вектора состояния (10), как было отмечено выше, формируется аналогично (6) и в векторной форме имеет вид:

$$Z_R = H_R(\eta_A, \eta_B, \eta_C) + \begin{pmatrix} W_{RAB} \\ W_{RBC} \\ W_{RCA} \end{pmatrix}, \quad (11)$$

$$\text{где } H_R(\eta_A, \eta_B, \eta_C) = \begin{pmatrix} H_{RAB}(\eta_A, \eta_B) \\ H_{RBC}(\eta_B, \eta_C) \\ H_{RCA}(\eta_A, \eta_C) \end{pmatrix}.$$

Уравнения (10), (11) в форме „объект—наблюдатель“ принципиально позволяют построить оценки координат спутниковой группировки, оптимальные по известным вероятностным критериям [2]. Но так как синтез оптимальных оценок неизбежно связан с интегрированием уравнения с частными производными для апостериорной плотности вероятности [2], чтобы найти компромисс по точности и вычислительным затратам, используем далее для

оценки навигационных параметров субоптимальный гауссов фильтр (обобщенный фильтр Калмана), в рассматриваемом случае:

$$\left. \begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{\hat{\eta}}_A \\ \dot{\hat{\eta}}_B \\ \dot{\hat{\eta}}_C \end{pmatrix} &= F(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C) + G(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C)[Z_R - H_R(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C)], \\ G(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C) &= R(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C) \frac{\partial H_R^T(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C)}{\partial |\hat{\eta}_A \hat{\eta}_B \hat{\eta}_C|^T} L^{-1}, \\ \dot{R}(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C) &= \frac{\partial F(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C)}{\partial |\hat{\eta}_A \hat{\eta}_B \hat{\eta}_C|^T} R(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C) + \\ &+ R(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C) \frac{\partial F^T(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C)}{\partial |\hat{\eta}_A \hat{\eta}_B \hat{\eta}_C|^T} + \\ &+ F_0(\eta_A, \eta_B, \eta_C) L_1 F_0^T(\eta_A, \eta_B, \eta_C) - G(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C) L G^T(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C), \\ L &= \begin{pmatrix} L_{RAB} & 0 & 0 \\ 0 & L_{RBC} & 0 \\ 0 & 0 & L_{RCA} \end{pmatrix}, \quad L_1 = \begin{pmatrix} L_{VB} & 0 & 0 \\ 0 & L_{VC} & 0 \\ 0 & 0 & L_{VA} \end{pmatrix}, \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

где $|\hat{\eta}_A \hat{\eta}_B \hat{\eta}_C|^T$ — оценка вектора координат, $R(\hat{\eta}_A, \hat{\eta}_B, \hat{\eta}_C)$ — апостериорная ковариационная матрица,

$$\begin{aligned} |\hat{\eta}_{A0} \hat{\eta}_{B0} \hat{\eta}_{C0}|^T &= M(|\eta_{A0} \eta_{B0} \eta_{C0}|^T), \\ R_0 &= M \left\{ \left(|\eta_{A0} \eta_{B0} \eta_{C0}|^T - |\hat{\eta}_{A0} \hat{\eta}_{B0} \hat{\eta}_{C0}|^T \right) \left(|\eta_{A0} \eta_{B0} \eta_{C0}|^T - |\hat{\eta}_{A0} \hat{\eta}_{B0} \hat{\eta}_{C0}|^T \right)^T \right\}. \end{aligned}$$

Здесь следует отметить, что для современных бортовых вычислителей задача численной реализации алгоритма оценивания (12) и последующего определения оценок остальных координат навигационного спутника по формулам (3) в реальном масштабе времени существенных сложностей не представляет.

Рассмотрим далее последовательные этапы технической реализации предлагаемого алгоритма определения координат спутника A , входящего в группировку из трех спутников.

1. Прием от спутников B и C параметров их траекторий a_0, a_1, P, P_0 и оценок значений координат $\hat{\eta}_{B0}, \hat{\eta}_{C0}$ на данный момент, а также передача на спутники B и C параметров своей траектории a_0, a_1, P, P_0 и оценки текущей координаты $\hat{\eta}_{A0}$. Прием навигационных сообщений (сигналов кодовых и доплеровских измерений) от спутников B и C .

2. Передача навигационных сообщений (сигналов кодовых и доплеровских измерений) к спутникам B и C . Прием значений псевдодалности Z_{BC} и псевдоскорости Z_{VB} от спутника B .

3. Определение псевдодалности Z_{AB}, Z_{CA} до спутников B и C и псевдоскорости Z_{VA}, Z_{VC} относительно данных спутников.

4. Передача полученных значений псевдодалности Z_{AB} и псевдоскорости Z_{VA} на спутник C .

5. Решение системы уравнений фильтрации (12) и вычисление текущих координат спутников с использованием соотношений (3).

Область применения рассмотренного алгоритма может быть расширена для более мощных спутниковых группировок. Так, например, для группировки из всех спутников, находящимися в зоне прямой видимости, возникнет необходимость решения сразу несколько фильтров вида (12), что приведет к резкому увеличению вычислительных затрат, однако при этом за счет постобработки оценок координат с выходов сразу нескольких фильтров может быть существенно повышена точность определения параметров движения спутника.

Заключение. Предложенный подход к стохастическому оцениванию параметров движения навигационных спутников позволяет, используя простые методы радио- и лазерных измерений, во-первых, определять текущие координаты непосредственно на борту навигационного спутника, снижая тем самым вычислительную нагрузку на приемники потребителей и телеметрических станций слежения, а во-вторых, повысить общую точность решения навигационной задачи за счет большей точности результатов межспутниковых измерений, осуществляемых в космосе, по сравнению с телеметрическими измерениями, подверженными влиянию атмосферных возмущений.

Кроме этого, такой подход к оценке параметров траекторий объектов (их взаимному расположению, высоте и пр.) и построению их моделей в силу инвариантности может быть обобщен и на случай любых других аэрокосмических объектов, движущихся по ортодромическим траекториям.

Работа поддержана грантом РФФИ №15-07-00112.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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. Перов А. И., Харисов В. Н. и др. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. М.: Радиотехника, 2005. 688 с.
3. Антонович К. М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. Новосибирск: СГГА, 2005. 330 с.
4. Ступак Г. Г., Ревнивых С. Г., Игнатович Е. И. и др. Выбор структуры орбитальной группировки перспективной системы ГЛОНАСС // Исследования наукограда. 2013. № 3—4. С. 3—11.
5. 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.
6. Шаргородский В. Д., Чубыкин А. А., Сумерин В. В. Межспутниковая лазерная навигационно-связная система // Аэрокосмический курьер. 2007. Т. 49, № 1. С. 88—89.
7. 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.
8. Соколов С. В. Аналитические модели пространственных траекторий для решения задач навигации // Прикладная математика и механика. 2015. Т. 79, № 1. С. 24—30.

Сведения об авторах

- Сергей Викторович Соколов** — д-р техн. наук, профессор; Ростовский государственный университет путей сообщения, кафедра автоматики и телемеханики на железнодорожном транспорте; E-mail: s.v.s.888@yandex.ru
- Сергей Михайлович Ковалев** — д-р техн. наук, профессор; Ростовский государственный университет путей сообщения, кафедра автоматики и телемеханики на железнодорожном транспорте; E-mail: ksm@rfnias.ru
- Владислав Валерьевич Каменский** — канд. техн. наук, доцент; Ростовский государственный университет путей сообщения, кафедра автоматики и телемеханики на железнодорожном транспорте; E-mail: kam-vladislav@yandex.ru

Павел Александрович Кучеренко — канд. техн. наук, доцент; Ростовский государственный университет путей сообщения, кафедра автоматики и телемеханики на железнодорожном транспорте; E-mail: pavelpost83@mail.ru

Рекомендована кафедрой
автоматики и телемеханики
на железнодорожном транспорте

Поступила в редакцию
13.01.16 г.

Ссылка для цитирования: Соколов С. В., Ковалев С. М., Каменский В. В., Кучеренко П. А. Стохастическая фильтрация данных межспутниковых измерений на ортодромических траекториях // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 4. С. 275—281.

STOCHASTIC FILTERING FOR INTER-SATELLITE MEASUREMENTS IN GREAT-CIRCLE TRAJECTORIES

S. V. Sokolov, S. M. Kovalev, V. V. Kamenskiy, P. A. Kucherenko

Rostov State Transport University, 344038, Rostov-on-Don, Russia
E-mail: s.v.s.888@yandex.ru

The problem of stochastic filtering of inter-satellite measurements used to identify the current position of the navigation satellites is considered. A filtering algorithm for data exchanges between satellites is proposed. The data include parameters of the satellite trajectories and ordinates estimates; the algorithm covers transmission and reception of navigation messages; determining pseudo-ranges and pseudo-speed of selected satellites relative to other ones; solution of the system of the filtering equations and evaluation of current coordinates of the satellites. The proposed approach to stochastic estimation of motion parameters allows to determine the current coordinates of the navigation satellite just on board using simple techniques of radio and laser measurements, thus reducing computational load on consumer receivers and telemetry tracking stations. More than that, the described method is reported to improve the overall accuracy of navigation due to the higher accuracy of inter-satellite measurements made in space as compared to telemetric measurements affected by to atmospheric disturbances.

Keywords: satellite navigation, pseudorange measurement error, satellite coordinates

Data on authors

- Sergey V. Sokolov** — Dr. Sci.; Professor; Rostov State Transport University, Department of Railway Automatics and Telemechanics; E-mail: s.v.s.888@yandex.ru
- Sergey M. Kovalev** — Dr. Sci.; Professor; Rostov State Transport University, Department of Railway Automatics and Telemechanics; E-mail: ksm@rfnias.ru
- Vladislav V. Kamenskiy** — PhD, Associate Professor; Rostov State Transport University, Department of Railway Automatics and Telemechanics; E-mail: kam-vladislav@yandex.ru
- Pavel A. Kucherenko** — PhD, Associate Professor; Rostov State Transport University, Department of Railway Automatics and Telemechanics; E-mail: pavelpost83@mail.ru

For citation: Sokolov S. V., Kovalev S. M., Kamenskiy V. V., Kucherenko P. A. Stochastic filtering for inter-satellite measurements in great-circle trajectories // Izv. vuzov. Priborostroyeniye. 2016. Vol. 59, N 4. P. 275—281 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-4-275-281