

22. Palaniappan S. Commutation of a BLDC Motor with Various Pole-Pairs Can Be Simplified By Using Absolute Encoder Feedback. Avago technologies, 2010. <http://www.avagotech.com/docs/AV02-0458EN>.
23. iC-MH, 12 BIT ANGULAR HALL ENCODER datasheet. iC-Haus GmbH, 2008. http://www.ichaus.de/upload/pdf/Mh_b1es.pdf.
24. AS5145H/AS5145A/AS5145B 12-Bit Programmable Magnetic Rotary Encoder datasheet. AMS AG. <http://ams.com/eng/content/download/50206/533867/12670>.
25. AM4096 – Angular magnetic encoder IC datasheet. RLS merilna tehnika, 2010.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор П.Г. Михайлов.

Прокофьев Георгий Всеволодович – ЗАО "Зеленоградский нанотехнологический центр"; e-mail: prokofiev@idm-plus.ru; 124498, Москва, Зеленоград, Георгиевский проспект, 5, стр. 23; тел.: 84997206972; ведущий инженер.

Стахин Вениамин Георгиевич – e-mail: stakhin@idm-plus.ru; тел.: 84997208952; начальник дизайн-центра проектирования СБИС.

Обеднин Антон Александрович – e-mail: obednin@idm-plus.ru; тел.: 84997206972; главный конструктор.

Prokofiev Georgy Vsevolodovitch – CJSC "Zelenograd nanotechnology center"; e-mail: prokofiev@idm-plus.ru; 5, Georgievskiy prospekt, bld. 23; Zelenograd, Moscow, 124498, Russia; phone: +74997206972; leading engineer.

Stakhin Veniamin Georgievitch – e-mail: stakhin@idm-plus.ru; phone: +74997208952; chief of VLSI design centre.

Obednin Anton Aleksandrovitch – e-mail: obednin@idm-plus.ru; phone: +74997206972; chief designer.

УДК 621.3.089.2, 681.518.3

И.В. Щербань, Д.С. Конев, С.А. Толмачев

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ГРУБЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ И МОБИЛЬНОГО GPS НАВИГАТОРА ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА

Рассмотрен метод комплексирования выходных данных мобильных спутниковых навигаторов наземных транспортных средств (ТС) и измерений автономных грубых инерциальных микроэлектромеханических (МЭМС) датчиков. Интеграция спутниковой и инерциальной навигационных систем (НС) выполнена на уровне тесносвязанных систем. Традиционные методы тесной интеграции изначально имеют методические ошибки, обусловленные допущением о малости отклонений погрешностей измерений инерциальных датчиков от их модельных значений и, соответственно, применением процедур линеаризации к этим модельным уравнениям. На практике же оказывается, что работу МЭМС датчиков на длительных временных интервалах и в различных условиях эксплуатации недопустимо описывать с помощью линейных моделей уравнений ошибок. Априорно неизвестный рост погрешностей линеаризации предопределяет известные проблемы со сходимостью стохастических фильтров. Например, в условиях деградации наблюдаемого спутникового созвездия время установления оценок может достигать десятков минут. Подобные временные провалы в навигационных измерениях для НС транспортных средств, используемых в реальном времени, недопустимы. Разработан метод комплексирования измерений грубых инерциальных датчиков и выходных данных мобильных спутниковых навигаторов ТС, основанный на нелинейной фильтрации в пространстве состояний. Метод обеспечивает устойчивое непрерывное оценивание полного вектора состояния наземного ТС с достаточной точностью в условиях деградации видимого спутникового созвездия. Кроме того, метод работоспособен при полном отсутствии спутниковой информации в течение временных интервалов длительностью не более 1 минуты. Процедура начальной коррекции по полному созвездию спутников, обязательная для тра-

диционных тесно связанных схем интеграции, не требуется вовсе. Для реализации синтезированного подхода требуются принципиально меньшие вычислительные затраты в сравнении с традиционными методами тесной интеграции. Так, для непрерывного оценивания и регистрации параметров ТС с дискретностью 0,02с достаточным является использование вычислителя с производительностью всего 1,25 DMIPS/МГц. Ограничением предложенного метода является допущение о том, что ТС движется только по автомобильным дорогам, координаты которых отражены в цифровых навигационных картах.

Транспортное средство; интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система; тесная интеграция; нелинейная фильтрация.

I.V. Shcherban, D.S. Konev, S.A. Tolmachev

THE TIGHTLY COUPLED LOW COST MEMS INS AND VEHICLE GPS NAVIGATION SYSTEMS

The Tightly Coupled low cost microelectromechanical systems (MEMS) ins and GPS navigation systems has been realized. The decision enables a high sampling frequency registration of a linear and angular parameters of the motor vehicles with high precision in case of degradation of the visible satellite constellation. The traditional methods of tightly integration of inertial-satellite navigation systems (INS) initially have a methodical error caused by linearization of a dynamic error models of inertial navigation systems and measurement models of satellite navigation systems (SNS). Ability to perform linearization procedure is justified by assumption that the deviation of measurement errors from their model values is small. When solving the dynamic equations of errors of inertial navigation systems, which are the variational equations, methodical errors occur inevitably. These errors result from the assumption about the smallness of the measurement errors of inertial sensors and from procedures of linearization of the model equations. At the same time, when using the rough strapdown inertial navigation system (SINS) implemented based on technology of MEMS as the part of INS, such an assumption is unacceptable and causes a significant increase in the above-mentioned methodical errors. In tightly associated integrated navigation systems such an a-priori unknown increase of methodical linearization error, for example, determines the known problems with convergence of complicated stochastic filters. Therefore, the method of integration of low cost SINS and GPS navigation that would eliminate the loss of non-linear relationships in the construction of optimal estimation procedures of navigation parameters in INS has been considered. The assumption of the algorithm is that a vehicle moves along the roads, the coordinates of which are reflected in navigation digital maps.

Integrated low cost MEMS ins and GPS navigation system; tightly coupled system; vehicle.

Введение. На сегодняшний день общепринятым является тот факт, что навигационные системы (НС), доступные для массового использования в автомобильной технике, могут быть реализованы лишь на основе комплексирования микроэлектромеханических (MEMS) инерциальных систем и спутниковых бортовых приемников GPS/ГЛОНАСС [1–4]. При этом предпочтительной является схема тесного уровня их интеграции, где традиционно реализуется так называемый вариант оценивания ошибок инерциальной навигационной системы (ИНС) [1, 3–5]. Здесь на основе методов оптимальной линейной стохастической фильтрации обеспечивается периодическая коррекция навигационного решения и списание погрешностей ИНС по дискретной информации от спутниковой бортовой аппаратуры. Однако утрата нелинейных взаимосвязей вследствие линеаризации моделей первичных спутниковых измерений и моделей ошибок грубых MEMS датчиков приводит при этом к проблемам со сходимостью непрерывно-дискретных фильтров [1–5]. Например, в работах [5–11] показано, что в условиях ухудшения спутниковых измерений вследствие деградации наблюдаемого спутникового созвездия время установления оценок может достигать десятков минут. Понятно, что подобные временные провалы в навигационных измерениях для НС транспортных средств (ТС), используемых в реальном времени, недопустимы.

Поэтому необходим иной подход к тесному комплексированию измерений грубых инерциальных MEMS датчиков и бортовых спутниковых приемников-навигаторов, который позволил бы исключить утрату нелинейных взаимосвязей динамических моделей "объект-наблюдатель" и обеспечил бы возможность строгого применения теории нелинейной фильтрации. Такой вариант будет характеризоваться более точным определением навигационных параметров наземных ТС в условиях "затененного" неба, более длительным автономным (инерциальным) режимом работы при сбоях спутниковой навигационной системы (СНС) и достаточной помехоустойчивостью при сравнительно низкой динамике подвижного объекта.

Модели объекта и наблюдателя в пространстве состояний. В рассматриваемом случае эффективными могут быть статистически оптимальные дискретные фильтры, где в качестве "объекта" целесообразно использовать полную нелинейную модель состояния инерциальной навигационной системы, а не модель ее ошибок [1, 5, 6, 8, 9]. Поэтому воспользуемся представленной в работе [12] моделью бесплатформенной ИНС (БИНС), реализованной в форме пространства состояний:

$$\dot{Y} = F(Y, Z^{\text{инс}}; t) + F_0(Y, t)\xi(t); \quad Y(t_0) = Y_0, \quad (1)$$

где $Y = \{\lambda, \varphi, h, V_E, V_N, V_h, M_{CE}^{(v)}\}$ – вектор ($\dim(Y) = 15 \times 1$) состояния БИНС; φ, λ, h – геодезические широта, долгота и высота соответственно; V_E, V_N и V_h – восточная, северная и вертикальная составляющие линейной скорости БИНС относительно Земли; $Z^{\text{инс}} = \{z_x^n, z_y^n, z_z^n, z_x^\omega, z_y^\omega, z_z^\omega\}$ – вектор ($\dim(Z^{\text{инс}}) = 6 \times 1$) выходных сигналов акселерометров z_i^n и гироскопов z_i^ω ($i = x, y, z$) БИНС с учетом известных оценок систематических погрешностей из-за смещений нуля, искажений масштабных коэффициентов, температурных и других факторов; $\xi = \{\xi_x^n, \xi_y^n, \xi_z^n, \xi_x^\omega, \xi_y^\omega, \xi_z^\omega\}$ – вектор ($\dim(\xi) = 6 \times 1$) белого гауссовского шума (БГШ); ξ_i^n, ξ_i^ω – БГШ измерений акселерометров и гироскопов БИНС соответственно с нулевыми средними и известными СКО σ_n, σ_ω ; $M_{CE}^{(v)}$ – вектор ($\dim(M_{CE}^{(v)}) = 9 \times 1$), составленный из компонент матрицы Пуассона M_{CE} ($\dim(M_{CE}) = 3 \times 3$); $F(Y, Z; t)$ и $F_0(Y, t)$ – векторная ($\dim(F) = 15 \times 1$) и матричная ($\dim(F_0) = 15 \times 6$) функции, равные

$$F(Y, Z^{\text{инс}}; t) = \left[\begin{array}{c|c|c} V_N/R_\varphi & & \\ V_E/R_\lambda \cos \varphi & & \\ V_h & & \\ \hline M_{C \rightarrow E} \begin{array}{c} z_x^n \\ z_y^n \\ z_z^n \end{array} + \begin{array}{c} a_E \\ a_N \\ a_h \end{array} & & \\ \hline M_{CE}^{(v)} \begin{array}{c} z_x^\omega \\ z_y^\omega \\ z_z^\omega \end{array} & & -(\mathbf{I} \otimes \tilde{\omega}_\gamma) M_{CE}^{(v)} \end{array} \right];$$

$$F_0(Y, t) = \begin{vmatrix} 0 & & \\ 0 & M_{C \rightarrow E} & 0 \\ 0 & 0 & M_{C \rightarrow E}(\bar{v}) \end{vmatrix};$$

$$R_\varphi = \frac{a(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}} + h;$$

$$a_E = V_h \left(2\Omega \cos \varphi + \frac{V_E}{R_\lambda \cos \varphi} \right) - V_N \left(2\Omega \sin \varphi + \frac{V_E}{R_\lambda} \operatorname{tg} \varphi \right) + g_E;$$

$$a_N = V_E \left(2\Omega \sin \varphi + \frac{V_E}{R_\lambda} \operatorname{tg} \varphi \right) + V_h \frac{V_N}{R_\varphi} + g_N;$$

$$a_h = g_h - V_E \left(2\Omega \cos \varphi + \frac{V_E}{R_\lambda \cos \varphi} \right) - V_N \frac{V_N}{R_\varphi}, \quad R_\lambda = \frac{a}{(1-e^2 \sin^2 \varphi)^{1/2}} + h; \quad a, e - \text{пара-}$$

метры эллипсоида Красовского; \otimes – символ кронекеровского произведения.

Модель (1) может быть использована для описания любой БИНС с любым составом MEMS датчиков, позволяет реализовать методы нелинейной дискретной фильтрации и является достаточно точной, так как расширена за счет высокочастотных измерений этих датчиков и учитывает априорные модели их погрешностей. Учитывая динамику наземного ТС, модель (1) можно считать непрерывной.

Модель внешнего по отношению к "объекту" (1) наблюдателя также должна быть представлена в форме пространства состояний. Учтем, что современные бортовые приемники СНС наземных ТС реализуют только кодовые и доплеровские измерения и, соответственно, выходными данными являются географические координаты текущего положения автомобиля и модуль его абсолютной скорости. Объясняется это тем, что фазовые разностные (интерферометрические) спутниковые измерения угловых параметров объекта возможны только при дополнительном построении на борту этого объекта разнесенной антенной системы. Подобные конструктивные изменения применительно к автомобильной технике чаще всего нереализуемы вследствие, во-первых, их дороговизны и, во-вторых, потенциально низкой достижимой точности измерений угловых параметров, так как интерферометрическая система эффективна лишь при длинах баз не менее 10 м. Поэтому модель дискретного "наблюдателя" за "объектом" (1) в канонической форме имеет вид:

$$Z^{\text{СНС}}(t_j) = H(Y, t_j) + \eta(t_j), \quad (2)$$

где $H = \left[\lambda \quad \varphi \quad \sqrt{V_E^2 + V_N^2 + V_h^2} \right]^T$ – вектор-функция ($\dim(H) = 3 \times 1$) наблюдения; $Z^{\text{СНС}} = \left[\lambda \quad \varphi \quad V_m \right]^T$ – вектор ($\dim(Z^{\text{СНС}}) = 3 \times 1$) измерений; V_m – модуль абсолютной скорости ТС; η – вектор БГШ с известной матрицей дисперсий; T – знак транспонирования; $j=1, 2, \dots$ – номер такта приема спутникового навигационного сообщения.

Модель (2) записана в обобщенном виде в предположении о случайном характере таких основных погрешностей спутниковых измерений, как смещение часов приемника относительно системной шкалы, ионосферная и тропосферная задержки сигнала на трассе распространения, аппаратурные погрешности бортового приемника, погрешности вследствие многолучевости [7].

Уравнения (1), (2), представленные в классической форме "объект-наблюдатель", позволяют осуществить теоретически строгое апостериорное оптимальное нелинейное оценивание полного вектора состояния БИНС.

Процедура оптимального нелинейного оценивания навигационных параметров. Воспользуемся известным методом субоптимального оценивания на основе нелинейной локальной гауссовской аппроксимации апостериорной плотности вероятности [1, 13]. Вычислительные связи при этом построим на классической последовательности "непрерывное оценивание по измерениям БИНС – периодическая коррекция и списание погрешностей БИНС по измерениям СНС" [1, 5, 9, 13].

Непрерывное (высокочастотное) оценивание по измерениям БИНС в процедуре непрерывно-дискретной фильтрации осуществляется между дискретными спутниковыми сообщениями на основе использования непрерывного линейного фильтра Калмана [1, 5, 13]. Ясно, что вследствие особенностей выбранной модели "объекта" (1) такой подход невозможен. Поэтому на временных интервалах $T_K = t_j - t_{j-1}$ будем осуществлять классическое решение навигационной задачи БИНС [1,5,13] с темпом $T_0 \ll T_K$. Тогда, в результате выполнения $k = T_K/T_0$ итерационных циклов в каждый очередной момент времени приема спутникового сообщения имеем набор навигационных параметров

$$Y(T_K, t_j), K(T_K, t_j), \psi(T_K, t_j), \theta(T_K, t_j), \quad (3)$$

где K, ψ, θ – углы курса, продольных и боковых наклонов ТС соответственно.

Вследствие очевидно низкой точности грубых МЭМС-датчиков БИНС интегральные ошибки определения навигационных параметров (3) на конечном k -м шаге цикла будут непозволительно большими. Поэтому далее воспользуемся рассуждениями, изложенными в работе [14, 15].

Примем допущение, что ТС может совершать движение только по дорогам, координаты которых отражены в навигационных цифровых картах свободного доступа [13, 16]. На k -м шаге итерационного цикла будем выполнять процедуру коррекции найденных в этом такте навигационных параметров, исходя из характеристик текущего участка автомобильной дороги [14]. Это позволит уменьшить ошибки в определении параметров (3) и, таким образом, повысит точность начальных условий для последующей процедуры дискретного нелинейного оптимального оценивания.

Соответственно, осуществляем перевод геодезических координат ТС из набора параметров (3) в декартовы координаты WGS [1, 5, 13]

$$X_{и}^W(T_K, t_j), Y_{и}^W(T_K, t_j), Z_{и}^W(T_K, t_j), \quad (4)$$

и из условия

$$\Delta R_{и} = \min_{(\tilde{X}_i^W, \tilde{Y}_i^W, \tilde{Z}_i^W)} \left\{ \Delta R_{и}(i) = \sqrt{(X_{и}^W - \tilde{X}_i^W)^2 + (Y_{и}^W - \tilde{Y}_i^W)^2 + (Z_{и}^W - \tilde{Z}_i^W)^2} \right\}, \quad (5)$$

где индекс "и" означает, что решение сформировано только по измерениям инерциальной системы; $i = \overline{1, m}$; $\left\{ (\tilde{X}_1^W, \tilde{Y}_1^W, \tilde{Z}_1^W), (\tilde{X}_2^W, \tilde{Y}_2^W, \tilde{Z}_2^W), \dots, (\tilde{X}_m^W, \tilde{Y}_m^W, \tilde{Z}_m^W) \right\}$ –

выборка из m наборов координат, описывающих траекторию дороги в окрестности возможного местоположения ТС в системе координат WGS, находим координаты возможного местоположения ТС на автотрассе

$$\tilde{X}^W(t_j), \tilde{Y}^W(t_j), \tilde{Z}^W(t_j). \quad (6)$$

Далее, исходя из характеристик участка дороги в окрестности координат (6), корректируем найденные навигационные параметры ТС (3) согласно методике, изложенной в работе [14], и получаем набор навигационных параметров

$$\left\{ \varphi(t), \lambda(t), h(t), V_E(t), V_N(t), V_h(t), K(t), \psi(t), \theta(t) \mid t = t_j \right\}. \quad (7)$$

Отдельно необходимо отметить, что, как и для случая использования непрерывного фильтра Калмана в общей процедуре непрерывно-дискретной фильтрации на каждом временном отрезке $t \in [t_{j-1}; t_j]$, $j=1,2$, [13], вычисления (3)–(7) также реализуются без учета спутниковых измерений и их моделей.

Для последующего списания погрешностей БИНС, неизбежных все же по окончании вычислений (3)–(7), уже в полном соответствии с процедурой непрерывно-дискретной фильтрации [8] воспользуемся данными от СНС. Здесь начальные условия для гауссовского фильтра запишем в общепринятых терминах следующим образом:

$$\hat{Y}(t_j - 0) = \left[\varphi(t_j) \quad \lambda(t_j) \quad h(t_j) \quad V_E(t_j) \quad V_N(t_j) \quad V_h(t_j) \quad M_{CE}^{(v)}(t_j) \right]^T, \quad (8)$$

где вектор $M_{CE}^{(v)}(t_j)$ рассчитывается по значениям углов $K(t_j)$, $\psi(t_j)$, $\theta(t_j)$.

Подобная связь начальных и конечных условий дискретной фильтрации и непрерывного оценивания необходима для выполнения режима тесного комплексирования измерений БИНС и СНС. Так как для j -го навигационного сообщения функция наблюдений H рассчитывается по результатам определения вектора состояния $\hat{Y}(t_j - 0)$, то уравнения (2) запишем следующим образом:

$$Z^{\text{СНС}}(t_j) = H(\hat{Y}(t_j - 0), t_j) + \eta(t_j). \quad (9)$$

С учетом выполненных представлений уравнения дискретного гауссовского фильтра, использующего уже спутниковые, внешние по отношению к бортовой БИНС, измерения, окончательно имеют вид:

$$\hat{Y}(t_j + 0) = \hat{Y}(t_j - 0) + P(t_j + 0) \frac{\partial H(\hat{Y}(t_j - 0), t_j)}{\partial \hat{Y}^T} D_c^{-1} \left[\tilde{Z}_j^{\text{СНС}} - H(\hat{Y}(t_j - 0), t_j) \right]; \quad (10)$$

$$P^{-1}(t_j + 0) = P^{-1}(t_j - 0) + \left[\frac{\partial H(\hat{Y}(t_j - 0), t_j)}{\partial \hat{Y}^T} \right]^T D_c^{-1} \frac{\partial H(\hat{Y}(t_j - 0), t_j)}{\partial \hat{Y}^T},$$

где $\tilde{Z}_j^{\text{СНС}}$ – сформированный по j -му навигационному сообщению СНС вектор измерений.

В ходе решения системы уравнений (10) окончательно получаем оптимальные оценки вектора состояния БИНС $\hat{Y}(t_j)$.

Далее учтем возможность текущей временной деградации спутникового созвездия и, как следствие, возможность ухудшения точности спутниковых измерений $\tilde{Z}_j^{\text{СНС}}$. Здесь примем во внимание тот, полученный в работах [5, 6, 8] результат, что при обработке измерений только от двух спутников и, соответственно, существенном ухудшении общей точности спутниковых измерений, точность комплексного решения с привлечением информации от СНС оказывалась часто хуже, чем точность автономного решения по информации только от ИНС. Поэто-

му опять-таки выполним процедуру коррекции найденных из уравнений (10) оптимальных оценок навигационных параметров ТС с учетом того факта, что в каждый t_j момент времени автомобиль может находиться только на автотрассе. За действительное текущее местоположение ТС примем такие координаты трассы, которые удовлетворяют условию

$$\min_{\Delta R_{и}, \Delta R_{с}} \left\langle \Delta R_{и} = \min_{(\tilde{X}_i^W, \tilde{Y}_i^W, \tilde{Z}_i^W)} \{\Delta R_{и}(i)\}; \Delta R_{с} = \min_{(\tilde{X}_i^W, \tilde{Y}_i^W, \tilde{Z}_i^W)} \{\Delta R_{с}(i)\} \right\rangle, \quad (11)$$

где индекс "с" означает, что решение сформировано с использованием комплексных измерений ИНС и СНС; $i = \overline{1, m}$;

$$\Delta R_{с}(i) = \sqrt{(\hat{X}^W - \tilde{X}_i^W)^2 + (\hat{Y}^W - \tilde{Y}_i^W)^2 + (\hat{Z}^W - \tilde{Z}_i^W)^2}; \hat{X}^W(t_j), \hat{Y}^W(t_j), \hat{Z}^W(t_j)$$

– оценки координат ТС, определяемые за счет перехода из геодезических параметров $\hat{Y}(t_j)$ в декартовы координаты WGS.

Исходя из характеристик участка дороги в окрестности найденных из условия (11) координат, снова корректируем навигационные параметры ТС [14] и получаем набор начальных условий

$$\left\{ \varphi(t_0), \lambda(t_0), h(t_j), V_E(t_0), V_N(t_0), V_h(t_0), M_{CE}^{(b)}(t_0) \mid t \in [t_j; t_{j+1}] \right\} = \hat{Y}(t_j + 0),$$

для первой итерации цикла высокочастотных вычислений, выполняемого по измерениям БИНС до момента приема следующего, $j+1$ -го спутникового сообщения.

Дальнейшие численные исследования подтвердили тот факт, что в условиях ухудшения точности спутниковых измерений вышеописанная коррекция оптимальных оценок вектора состояния БИНС \hat{Y} , найденных из решения системы уравнений (10), позволяет повысить общую точность навигационного алгоритма.

Численные исследования разработанного метода. Для выявления качественных свойств предложенного подхода выполнялось имитационное моделирование. В ходе численных исследований проводился сравнительный анализ выходных данных синтезированного метода с результатами моделирования традиционных методов тесного комплексирования, основанных на оптимальной линейной стохастической фильтрации [1, 3–11]. В расчеты брались те результаты из работы [5], где рассматривалась грубая БИНС, а число видимых спутников СНС было недостаточным для сохранения штатной точности спутниковых измерений. Кроме того, как и в работе [5] выполнялся сравнительный анализ эффективности алгоритмов при продолжительной паузе в захвате спутников, когда спутниковая информация вовсе временно отсутствует.

На основе достаточно простых аналитических имитаторов задавалось неравномерное движение ТС по автомобильным дорогам разной конфигурации [18]. Моделировались дороги, включающие всевозможные комбинации из линейных участков (с постоянным углом курса), участков с круговым движением и поворотов, движением "в гору", "по ухабистой местности с тряской" и тому подобных участков. Это позволило проанализировать результаты решения в условиях как линейной, так и нелинейной траекторий. Такое различие форм траекторий движения ТС задавалось за счет использования различных моделей углов курса $K(t)$, продольных $\psi(t)$ (движение "в гору", "тряска") и боковых $\theta(t)$ ("тряска", "перекос") наклонов ТС.

Детерминированные (без учета шумовых и систематических погрешностей) функции выходных сигналов датчиков БИНС рассчитывались по реализуемому движению ТС с дискретностью 0,02 с. Для имитации "реальных" измерений БИНС на детерминированные измерения накладывали аддитивный белый шум, где характеристики шумовых составляющих определяли из технических характеристик MEMS микросхем LSM303DHL, включающей три акселерометра и трехосный магнитометр, и L3G42000D, включающей три датчика угловой скорости [18–23].

При построении моделей измерений СНС предполагалось, что систематические погрешности из-за смещения часов приемника относительно системной шкалы и из-за ионосферной и тропосферной задержек сигнала на трассе распространения полностью алгоритмически скомпенсированы, но присутствуют случайные погрешности, обычно объясняемые влиянием внутренних шумов приемника [5, 13]. Поэтому при моделировании в условиях "открытого" неба в качестве спутниковых измерений использовались непосредственно параметры λ , φ , V_m реализуемого движения ТС, но искаженные аддитивно наложенным шумом с нулевым средним и среднеквадратичным отклонением (СКО), равным 3м [24, 25]. Ухудшение точности спутниковых измерений вследствие "затенения" неба высокими зданиями, прерывистого слежения за спутниками с наличием эффекта многолучевости имитировалось тем, что в течение некоторых временных интервалов моделирования СКО зашумленных географических координат реализуемого движения ТС увеличивалось до 10 м, а СКО зашумленного значения модуля абсолютной скорости V_m – до 0,5 м/с.

В работе [5] исследовалась только лишь линейная траектория с несущественными эволюциями по углам курса, крена и тангажа. Проведенные же численные исследования разработанного метода тесной интеграции выявили существенную зависимость его качественных свойств от формы траектории.

Так, в случае "движения ТС" по прямой линии (при постоянном угле курса $K(t)=\text{const}$) точностные показатели оказывались хуже, чем для любой нелинейной траектории. Для прямолинейной траектории погрешности в определении продольной составляющей скорости и, соответственно, координат ТС постепенно увеличивались и достигали характерных погрешностей спутниковых решений. Таким образом, на конечный момент времени СКО погрешностей по координатам были равны 10 м, а СКО погрешностей оценки модуля скорости достигало 0,5 м/с.

В то же время, для любых нелинейных траекторий точностные показатели были значительно выше. Так, СКО погрешностей по координатам уже не превышали 8 м, а по скорости – 0,39 м/с. Эти факты объясняются следующим. Любая нелинейность формы траектории характеризуется изменениями угла курса $K(t)$. Поэтому и вследствие использования процедуры привязки оценок навигационных параметров к реальной траектории автомобильной дороги подобные изменения угла курса на этапе коррекции обнаруживаются и формируемое решение, можно сказать, "притягивается" к участку дороги с характерным изменением угла $K(t)$. Вследствие последующего пересчета начальных условий по реальному участку дороги ошибки БИНС списываются.

Например, график СКО ошибок определения местоположения ТС для дороги, состоящей из трех линейных участков и двух поворотов, представлен на рисунке. Здесь скачки соответствуют моментам поворотов – моментам резких изменений угла курса $K(t)$. Для дороги, имеющей форму окружности, где угол курса меняется линейно, график СКО ошибок определения местоположения ТС практически постоянен (рис. 1).

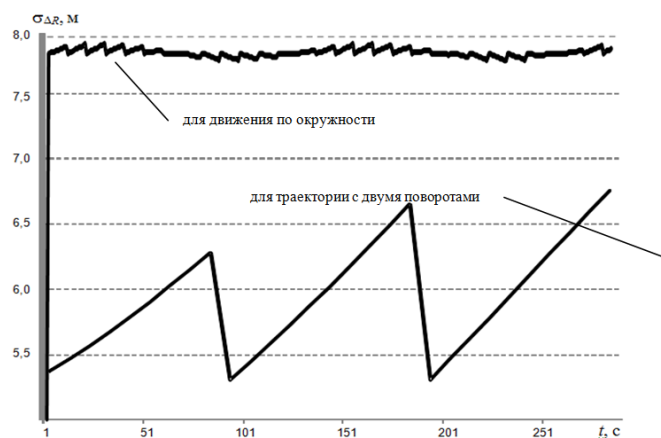


Рис. 1. СКО погрешностей местоположения ТС для разных траекторий

В ходе исследования вопроса продолжительности временной паузы полного отсутствия спутниковой информации установлен максимально возможный временной интервал оценивания вектора состояния ТС только по информации автономной грубой MEMS БИНС. В работе [5] для грубой ИНС, например, максимально возможный интервал времени потери спутников составлял 5 мин при условии, что время начальной коррекции по полному созвездию было не менее 1 мин. Оказалось, что интервал времени потери спутников, когда синтезированный алгоритм дает приемлемые по точности результаты, в рассматриваемом случае не должен превышать 1 минуту. Но, в свою очередь, начальная коррекция по полному видимому созвездию не требуется вовсе. Актуальным здесь является вопрос начальной выставки БИНС.

Заключение. Разработанный метод тесной интеграции позволяет осуществлять устойчивое непрерывное оценивание полного вектора состояния наземного ТС при деградации видимого спутникового созвездия и соответствующем ухудшении точности спутниковых измерений. Его особенностью является тот факт, что точность навигационных определений оказывается выше, если ТС следует по траекториям с меняющимся углом курса (с поворотами, с движением по дуге и т.п.).

Для прямолинейной траектории движения ТС точностные показатели разработанного метода, как и для традиционных тесно связанных методов, полностью определяются точностью спутниковых измерений. В свою очередь, для любых нелинейных траекторий точностные показатели разработанного метода оказываются лучше. Например, для нелинейных траекторий СКО погрешностей определения координат снижались на 20%, а погрешностей определения скорости – на 22%. Подобное увеличение точности в зависимости от формы траектории в классических тесно связанных методах не наблюдается [1, 5]. В то же время известно, что ухудшение точности спутниковых измерений вследствие деградации видимого созвездия как раз и характерно для городской местности с интенсивной застройкой, т.е. с участками дорог, изобилующими поворотами, сменами направлений движения.

При расчете угловых характеристик наиболее проблематичным является определение угла курса, что обычно объясняется плохой наблюдаемостью азимутальной ошибки [1, 5]. При моделировании оказалось, что точность определения угла курса для всех форм траектории характеризовалась СКО, более чем в 2 раза меньшим по сравнению с результатами моделирования тесно связанных методов, представленными в работе. Это объясняется использованием в разработанном методе процедуры коррекции решения по характеристикам текущего участка дороги.

Рассмотренный метод работоспособен при полном отсутствии спутниковой информации в течение временных интервалов длительностью не более 1 мин. При этом процедура начальной коррекции по полному созвездию спутников, обязательная для традиционных тесно связанных схем интеграции, не требуется вовсе. Указанный факт особенно важен применительно к НС наземных транспортных средств, функционирующих в реальном времени.

Ограничением рассмотренного подхода является условие, что наземное ТС движется только по автомобильным дорогам, координаты которых отражены в навигационных цифровых картах.

Результаты исследований, изложенные в данной статье, получены при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках реализации проекта «Создание высокотехнологичного производства для изготовления комплексных реконфигурируемых систем высокоточного позиционирования объектов на основе спутниковых систем навигации, локальных сетей лазерных и СВЧ маяков и МЭМС технологии» по постановлению правительства №218 от 09.04.2010 г. Исследования проводились в ФГАОУ ВО ЮФУ.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Голован А.А., Парусников Н.А. Математические основы навигационных систем. Ч. 1. Математические модели инерциальной навигации. – М.: МГУ, 2010. – 126 с.
2. Stentz T., Kelly A., Herman H., Rander P., Amidi O. Integrated Air/Ground Vehicle System for Semi-Autonomous Off-Road Navigation. – Carnegie Mellon University. – AUVSI Symposium, July 10, 2002. – P. 1-17.
3. Cannon M., Lachapelle G., Nayak R., Salychev O., Voronov V. Low Cost INS/GPS Integration: Concepts and Testing // The Journal of Navigation. – Royal Institute of Navigation. – 2001. – № 1 (54). – P. 9-13.
4. Saurabh G. Performance evaluation of low cost MEMS-based IMU integrated with GPS for land vehicle navigation. – Department of Geomatics Engineering, Calgary, Canada, 2006.
5. Демидов О.В. Задача тесной интеграции систем ГЛОНАСС и GPS с ИНС разных классов точности: Дисс. на соиск. степ. к.ф.-м.н. – М.: МГУ, 2009. – 139 с.
6. Фомичев А.А., Колчев А.Б., Ларионов П.В., Пугачев Р.В., Успенский Б.В. Комплексирование информации в интегрированной навигационной системе при неполном рабочем созвездии спутников // Гироскопия и навигация. – 2007. – № 1 (56). – С. 3-15.
7. Аникин А.А. Разработка и моделирование систем комплексирования разнородных наблюдений: Дисс. на соиск. степ. к.т.н. – Ульяновск: Ульяновский государственный технический университет, 2006. – 144 с.
8. Hide C., Moore T., Smith M. Adaptive Kalman filtering for low-cost INS/GPS // Journal of Navigation. – 2003. – № 1. – P. 143-152.
9. Salycheva A. Medium accuracy INS/GPS integration in various GPS environments. Department of Geomatics Engineering Calgary, Canada, 2004.
10. Grewal M., Andrews A. Application of Kalman Filtering to GPS, INS, and Navigation: Notes / Kalman Filtering Consulting Associates. – Anaheim, CA. – 2000.
11. Hide C., Moore T., Smith M. Adaptive Kalman filtering for low-cost INS/GPS // Journal of Navigation. – 2003. – Vol. 56, № 1. – P. 143-152.
12. Щербань И.В., Щербань О.Г., Конев Д.С. Обобщенная модель подвижного объекта для реализации тесной интеграции разнородных навигационных систем // Автоматизация и современные технологии. – 2013. – № 2. – С. 24-29.
13. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. – М: Радиотехника, 2010. – 800 с.
14. Щербань И.В., Щербань О.Г., Конев Д.С. Эффективный вычислительный алгоритм слабосвязанной инерциально-спутниковой навигационной системы транспортного средства // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2015. – Т.16, № 2. – С. 133-139.
15. Thang N., Trinh C., Tan T. Application of Street Tracking Algorithm in a feedback configuration for an integrated INS/GPS navigation system // Lecture Notes in Electrical Engineering. – 2014. – Vol. 282 LNEE. – P. 279-288.

16. *He R., Prentice S., Roy N.* The belief roadmap: Efficient planning in linear POMDPs by factoring the covariance // Springer Tracts in Advanced Robotics. – 2010. – № 66 (STAR). – P. 293-305.
17. *Russel F. Berg.* Estimation and prediction for maneuvering target trajectories // IEEE Transactions on Automatic Control. – 1983. – Vol. AC-28, № 3.
18. LSM303DLHC, <http://www.st.com/web/en/resource/technical/document/datasheet/DM00027543.pdf>.
19. L3G4200D, <http://www.st.com/web/en/resource/technical/document/datasheet/CD00265057.pdf>.
20. *Распонов В.Я.* Микромеханические приборы. – М.: Машиностроение, 2007. – 400 с.
21. *Распонов В.Я., Матвеев В.В., Малютин Д.М. и др.* Информационно-управляющие системы на микрогироскопах вращающихся по крену летательных аппаратов // Датчики и системы. – 2007. – № 4. – С. 8-11.
22. *Распонов В.Я., Матвеев В.В.* Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.
23. *Woodman O.* An introduction to inertial navigation // Technical Report. – 2007. – № 696. – P. 1-37.
24. Приемник спутниковых сигналов "Геос 3(М)". <http://www.premier-electric.com/ii/geostar.pdf>.
25. *Nassar S.* Improving the Inertial Navigation System (INS) Error Model for INS and INS/DGPS Applications: Diss. Subm. PHD / Calgary: Alberta. – 2003. – 178 p.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор С.В. Соколов.

Щербань Игорь Васильевич – Южный федеральный университет; e-mail: shcheri@mail.ru; 344090, г. Ростов-на-Дону, ул. Мильчакова, 10; тел.: 88632434811; кафедра информационных и измерительных технологий; д.т.н.; профессор.

Толмачев Сергей Алексеевич – e-mail: gray8889@yandex.ru; тел.: 89525787857; кафедра информационных и измерительных технологий; аспирант.

Конеv Дмитрий Сергеевич – Федеральное государственное унитарное предприятие "Ростовский-на-Дону научно-исследовательский институт радиосвязи"; e-mail: gray8889@yandex.ru; 344090, г. Ростов-на-Дону, ул. Зорге 28/2; тел.: +79185582483; научный сотрудник.

Shcherban Igor Vasilyevich – Southern Federal University; e-mail: shcheri@mail.ru; 10, Milchakova street, Rostov-on-Don, 344090, Russia; phone: +78632434811; Department of Informational and measuring technologies; dr. of eng. sc.; professor.

Tolmachev Sergey Alexeevich – e-mail: gray8889@yandex.ru; phone: +78632434811; Department of Informational and measuring technologies; postgraduate student.

Konev Dmitriy Sergeevich – Research Fellow of the Federal State Unitary Enterprise "Rostov-on-Don Scientific Research Institute the Radio"; e-mail: gray8889@yandex.ru; 28/2 Zorge street, Rostov-on-Don, 344090, Russia; phone: + 79185582483; researcher.