

С. В. Соколов¹, д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой "Информатика и вычислительная техника", s.v.s.888@yandex.ru,
В. А. Погорелов², д-р техн. наук, доц., проф. кафедры "Информатика и вычислительная техника", vadim.pogorelov.rnd@gmail.com,
А. Л. Охотников³, зам. начальника Департамента — нач. отдела стратегического развития, a.ohotnikov@vniias.ru,

М. В. Куриненко¹, науч. сотр., poliakova.marianna@mail.ru,

¹ Московский технический университет связи и информатики (МТУСИ), Северо-Кавказский филиал, Россия, г. Ростов-на-Дону,

² Донской государственный технический университет, г. Ростов-на-Дону,

³ Научно-исследовательский и проектно-конструкторский институт информатизации, автоматизации и связи на железнодорожном транспорте (АО "НИИАС"), Москва

Метод комплексирования данных электронных карт и спутниковых измерений для высокоточного позиционирования подвижных объектов

Рассмотрен новый подход к обработке спутниковых навигационных измерений для высокоточного позиционирования подвижных объектов, движущихся по заранее известным (программным) траекториям. Существующие методы обработки спутниковой информации, использующие метод наименьших квадратов или его различные модификации, обеспечивают требуемую точность позиционирования в основном только для стационарных объектов. Вместе с тем, для оценки состояния высокодинамичных объектов, с учетом зашумления спутниковых измерений, весьма эффективным является применение современных методов теории стохастической фильтрации, учитывающих и неравномерность движения транспортного объекта, и ошибки при обработке измерений. В основу рассматриваемого подхода положено использование указанных методов нелинейной стохастической фильтрации. Повышение точности позиционирования подвижного объекта предлагается достичь за счет применения электронных карт. Использование цифровой модели пути обеспечивает возможность аппроксимации с заданной точностью априорной (программной) траектории подвижного объекта набором траекторных интервалов-ортодромий. Данные интервалы позволяют установить аналитическую зависимость от навигационных параметров, что обеспечивает высокую точность позиционирования и существенное сокращение вычислительных затрат. Комплексирование информации электронных карт и алгоритмов стохастической фильтрации для динамической обработки спутниковых измерений позволило резко сократить вычислительные затраты при оценке текущих координат подвижного объекта при одновременном существенном повышении точности позиционирования по сравнению с традиционными методами обработки спутниковых сообщений. Эффективность предложенного метода проиллюстрирована численным примером.

Ключевые слова: пространственные координаты подвижного объекта, ортодромическая траектория, доплеровские измерения, измерения псевдодальности, нелинейная фильтрация

Введение

На сегодняшний день одним из основных путей решения задачи высокоточного позиционирования подвижных объектов является использование спутниковых измерений — псевдодальности и псевдоскорости объекта, полученных от спутниковых навигационных систем (СНС) [1–7]. Но несмотря на постоянное совершенствование средств спутниковой навигации обеспечить даже субметровую точность определения координат с помощью СНС в ус-

ловиях горного рельефа, при высоком уровне атмосферных помех, при многократных отражениях в условиях городской застройки и пр. при неизбежных инструментальных погрешностях передатчика спутника и приемника объекта в настоящее время оказывается весьма проблематично [6–9]. Данное обстоятельство приводит к необходимости разработки новых методов обработки спутниковых измерений, существенно превосходящих по точности традиционные алгоритмы. На текущий момент подавляющее большинство всех методов обра-

ботки спутниковой информации построено на использовании или метода наименьших квадратов (МНК), или его модификаций [6, 7, 9]. Подобные подходы обеспечивают требуемую точность позиционирования в основном для стационарных объектов и оказываются нередко неэффективны для подвижных, особенно высокодинамичных, объектов. Одной из причин этого является принципиальная невозможность учета в данных методах динамики движения объекта. В то же время, для оценки параметров состояния стохастических динамических объектов по зашумленным измерениям, к классу которых и относятся спутниковые измерения, разработан обширный класс методов нелинейной стохастической фильтрации, учитывающих как характерную динамику объекта, так и наличие помех в измерениях, и при этом значительно превосходящих по эффективности МНК [10—17]. В связи с этим для повышения точности позиционирования подвижных объектов представляет существенный интерес обобщение методов нелинейной фильтрации на обработку спутниковых навигационных сообщений. Основной трудностью здесь является формирование по спутниковым измерениям уравнения движения объекта, инвариантного к его виду и условиям функционирования.

Помимо стохастической обработки спутниковых измерений другим весьма эффективным путем повышения точности позиционирования объекта является использование информации, содержащейся в известной траектории объекта. Широкое применение электронных карт обеспечивает возможность аппроксимации с заданной точностью заранее известной (программной) траектории объекта набором траекторных интервалов-ортодромий, позволяющих использовать аналитические зависимости навигационных параметров, которые обеспечивают высокую точность позиционирования на траектории при одновременном сокращении вычислительных затрат [3, 18—20]. Подобная аппроксимация траектории (разбиение на интервалы) оказывается особенно эффективной для таких видов транспорта, как автомобильный, железнодорожный, гражданская авиация и др. Но несмотря на подобные преимущества использования такой аппроксимации для объектов самого различного назначения работы по ее применению при обработке спутниковых измерений практически отсутствуют.

Постановка задачи

В соответствии с вышеизложенным представляет значительный практический и теоретический интерес дальнейшее развитие методов обработки спутниковых навигационных измерений на основе использования, во-первых, уравнений движения объекта, сформированных по спутниковым измерениям и инвариантных к виду объекта и условиям его функционирования, во-вторых, методов нелинейной фильтрации, учитывающих динамику движения объекта, и, в третьих, возможности высокоточной аппроксимации траектории объекта набором интервалов-ортодромий по данным электронных карт. Как показано ниже, комплексирование вышеперечисленных методов позволяет существенно сократить вычислительные затраты при радикальном повышении точности позиционирования подвижных объектов — до сантиметрового диапазона, что является особенно актуальным в системах автоматического управления подвижными объектами.

Данную задачу будем решать следующим образом: сначала сформируем уравнения, описывающие динамику изменения навигационных параметров подвижного объекта и их наблюдателя на основе измерений СНС. Далее трансформируем полученные уравнения для траекторного участка, полученного при разбиении исходной известной траектории и представляющего собой ортодромию (кратчайшую траекторию между координатами начала и конца участка). После этого, используя уравнения объекта и его наблюдателя на ортодромии, построим алгоритм нелинейной фильтрации, обеспечивающий искомую стохастическую оценку навигационных параметров объекта по спутниковым измерениям.

Формирование уравнений навигационных параметров объекта с использованием спутниковых измерений

Для построения уравнений, описывающих динамику навигационных параметров объекта, рассмотрим сначала модели сигналов кодовых и доплеровских измерений в форме, ориентированной на возможность их использования в процедуре данного синтеза. При этом предполагаем, что частота съема спутниковых сообщений (достигающая на данный момент 100 Гц, например, для навигационных приемников *Javad*, *Trimble* и др.) позволяет считать

спутниковые навигационные измерения непрерывными. В стандартном режиме модель стохастического информационного сигнала Z_R кодовых измерений (псевдодалности) может быть представлена как [6, 7]

$$Z_R = \sqrt{(\xi_c - \xi)^2 + (\eta_c - \eta)^2 + (\zeta_c - \zeta)^2} + W_R, \quad (1)$$

где ξ_c, η_c, ζ_c — известные координаты спутника в геоцентрической системе координат (ГСК); ξ, η, ζ — определяемые координаты объекта в ГСК; W_R — помеха измерения псевдодалности.

При этом информационная модель псевдоскорости (сигнала доплеровских измерений) Z_V описывается следующим образом [6, 7]:

$$Z_V = [(\xi_c - \xi)(V_{\xi_c} - V_\xi) + (\eta_c - \eta)(V_{\eta_c} - V_\eta) + (\zeta_c - \zeta)(V_{\zeta_c} - V_\zeta)] \times (\sqrt{(\xi_c - \xi)^2 + (\eta_c - \eta)^2 + (\zeta_c - \zeta)^2})^{-1} + W_V, \quad (2)$$

где $V_{\xi_c}, V_{\eta_c}, V_{\zeta_c}$ — проекции вектора скорости спутника на оси ГСК; V_ξ, V_η, V_ζ — проекции вектора скорости объекта на оси ГСК; W_V — помехи доплеровских измерений.

Учитывая равномогность различных случайных факторов (атмосферные возмущения, особенности городской застройки, инструментальные погрешности аппаратуры СНС и пр.), влияющих на характер помех кодовых и доплеровских измерений, будем полагать далее помехи доплеровских W_V и кодовых W_R измерений центрированными белыми гауссовскими шумами (БГШ) с известными интенсивностями D_V и D_R , соответственно.

Уравнение (2), записанное относительно вектора координат объекта $[\xi \ \eta \ \zeta]^T$, трансформируется к дифференциальному уравнению, представленному ниже:

$$[(\xi_c - \xi)V_{\xi_c} + (\eta_c - \eta)V_{\eta_c} + (\zeta_c - \zeta)V_{\zeta_c}] - \sqrt{(\xi_c - \xi)^2 + (\eta_c - \eta)^2 + (\zeta_c - \zeta)^2} (Z_V - W_V) = |\xi_c - \xi \ \eta_c - \eta \ \zeta_c - \zeta| |\dot{\xi} \ \dot{\eta} \ \dot{\zeta}|^T. \quad (3)$$

Но данного уравнения, построенного по доплеровским измерениям только одного спутника, для определения трех координат объекта оказывается недостаточно.

Для возможности сокращения числа переменных в данном уравнении ниже используем факт

движения объекта по интервалу траектории (участку), являющемуся кратчайшей траекторией между координатами начала и конца участка, т. е. *ортодромией*. Аппроксимация подобными интервалами известных траекторий движения позиционируемых объектов (автострад, железных дорог, программных траекторий летательных аппаратов и пр.) при наличии электронных карт является достаточно простой, однократно решаемой, вычислительной задачей [21].

Ранее в работах [3, 18] было показано наличие на ортодромии аналитической зависимости между пространственными координатами объекта, имеющей следующий вид:

$$\begin{aligned} \xi &= (\cos P_0)P\eta - (\sin P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2}; \\ \zeta &= (\sin P_0)P\eta + (\cos P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $\sqrt{1 + P^2} = a_0, \frac{r^2}{1 + P^2} = a_1$;

$$P = \frac{\xi_1\zeta_0 - \xi_0\zeta_1}{\sqrt{(\xi_1^2 + \zeta_1^2)(\xi_0^2 + \zeta_0^2)}}; \\ P_0 = \arctg \frac{\eta_0\xi_1\sqrt{r^2 - \eta_1^2}\sqrt{\zeta_0^2 + \xi_0^2} - \eta_1\xi_0\sqrt{r^2 - \eta_0^2}\sqrt{\zeta_1^2 + \xi_1^2}}{\eta_1\zeta_0\sqrt{r^2 - \eta_0^2}\sqrt{\zeta_1^2 + \xi_1^2} - \eta_0\zeta_1\sqrt{r^2 - \eta_1^2}\sqrt{\zeta_0^2 + \xi_0^2}};$$

ξ_0, η_0, ζ_0 — координаты начальной точки ортодромического участка траектории; ξ_1, η_1, ζ_1 — координаты конечной точки ортодромического участка траектории; r — радиус Земли.

Выражение для параметра P можно представить также в более компактной форме:

$$P = \frac{\xi_1\zeta_0 - \xi_0\zeta_1}{r\sqrt{\eta_0^2 + \eta_1^2} - 2\eta_0\eta_1 \cos \varphi},$$

где φ — угол между векторами, проведенными из начала ГСК в начальную и конечную точки движения, соответственно.

Приведенные соотношения с использованием операции дифференцирования выражений (4) позволяют также определить связь проекций скорости объекта в ГСК:

$$\begin{aligned} V_\xi &= ((\cos P_0)P + (\sin P_0)a_0(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta)V_\eta; \\ V_\zeta &= ((\sin P_0)P - (\cos P_0)a_0(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta)V_\eta. \end{aligned} \quad (5)$$

Совместное использование выражений (4), (5) позволяет преобразовать уравнение координат объекта (3) для случая ортодромии следующим образом:

$$\begin{aligned} & [(\xi_c - (\cos P_0)P\eta + (\sin P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2})V_{\xi_c} + (\eta_c - \eta)V_{\eta_c} + (\zeta_c - (\sin P_0)P\eta - (\cos P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2})V_{\zeta_c}] - \\ & - (Z_V - W_V)\sqrt{(\xi_c - (\cos P_0)P\eta + (\sin P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2})^2 + (\eta_c - \eta)^2 + (\zeta_c - (\sin P_0)P\eta - (\cos P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2})^2} = \\ & = (\xi_c - (\cos P_0)P\eta + (\sin P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2})((\cos P_0)P + (\sin P_0)a_0(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta)V_{\eta} + (\eta_c - \eta)V_{\eta} + \\ & + (\zeta_c - (\sin P_0)P\eta - (\cos P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2})((\sin P_0)P - (\cos P_0)a_0(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta)V_{\eta}. \end{aligned}$$

Приводя переменные с учетом движения по поверхности Земли (т. е. $\sqrt{\xi^2 + \eta^2 + \zeta^2} = r$), получим:

$$\begin{aligned} & q_{0t} + q_{1t}\eta + q_{2t}\sqrt{a_1 - \eta^2} - \\ & - (Z_V - W_V)\sqrt{\Theta_{1t} + \Theta_{2t}\eta + \Theta_{3t}\sqrt{a_1 - \eta^2}} = \\ & = (\chi_{0t} + (a_0^2 - P^2 - 1)\eta + \frac{\Theta_{3t}}{2}(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta)\dot{\eta}, \end{aligned}$$

где $\dot{\eta} = V_{\eta}$, $\xi_c V_{\xi_c} + \eta_c V_{\eta_c} + \zeta_c V_{\zeta_c} = q_{0t}$;
 $\xi_c P \cos P_0 + \eta_c + \zeta_c P \sin P_0 = \chi_{0t}$,
 $-(V_{\xi_c} P \cos P_0 + V_{\eta_c} + V_{\zeta_c} P \sin P_0) = q_{1t}$;
 $a_0(V_{\xi_c} \sin P_0 - V_{\zeta_c} \cos P_0) = q_{2t}$,
 $\Theta_{1t} = \xi_c^2 + \eta_c^2 + \zeta_c^2 + r^2$,
 $\Theta_{2t} = -2[\xi_c P \cos P_0 + \eta_c + \zeta_c P \sin P_0]$,
 $\Theta_{3t} = 2a_0[\xi_c \sin P_0 - \zeta_c \cos P_0]$ — временные функции.

В форме Ланжевена данное стохастическое уравнение, описывающее динамику навигационных параметров объекта, движущегося по ортодромии, и использующее измерения только одного спутника, имеет вид

$$\begin{aligned} \dot{\eta} = & \frac{q_{0t} + q_{1t}\eta + q_{2t}\sqrt{a_1 - \eta^2}}{\chi_{0t} + (a_0^2 - P^2 - 1)\eta + \frac{\Theta_{3t}}{2}(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta} - \\ & - \frac{Z_V\sqrt{\Theta_{1t} + \Theta_{2t}\eta + \Theta_{3t}\sqrt{a_1 - \eta^2}}}{\chi_{0t} + (a_0^2 - P^2 - 1)\eta + \frac{\Theta_{3t}}{2}(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta} + \\ & + \frac{\sqrt{\Theta_{1t} + \Theta_{2t}\eta + \Theta_{3t}\sqrt{a_1 - \eta^2}}}{\chi_{0t} + (a_0^2 - P^2 - 1)\eta + \frac{\Theta_{3t}}{2}(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta} W_V \end{aligned}$$

или

$$\dot{\eta} = F_{\eta}(\eta, t) + F_{0\eta}(\eta, t)W_V, \quad (6)$$

где

$$\begin{aligned} F_{\eta}(\eta, t) = & \frac{q_{0t} + q_{1t}\eta + q_{2t}\sqrt{a_1 - \eta^2}}{\chi_{0t} + (a_0^2 - P^2 - 1)\eta + \frac{\Theta_{3t}}{2}(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta} - \\ & - \frac{Z_V\sqrt{\Theta_{1t} + \Theta_{2t}\eta + \Theta_{3t}\sqrt{a_1 - \eta^2}}}{\chi_{0t} + (a_0^2 - P^2 - 1)\eta + \frac{\Theta_{3t}}{2}(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta}; \\ F_{0\eta}(\eta, t) = & \frac{\sqrt{\Theta_{1t} + \Theta_{2t}\eta + \Theta_{3t}\sqrt{a_1 - \eta^2}}}{\chi_{0t} + (a_0^2 - P^2 - 1)\eta + \frac{\Theta_{3t}}{2}(\sqrt{a_1 - \eta^2})^{-1}\eta}. \end{aligned}$$

Решение уравнения (6) относительно переменной η с одновременным использованием выражений (4) позволяет полностью решить задачу позиционирования объекта. Но имея в виду стохастический характер данного уравнения, дальнейшее решение задачи позиционирования будем осуществлять с привлечением стохастических методов оценки координаты η , используя хорошо разработанный аппарат теории нелинейной стохастической фильтрации [10–13]. На сегодняшний день среди методов нелинейной фильтрации одним из наиболее эффективных по критерию "точность—вычислительные затраты" является расширенный (нелинейный) фильтр Калмана [12, 13]. Но для его использования помимо наличия уравнения объекта (6) необходимо еще иметь уравнение его наблюдателя. Для построения такого наблюдателя сделаем следующие построения.

Синтез информационной модели наблюдателя навигационных параметров объекта

Выберем в качестве сигнала наблюдения навигационного параметра η (пространственной координаты) сигнал измерения псевдодальности. В этом случае, опираясь на выражение для измерений псевдодальности (1) и соотношения (4), (5), при движении по ортодромии получаем:

$$Z_{Rort} = \sqrt{(\xi_c - (\cos P_0)P\eta + (\sin P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2})^2 + \rightarrow} \\ \rightarrow + (\eta_c - \eta)^2 + (\zeta_c - (\sin P_0)P\eta - (\cos P_0)a_0\sqrt{a_1 - \eta^2})^2 + \\ + W_R = H(\eta, t) + W_R, \quad (7)$$

где W_R — помехи кодовых измерений.

Вводя обозначения $\Theta_1, \Theta_2, \Theta_3$ приведенные ниже, функциональную зависимость функции наблюдения $H(\eta, t)$ от навигационных параметров можно привести к достаточно простому виду:

$$H(\eta, t) = \sqrt{\xi_c^2 + \eta_c^2 + \zeta_c^2 + r^2} - \rightarrow \\ \rightarrow -2[\xi_c P \cos P_0 + \eta_c + \zeta_c P \sin P_0]\eta + \rightarrow \\ \rightarrow + 2a_0[\xi_c \sin P_0 - \zeta_c \cos P_0]\sqrt{a_1 - \eta^2} = \\ = \sqrt{\Theta_1 + \Theta_2\eta + \Theta_3\sqrt{a_1 - \eta^2}},$$

где $\Theta_1 = \xi_c^2 + \eta_c^2 + \zeta_c^2 + r^2$;

$\Theta_2 = -2[\xi_c P \cos P_0 + \eta_c + \zeta_c P \sin P_0]$;

$\Theta_3 = 2a_0[\xi_c \sin P_0 - \zeta_c \cos P_0]$ — известные функции времени.

Совместное использование уравнения наблюдения (7) и уравнения объекта (6) позволяет построить расширенный фильтр Калмана, обеспечивающий субоптимальную оценку пространственной координаты η :

$$\dot{\hat{\eta}} = F_{\eta}(\hat{\eta}, t) + K(\hat{\eta}, t)(Z_{Rort} - H(\hat{\eta}, t)); \\ K(\hat{\eta}, t) = R(\hat{\eta}, t) \frac{\partial H(\hat{\eta}, t)}{\partial \hat{\eta}} D_R^{-1}; \\ \dot{R}(\hat{\eta}, t) = 2R(\hat{\eta}, t) \frac{\partial F_{\eta}(\hat{\eta}, t)}{\partial \hat{\eta}} + \\ + F_{0\eta}^2(\eta, t) D_V - \left(R(\hat{\eta}, t) \frac{\partial H(\hat{\eta}, t)}{\partial \hat{\eta}} \right)^2 D_R^{-1}, \quad (8)$$

где $\hat{\eta}$ — текущая оценка координаты η ; $R(\hat{\eta}, t)$ — апостериорная ковариационная функция; $\hat{\eta} = M(\eta_0)$, $R_0 = M\{(\eta_0 - \hat{\eta}_0)^2\}$.

В свою очередь, использование текущей оценки $\hat{\eta}$ координаты η , полученной при интегрировании уравнений (8), совместно с соотношениями (4) позволяет полностью решить поставленную задачу позиционирования подвижных объектов по зашумленным спутниковым измерениям. В силу того, что уравнение (6) одномерное, размерность фильтра (8) равна 2, в то время как в случае фильтрации трех коор-

динатных параметров, т. е. без учета движения по ортодромии, размерность фильтра Калмана будет равна 12 — выигрыш в вычислительных затратах очевиден.

Для оценки эффективности предложенного алгоритма рассмотрим следующий пример.

Методический пример

Беспилотный транспортный объект (БТО), имеющий в качестве навигационной системы СНС, двигался вдоль местного меридиана из точки с долготой 30° и широтой 45° (т. е. $\xi_0 = 2\,253\,549$ м, $\eta_0 = 4\,507\,098$ м, $\zeta_0 = 3\,903\,261$ м) в точку с долготой 30° и широтой 47° ($\xi_1 = 2\,173\,875$ м, $\eta_1 = 4\,660\,125$ м, $\zeta_1 = 3\,765\,152$ м).

На всем интервале движения динамика проекции скорости БТО $V_{\eta} = \dot{\eta}$ на ось η ГСК определялась с учетом динамики горизонтальной составляющей его скорости в географической СК

$$V_r = 20 + 5\sin 0,02t \text{ (м} \cdot \text{с}^{-1}\text{)}$$

следующим образом:

$$\dot{\eta} = V_r \sqrt{1 - \left(\frac{\eta}{r}\right)^2}. \quad (9)$$

В процессе моделирования движения БТО изменение во времени его истинной координаты η определялось интегрированием уравнения (9) методом Рунге—Кутты 4-го порядка с шагом $\Delta t = 0,01$ с на временном интервале $t \in [0; 1000]$ с, координаты ξ, ζ вычислялись по соотношениям (4).

Моделирование навигационных параметров спутника, необходимых для формирования моделей кодовых и доплеровских измерений, осуществлялось путем интегрирования уравнений движения спутника (скоростей $V_{\xi_c}, V_{\eta_c}, V_{\zeta_c}$ и координат ξ_c, η_c, ζ_c в ГСК), приведенных в работе [6], методом Рунге—Кутты 4-го порядка при следующих начальных условиях:

$$\xi_{c0} = 21,85 \cdot 10^6 \text{ м}, \eta_{c0} = 4,9 \cdot 10^6 \text{ м}, \zeta_{c0} = 4,3 \cdot 10^6 \text{ м},$$

$$V_{\xi_{c0}} = 1,4 \cdot 10^3 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}, V_{\eta_{c0}} = 3,9 \cdot 10^6 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1},$$

$$V_{\zeta_{c0}} = -1,8 \cdot 10^3 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}.$$

Оценку эффективности предложенного подхода проводили путем оценивания навигационных параметров БТО расширенным филь-

тром Калмана (8), реализованным с использованием метода Рунге—Кутты 4-го порядка с шагом 0,01 с и начальной ошибкой оценки координаты η 15 м. Оценка траектории БТО рассматривалась для двух вариантов СНС:

— СНС среднего класса точности, для которой в качестве моделируемого шума W_V использовался центрированный БГШ с типичной для данного класса дисперсией $(0,1 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1})^2$, в качестве W_R — центрированный БГШ с дисперсией $(5 \text{ м})^2$;

— СНС низкого класса точности, для которой использовался центрированный БГШ W_V с дисперсией $(0,3 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1})^2$ и центрированный БГШ W_R с дисперсией $(15 \text{ м})^2$.

График ошибки оценки координаты η БТО для СНС средней точности приведен на рис. 1. Анализ динамики ошибок показывает, что уже на начальном временном интервале, не превышающем 10 с, ошибка оценки координаты η имеет ярко выраженную тенденцию к резкому уменьшению до 2 м. Далее ошибка плавно

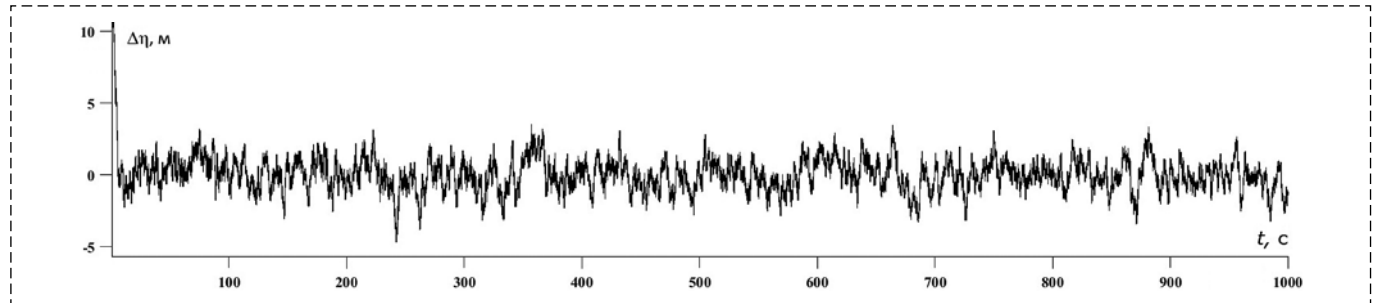


Рис. 1. Ошибка оценки координаты η для СНС средней точности
Fig. 1. Error in estimating the coordinates η for the SNS of average accuracy

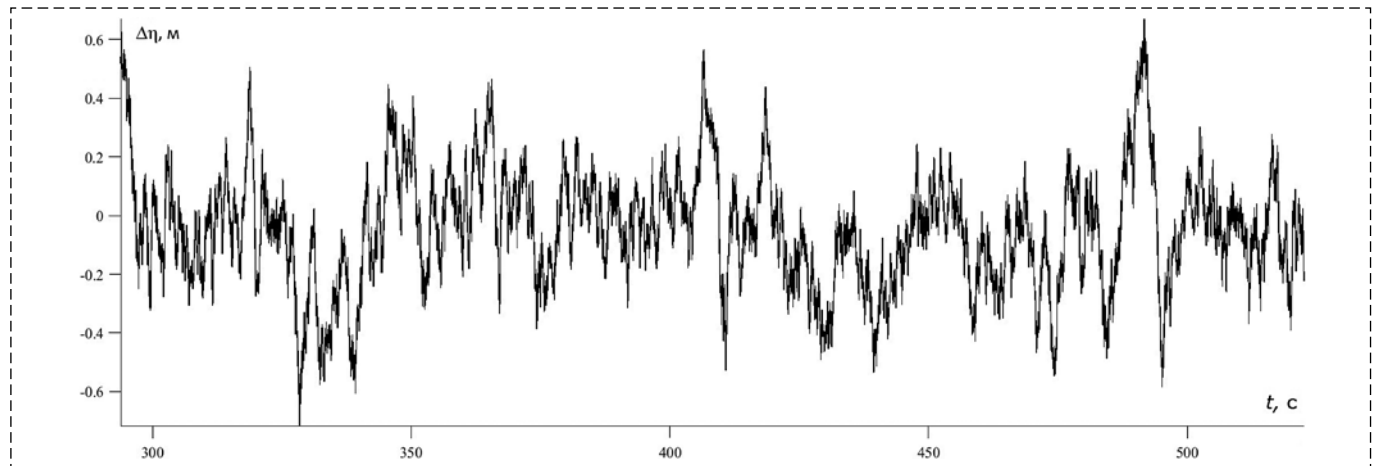


Рис. 2. Фрагмент ошибки оценки координаты η на интервале времени от 300 до 500 с
Fig. 2. Fragment of the coordinate η estimation error in the time interval from 300 to 500 seconds

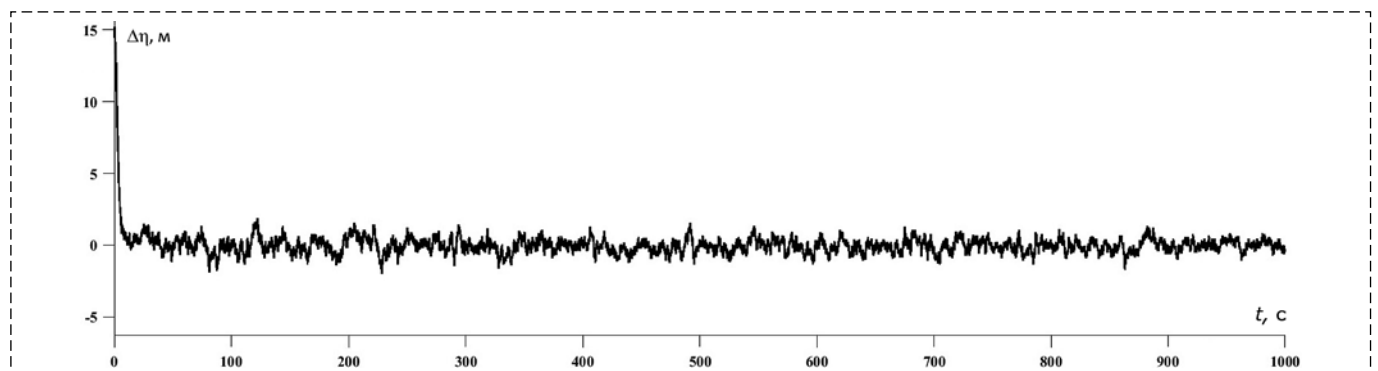


Рис. 3. Ошибка оценки координаты η для СНС низкой точности
Fig. 3. Coordinate η estimation error for low-precision SNS

уменьшается и на всем интервале моделирования не превышает 0,7 м, что проиллюстрировано на рис. 2, где показан фрагмент изменения ошибки оценки η на интервале времени от 300 до 500 с (на этом интервале ошибка оценки η не превысила даже 0,6 м).

На рис. 3 показан график ошибки оценки координаты η БТО для СНС низкой точности. Характер изменения ошибки здесь по-прежнему демонстрирует высокую степень сходимости и устойчивости процесса фильтрации, хотя уровень ошибок в установившемся режиме возрос до 3...4 м. При этом следует отметить, что для объектов, использующих СНС низкой точности, подобная точность позиционирования существенно превышает требуемую.

Заключение

Резюмируя вышеизложенное, в качестве основных особенностей рассмотренного подхода, определяющих его преимущества по сравнению с традиционными методами, можно отметить следующие:

— повышение точности позиционирования подвижного объекта за счет учета динамики его движения;

— возможность использования только одного спутника для решения задачи позиционирования, что позволяет повысить устойчивость решения навигационной задачи в случае деградации спутниковой группировки, а в штатном режиме (при одновременном функционировании нескольких спутников) за счет формирования банка фильтров вида (8) существенно увеличить точность позиционирования;

— минимальную размерность навигационного фильтра, обеспечивающую, в свою очередь, минимальный объем вычислительных затрат при его реализации,

— высокую сходимость и устойчивость процесса фильтрации.

Полученные результаты численного эксперимента в совокупности с отмеченными выше преимущественными особенностями предложенного метода позволяют сделать вывод о возможности его эффективного практического применения для позиционирования подвижных объектов при рассмотренном выше комплексировании электронных карт и спутниковых навигационных измерений.

Список литературы

1. **Bhatti J., Humphreys T.** Hostile control of ships via false GPS signals: Demonstration and detection // *NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation*. 2017. Vol. 64, N. 1. DOI 10.1002/navi.183.
2. **Микрин Е., Михайлов М.** Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. М.: Изд. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2017. 344 с.
3. **Розенберг И. Н., Соколов С. В., Уманский В. И., Погорелов В. А.** Теоретические основы тесной интеграции инерциально-спутниковых навигационных систем. М.: ООО Издательская фирма "Физико-математическая литература", 2018. 305 с.
4. **Соколов С. В., Погорелов В. А.** Стохастическая оценка, управление и идентификация в высокоточных навигационных системах. М.: ООО Издательская фирма "Физико-математическая литература", 2016. 264 с.
5. **Емельянцеv Г. И., Степанов А. П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. С.-Петербург: Концерн "Центральный научно-исследовательский институт "Электроприбор", 2016. 394 с.
6. **ГЛОНАСС.** Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. М: Радиотехника, 2010. 800 с.
7. **Кинкулькин И. Е.** Глобальные навигационные спутниковые системы: алгоритмы функционирования аппаратуры потребителя. М.: Радиотехника, 2018. 325 с.
8. **Jin T., Hu B., Sun Y.** et al. Optimal Solution to Multi-Frequency BDS Code-Multipath Combination Measurement // *The Journal of Navigation*. 2019. Vol. 72, N. 5. P. 1297—1314. DOI 10.1017/S0373463319000158.
9. **Косарев Н. С., Падве В. А., Сергеев С. А., Дударев В. И.** Использование синтезированного варианта алгоритма параметрической версии МНК-оптимизации результатов ГНСС-измерений для их сравнительного анализа // *Вестник СГУГиТ (Сибирского государственного университета геосистем и технологий)*. 2018. Т. 23, № 3. С. 30—45.
10. **Al Bitar N., Gavrilov A.** A novel approach for aiding unscented Kalman filter for bridging GNSS outages in integrated navigation systems. // *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*. 2021. Vol. 68, N. 3. P. 521—539. DOI 10.1002/navi.435.
11. **Sage A. P., Melsa J. L., Steinway W. J.** Estimation Theory with Applications to Communication and Control // *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*. Oct. 1971. Vol. SMC-1, N. 4. P. 405—405. DOI: 10.1109/TSMC.1971.4308330.
12. **Синицын И. Н.** Фильтры Калмана и Пугачева. М.: Логос, 2007. 772 с.
13. **Тихонов В. И., Харисов В. Н.** Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем: учеб. пособие для студентов вузов радиотехн. Специальностей. М.: Радио и связь: Горячая линия -Телеком, 2004. 607 с.
14. **Asgari M., Khaloozadeh H.** Robust extended Kalman filtering for nonlinear systems with unknown input: a UBB model approach // *IET Radar, Sonar and Navigation*. 2020. Vol. 14, N. 11. P. 1837—1844. DOI 10.1049/iet-rsn.2020.0258.
15. **Herrera E. P., Kaufmann H.** Adaptive Methods of Kalman Filtering for Personal Positioning Systems // *Proceedings of the 23rd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2010)*, Portland, OR, September 2010. P. 584—589.
16. **Hu C., Chen W., Chen Y., Liu D.** Adaptive Kalman Filtering for Vehicle Navigation // *Journal of Global Positioning Systems*. 2003. Vol. 2, N. 1. P. 42—47. DOI:10.5081/jgps.2.1.42.

17. Kerns A. J., Shepard D. P., Bhatti J. A., Humphreys T. E. Unmanned aircraft capture and control via GPS spoofing. // Journal of Field Robotics. 2014. Vol. 31, N. 4. P. 617–636. DOI 10.1002/rob.21513.

18. Kucherenko P. A., Sokolov S. V. Analytical Solution of the Navigation Problem on the Orthodromic Trajectory in the Greenwich Coordinate System // Mechanics of Solids. 2018. Vol. 53, Suppl. 2. P. 133–134. DOI 10.3103/S0025654418050114.

19. Lukasevich V. I., Pogorelov V. A., Sokolov S. V. Nonlinear filtering of vehicle motion parameters in an integrated navigation system using electronic map data // Russian Aeronautics. 2015. Vol. 58, N. 3. P. 338–344. DOI 10.3103/S1068799815030150.

20. Kos S., Zec D., Vrani D. Differential Equation of a Loxodrome on a Sphere // Journal of Navigation. 1999. Vol. 52, N. 3. P. 418–420. DOI 10.1017/S0373463399008395.

21. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018666659 Российская Федерация. Программный комплекс для определения параметров ортодромических траекторий: № 2018663785: заявл. 03.12.2018: опубл. 19.12.2018 / Е. В. Жилина, С. В. Соколов, Е. Н. Тищенко; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Ростовский государственный экономический университет (РИНХ)".

A Method of Combining Data from Electronic Maps and Satellite Measurements for High-Precision Positioning of Moving Objects

S. V. Sokolov¹, s.v.s.888@yandex.ru, V. A. Pogorelov², vadim.pogorelov.rnd@gmail.com, A. L. Okhotnikov³, a.ohotnikov@vniias.ru, M. V. Kurinenko¹, poliakova.marianna@mail.ru,

¹ Moscow Technical University of Communications and Informatics (MTUCI), North Caucasus Branch, Rostov-on-Don, 344002, Russian Federation,

² Don State Technical University, Rostov-na-Donu, 344003, Russian Federation,

³ Research and Design Institute for Information Technology, Signalling and Telecommunications on Railway Transport (JSC NIIAS), Moscow, 107078, Russian Federation

Corresponding author: Okhotnikov A. L., Deputy Head of the Information Technology Department — Head of the Strategic Development Department, Research and Design Institute for Information Technology, Signalling and Telecommunications on Railway Transport (JSC NIIAS), Moscow, 107078, Russian Federation, e-mail: a.ohotnikov@vniias.ru

Accepted on May 25, 2023

Abstract

A new approach to the processing of satellite navigation measurements for high-precision positioning of moving objects moving along a priori (program) trajectories is considered. Existing methods of processing satellite information using the least squares method or its various modifications provide the required positioning accuracy mainly only for stationary objects. At the same time, to assess the state of highly dynamic objects, taking into account the noise of satellite measurements, it is very effective to use modern methods of stochastic filtering theory, taking into account both the unevenness of the movement of a transport object and errors in the processing of measurements. The considered approach is based on the use of these methods of nonlinear stochastic filtering. It is proposed to increase the accuracy of positioning a moving object using electronic maps. The use of a digital path model makes it possible to approximate with a given accuracy the a priori (program) trajectory of a moving object with a set of trajectory intervals — orthodromies. These intervals allow you to establish an analytical dependence on the navigation parameters, which ensures high positioning accuracy and a significant reduction in computational costs. The integration of information from electronic maps and stochastic filtering algorithms for dynamic processing of satellite measurements made it possible to significantly reduce computational costs when estimating the current coordinates of a moving object and at the same time significantly improve positioning accuracy compared to traditional methods of processing satellite messages.

Keywords: spatial coordinates of a vehicle, orthodromic trajectory (Great circle), Doppler measurements, pseudo-range measurements, non-linear filtering

For citation:

Sokolov S. V., Pogorelov V. A., Okhotnikov A. L., Kurinenko M. V. A Method of Combining Data from Electronic Maps and Satellite Measurements for High-Precision Positioning of Moving Objects, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 10, pp. 551–559 (in Russian).

DOI: 10.17587/mau.24.551-559

References

1. Bhatti J., Humphreys T. Hostile control of ships via false GPS signals: Demonstration and detection, *NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation*, Spring 2017, vol. 64, no. 1, DOI 10.1002/navi.183.

2. Mikrin E., Mikhailov M. Navigation of spacecraft by measurements from global satellite navigation systems, Moscow, Publishing house of Bauman Moscow State Technical University, 2017, 344 p. (in Russian).

3. Rosenberg I. N., Sokolov S. V., Umansky V. I., Pogorelov V. A. Theoretical bases of close integration of inertial-satellite navigation systems, Moscow, FIZMATLIT, 2018, 312 p. (in Russian).

4. Sokolov S. V., Pogorelov V. A. Stochastic estimation, control and identification in high-precision navigation systems, Moscow, LLC Publishing company "Physico-mathematical Literature", 2016, 264 p. (in Russian)

5. Emeliantsev G. I., Stepanov A. P. Integrated inertial-satellite systems of orientation and navigation, Saint Petersburg,

Concern "Central Research Institute "Electropribor", 2016, 394 p. (in Russian).

6. **Perov A. I., Kharisov V. N.** ed. GLONASS. Principles of construction and functioning, Moscow, Radiotekhnika, 2010, 800 p. (in Russian).

7. **Kinkulkin I. E.** Global navigation satellite systems: algorithms for the functioning of consumer equipment, Moscow, Radiotekhnika, 2018, 325 p. (in Russian).

8. **Jin T., Hu B., Sun Y.** et al. Optimal Solution to Multi-Frequency BDS Code-Multipath Combination Measurement, *The Journal of Navigation*, 2019, vol. 72, no. 5, pp. 1297–1314, DOI 10.1017/S0373463319000158.

9. **Kosarev N. S., Padve V. A., Sergeev S. A., Dudarev V. I.** Using the synthesized version of the algorithm of the parametric version of the MNC-optimization of GNSS measurement results for their comparative analysis, *Bulletin of the Siberian State University of Geosystems and Technologies*, 2018, vol. 23, no. 3, pp. 30–45 (in Russian).

10. **Al Bitar N., Gavrilov A.** A novel approach for aiding unscented Kalman filter for bridging GNSS outages in integrated navigation systems, *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*, 2021, vol. 68, no. 3, pp. 521–539, DOI 10.1002/navi.435.

11. **Sage A. P., Melsa J. L., Steinway W. J.** Estimation Theory with Applications to Communication and Control, *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, Oct. 1971, vol. SMC-1, no. 4, pp. 405–405, DOI: 10.1109/TSMC.1971.4308330.

12. **Sinitsyn I. N.** Kalman and Pugachev, Moscow, Logos, 2007, 772 p. (in Russian).

13. **Tikhonov V. I., Kharisov V. N.** Statistical analysis and synthesis of radio engineering devices and systems: Textbook for universities, Moscow, Radio i svyaz, 2004, 608 p. (in Russian).

14. **Asgari M., Khaloozadeh H.** Robust extended Kalman filtering for nonlinear systems with unknown input: a UBB model

approach, *IET Radar, Sonar and Navigation*, 2020, Vol. 14, no. 11, pp. 1837–1844, DOI 10.1049/iet-rsn.2020.0258.

15. **Herrera E. P., Kaufmann H.** Adaptive Methods of Kalman Filtering for Personal Positioning Systems, *Proceedings of the 23rd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2010)*, Portland, OR, September 2010, pp. 584–589.

16. **Hu C., Chen W., Chen Y., Liu D.** Adaptive Kalman Filtering for Vehicle Navigation, *Journal of Global Positioning Systems*, 2003, vol. 2, no. 1, pp. 42–47, DOI:10.5081/jgps.2.1.42.

17. **Kerns A. J., Shepard D. P., Bhatti J. A., Humphreys T. E.** Unmanned aircraft capture and control via GPS spoofing, *Journal of Field Robotics*, 2014, vol. 31, no. 4, pp. 617–636, DOI 10.1002/rob.21513.

18. **Kucherenko P. A., Sokolov S. V.** Analytical Solution of the Navigation Problem on the Orthodromic Trajectory in the Greenwich Coordinate System, *Mechanics of Solids*, 2018, vol. 53, Suppl. 2, pp. 133–134, DOI 10.3103/S0025654418050114.

19. **Lukasevich V. I., Pogorelov V. A., Sokolov S. V.** Nonlinear filtering of vehicle motion parameters in an integrated navigation system using electronic map data, *Russian Aeronautics*, 2015, vol. 58, no. 3, pp. 338–344, DOI 10.3103/S1068799815030150.

20. **Kos S., Zec D., Vrani D.** Differential Equation of a Loxodrome on a Sphere, *Journal of Navigation*, 1999, vol. 52, no. 3, pp. 418–420, DOI 10.1017/S0373463399008395.

21. **Certificate** of state registration of the computer program No. 2018666659 Russian Federation. Software package for determining the parameters of orthodromic trajectories: No. 2018663785: application 03.12.2018: publ. 19.12.2018 / **E. V. Zhilina, S. V. Sokolov, E. N. Tishchenko**; applicant Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education "Rostov State University of Economics (RINH)" (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Матросская Тишина, 23с2

Телефон редакции журнала: **+7(499) 270 16 52**

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *М. Ю. Безменова*.

Сдано в набор 27.07.2023. Подписано в печать 13.09.2023. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Заказ МН1023. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций

Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансд солишнз". Отпечатано в ООО "Авансд солишнз". 119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru