

УДК 621.3.089.2, 681.518.3

И. В. Щербань, д-р техн. наук, проф., shcheri@mail.ru,
О. Г. Щербань, канд. техн. наук, доц., **Д. С. Конев**, аспирант,
Южный федеральный университет, г. Ростов на Дону

Метод слабосвязанной интеграции спутниковой и микроэлектромеханической инерциальной навигационных систем транспортного средства¹

Разработан метод комплексирования измерений спутниковой и микроэлектромеханической инерциальной навигационных систем, позволяющий осуществлять непрерывное оценивание линейных и угловых параметров наземного транспортного средства в реальном времени его движения с достаточной точностью.

Ключевые слова: наземное транспортное средство, интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система, слабосвязанный уровень

Введение

Возможности массового внедрения навигационных систем (НС) в практику эксплуатации наземных транспортных средств (ТС) обусловлены тем, что в последнее время созданы бортовые приемники-навигаторы спутниковых навигационных систем (СНС) GPS/ГЛОНАСС, использование которых, в принципе, позволяет решать задачу навигации наземных ТС с требуемой точностью. В настоящее время неразрешенными проблемами автономного использования на борту наземных ТС спутниковых навигаторов являются следующие [1–3].

Во-первых, до сих пор не решена проблема временных деградаций видимого спутникового созвездия, особенно в условиях городской застройки, лесистой или горной местности, когда существенно ухудшаются точностные показатели спутниковых навигационных решений.

Во-вторых, существуют сложности в определении угловых параметров наземных ТС — функций пространственных углов и составляющих вектора абсолютной угловой скорости автомобиля. Известно, что возможность высокоточного определения пространственных разворотов подвижного объекта достигается посредством использования режимов фазовых разностных (интерферометрических) измерений спутниковых систем. Конструктивно это осуществляется за счет дополнительного построения антенной интерферометрической системы на

борту объекта и использования в составе бортовой аппаратуры модуля измерений разностей фаз сигналов. Подобная антенная интерферометрическая система мало того, что значительно увеличивает стоимость бортового оборудования, но и эффективна только при длине базы подвижного объекта более 10 м. Эти факты, очевидно, обуславливают невозможность подобного схмотехнического решения с точки зрения повсеместной реализации его на наземных транспортных средствах.

В-третьих, известно, что дискретность получения измерительной информации от спутников составляет 1...5 с, что не позволяет обеспечить непрерывность оценивания и регистрации параметров движения наземных ТС. В свою очередь, возможность непрерывного оценивания временных функций навигационных параметров наземного ТС в процессе его движения и их высокочастотная регистрация, особенно углов, линейных и угловых скоростей, крайне необходимы в аварийных режимах, например, при дорожно-транспортных происшествиях. Наличие подобной информации, регистрируемой не реже 0,1 с, позволит существенно упростить вопросы анализа конфликтных ситуаций, анализа аварийных режимов функционирования наземных ТС.

Преодоление вышеуказанных проблем традиционно осуществляется на основе совместного использования измерительной информации бортовых спутниковых навигаторов и измерений дополнительных автономных инерциальных датчиков, размещаемых на борту ТС. Применительно к автотранспортной технике элементной системой подобной дополнительной инерциальной навигационной системы (ИНС) может быть лишь система микроэлектромеханических (МЭМС) инерциальных измерителей. Дешевизна бесплатформенных ИНС (БИНС) на

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках проекта "Создание высокотехнологичного производства по изготовлению информационно-телекоммуникационных комплексов спутниковой навигации ГЛОНАСС/GPS/Galileo" по постановлению Правительства РФ № 218 от 09.04.2010 г.

основе технологии МЭМС позволит обеспечить массовое внедрение интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем в автомобильную технику.

Разработан метод слабосвязанного (Loosely Coupled Systems) комплексирования измерений СНС и грубой МЭМС БИНС, позволяющий осуществлять непрерывную оценку линейных и угловых параметров автомобиля с достаточной точностью в реальном времени. Синтезированный на его основе алгоритм не имеет проблем со сходимостью и требует для реализации принципиально меньших вычислительных затрат в сравнении с алгоритмами, основанными на оптимальных стохастических фильтрах.

Ограничениями метода являются условие отсутствия "выбросов" спутниковых измерений на временных интервалах более одной минуты, когда СНС случайным неконтролируемым образом выдают неопознанную недостоверную навигационную информацию, а также допущение, что ТС движется только по автомобильным дорогам, координаты которых отражены в навигационных цифровых картах.

Анализ особенностей решаемой задачи

Существующие методы решения навигационных задач в интегрированных инерциально-спутниковых навигационных системах различаются в зависимости от глубины комплексирования и взаимного использования измерительной информации от СНС и от БИНС. В настоящее время считается, что варианты тесной интеграции, реализуемые на основе методов оптимальной линейной стохастической фильтрации, являются наиболее предпочтительными [1, 4, 5]. Однако на практике оказывается, что применительно к автотранспортной технике подобная интеграция не всегда эффективна, так как, во-первых, синтезируемые алгоритмы имеют значительную вычислительную емкость и, во-вторых, реализуемые фильтры имеют малые запасы устойчивости. Например, в работе [3] показано, что такие фильтры могут иметь порядок от 20 до 70, а в работе [4] приведена оценка сложности вычислений фильтра Калмана в зависимости от размерностей модели объекта и измерительной системы. Показано, что при вышеуказанных размерностях сложность вычислений достигает 10^8 коротких операций (flops) на один шаг фильтрации. Таким образом, в наиболее обоснованном режиме обработки измерительной информации от СНС с темпом 1 с подобные навигационные алгоритмы могут быть реализованы лишь высокопроизводительными и, соответственно, дорогостоящими бортовыми вычислителями, что также принципиально затрудняет возможность массового использования интегрированных НС в автомобильной технике.

Расходимость же фильтров традиционно объясняется тем фактом, что работу грубых БИНС на длительных временных интервалах недопустимо

описывать с помощью линейных моделей уравнений ошибок [1, 5]. В работе [5] проблема расходимости фильтра для тесноинтегрированной НС с грубой БИНС решена за счет введения так называемых обратных связей. Здесь в целях минимизации текущих ошибок БИНС в правые части модельных уравнений инерциальной навигации добавляются корректирующие сигналы. Это позволяет списывать ошибки БИНС, так что линейные модели всегда остаются верными и, таким образом, преодолевается проблема неустойчивости фильтра. Но, опять-таки, синтезированный алгоритм характеризуется существенной вычислительной емкостью и относительно длительным временным интервалом сходимости решения — порядка десятков минут.

Итак, очевидно, что для обеспечения требуемой точности навигационного решения необходимо осуществлять не только коррекцию измерений МЭМС БИНС, но и периодическое списание ее погрешностей. Кроме того, необходимо учесть, что кодовые и доплеровские навигационные измерения СНС также имеют случайные погрешности, обусловленные алгоритмически некомпенсированными ошибками [2]. Тогда понятно, что в рассматриваемом случае простейшая схема раздельной интеграции (Separate Systems), когда автономные спутниковые навигационные решения просто заменяют соответствующую информацию инерциальной системы, также неэффективна.

Метод комплексирования измерений МЭМС БИНС и СНС

Для обеспечения возможности решения задачи принято допущение, что наземное ТС движется только по автомобильным дорогам, координаты которых отражены в навигационных цифровых картах. Для описания движения ТС используются следующие правые системы координат (СК) [2, 6]: референсная СК Пулково, где за отсчетную поверхность принят эллипсоид Красовского; геодезические СК ПЗ-90 и WGS; топоцентрическая СК $OENh$, где положение центра масс (ЦМ) объекта задано геодезическими координатами — высотой места h , широтой φ и долготой λ , связанными с вектором γ нормальной силы тяжести; СК $S_{ху\lambda}$, связанная с ТС (ССК), совершающая движение вместе с ним и ориентированная следующим образом: ось S_u направлена вдоль продольной оси автотранспортного средства, ось S_z лежит в плоскости ($y\lambda$) симметрии объекта и перпендикулярна продольной оси, а ось S_x образует правый ортогональный трехгранник.

Без нарушения общности рассуждений и в целях их конкретизации предполагалось, что на ТС используется наиболее распространенная, грубая и относительно дешевая микроэлектромеханическая БИНС, построенная на трех акселерометрах и трех датчиках угловой скорости (ДУС). Приемник спут-

никовой системы реализует при этом только кодовые измерения.

Выходными навигационными параметрами задачи являются широта φ и долгота λ положения наземного ТС на поверхности Земли, его модуль скорости V_m , а также углы курса K , продольных ψ и боковых θ наклонов ТС.

Метод основан на классической последовательности предсказания—коррекции [1, 3, 5]. В классическом предикторном блоке [1, 3, 5] при этом осуществляется решение навигационной задачи БИНС. В корректорном блоке на основе минимизации невязок относительно траектории дороги расчетных значений инерциальной системы и измеренных значений спутниковой системы осуществляется привязка местоположения ТС к карте. Далее по характеристикам текущего участка дороги рассчитываются параметры, являющиеся начальными для следующего такта решения навигационной задачи БИНС в предикторном блоке. Такое построение вычислений исключает накопление ошибок БИНС.

Навигационные сообщения СНС формируются в общем случае в неэквилидистантные моменты времени $\dots t_{j-1}, t_j, t_{j+1}, \dots$ [2, 3]. Соответственно, на временных интервалах $T_k = t_j - t_{j-1}$ решается навигационная задача БИНС с темпом $T_0 \ll T_k$, определяемым из трудоемкости задач и производительности бортового вычислителя ТС. Таким образом, в предикторном блоке выполняется $k = T_k/T_0$ итерационных циклов решения навигационной задачи БИНС, где кроме $\varphi, \lambda, K, \theta$ и ψ также вычисляются текущие значения высоты места ТС h , восточная V_E , северная V_N и вертикальная V_h составляющие линейной скорости ТС относительно Земли. Измеренные БИНС составляющие n_x, n_y, n_z вектора $\mathbf{n}$ кажущегося ускорения автомобиля на оси ССК и составляющие $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ вектора $\boldsymbol{\omega}$ угловой скорости его вращения поступают с темпом T_0 .

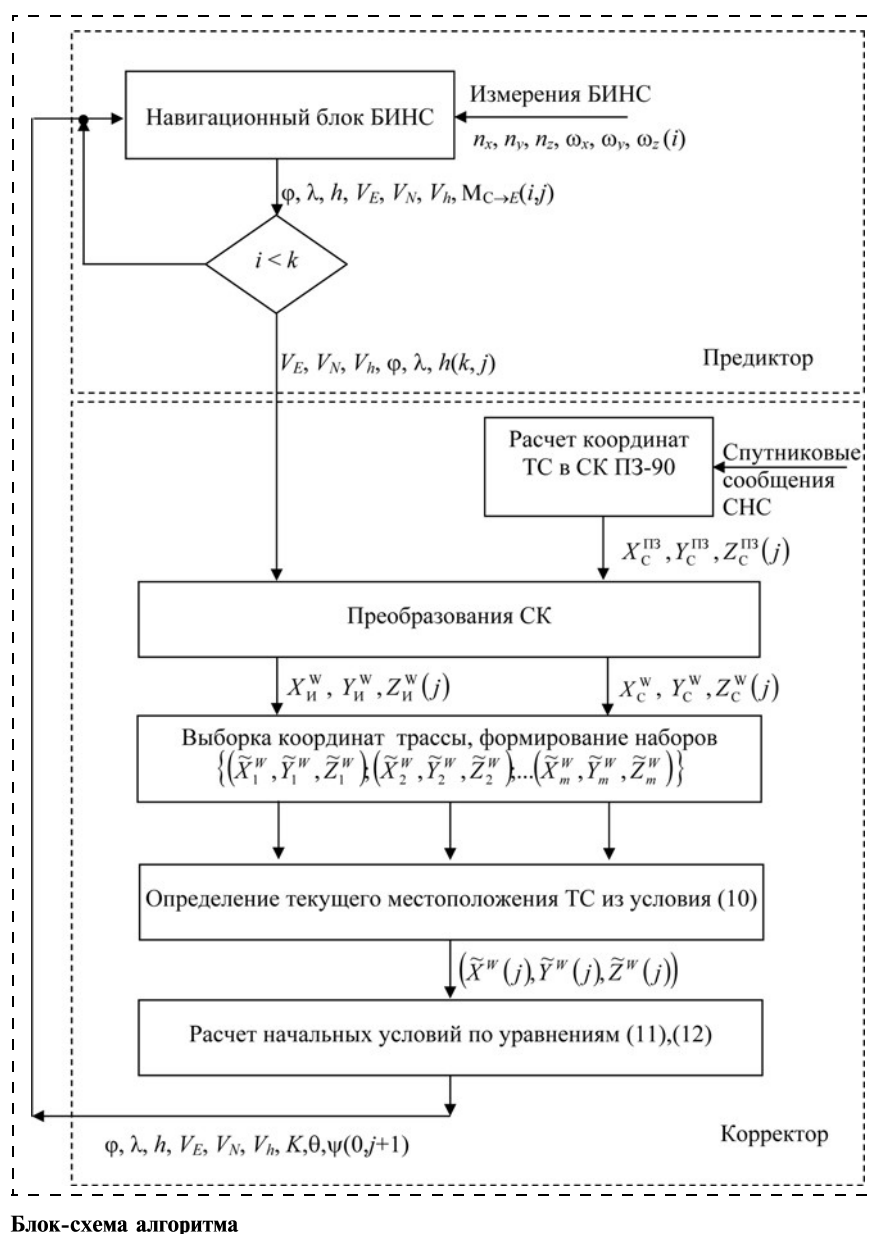
На j -м такте $[t_{j-1}; t_j]$ начальные условия $K, \theta, \psi, V_E, V_N, V_h, \varphi, h, \lambda(0, j)$ (здесь и далее принято, что аргументы (в данном случае $(0, j)$), относятся ко всем перечисленным переменным) для первого итерационного цикла предикторного блока рассчитываются в предыдущем $(j-1)$ -м такте в корректорном блоке (см. рисунок). Каждый i -й ($i = \overline{1, k}$) цикл предикторного блока включает следующую последовательность действий.

Вначале выполняется интегрирование матричного дифференциального уравнения Пуассона для определения компонент матрицы $\mathbf{M}_{C \rightarrow E}(i, j)$ перехода из ССК в геодезическую СК ENh [6]:

$$\dot{\mathbf{M}}_{C \rightarrow E} = \mathbf{M}_{C \rightarrow E} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_b - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_\gamma \mathbf{M}_{C \rightarrow E}, \quad (1)$$

$$\text{где } \tilde{\boldsymbol{\omega}}_b = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \text{ — кососимметрическая матрица, формируемая по текущим измерениям ДУСов;}$$

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_\gamma = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_h & \omega_N \\ \omega_h & 0 & -\omega_E \\ -\omega_N & \omega_E & 0 \end{bmatrix}; \omega_E = -\frac{V_N}{R_\varphi}; \omega_N = \Omega \cos \varphi + \frac{V_E}{R_\lambda};$$



$$\omega_h = \Omega \sin \varphi + \frac{V_E}{R_\lambda} \operatorname{tg} \varphi; \quad R_\varphi = \frac{a(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}} + h;$$

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

$$\mathbf{M}_{C \rightarrow E} = \begin{bmatrix} \cos K \cos \theta + \sin K \sin \psi \sin \theta & \sin K \cos \theta & \cos K \sin \theta - \sin K \sin \psi \cos \theta \\ -\sin K \cos \theta + \cos K \sin \psi \sin \theta & \cos K \cos \theta & -(\sin K \sin \theta + \cos K \sin \psi \cos \theta) \\ -\cos \psi \sin \theta & \sin \psi & \cos \psi \cos \theta \end{bmatrix};$$

Ω — угловая скорость суточного вращения Земли; a, e — параметры эллипсоида Красовского.

При вычислении текущих значений компенсационных ускорений $a_E, a_N, a_h(i, j)$ пренебрегаем изменением вектора гравитационного ускорения на такте T_0 и в расчетах используем значения $\varphi, \lambda, V_N, V_E, R_\varphi, R_\lambda(i-1, j)$, полученные на предыдущем шаге или полученные в предыдущем $(j-1)$ -м такте корректорного блока, если $i=1$. Для этого вначале вычисляется значение ускорения свободного падения на поверхности эллипсоида γ_Σ :

$$\gamma_\Sigma = \frac{a\gamma_e \cos^2 \varphi + b\gamma_p \sin^2 \varphi}{\sqrt{a^2 \cos^2 \varphi + b^2 \sin^2 \varphi}}, \quad (2)$$

где γ_e, γ_p — значения ускорения свободного падения на земном экваторе и полюсе, равные $\gamma_e = 9,780$; $\gamma_p = 9,832$ (м/с²). По значению γ_Σ рассчитываются составляющие вектора $\mathbf{g}$, представляющего собой сумму вектора γ нормальной силы тяжести и вектора аномалии силы тяжести $\Delta \mathbf{g}$:

$$g_E = -\gamma_\Sigma \eta_g; \quad g_N = -\gamma_\Sigma \xi_g; \quad g_h = \gamma_\Sigma + \Delta g_h, \quad (3)$$

где η_g, ξ_g — восточная и северная составляющие уклонения отвесной линии; Δg_h — проекция соответствующего вектора на геодезическую вертикаль (ось h).

Тогда

$$\begin{aligned} a_E &= V_h(2\Omega + \dot{\lambda}) \cos \varphi - V_N(2\Omega + \dot{\lambda}) \sin \varphi + g_E; \\ a_N &= V_E(2\Omega + \dot{\lambda}) \sin \varphi + V_h \dot{\varphi} + g_N; \\ a_h &= g_h - V_E(2\Omega + \dot{\lambda}) \cos \varphi - V_N \dot{\varphi}, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\text{где } \dot{\varphi} = \frac{V_N}{R_\varphi}; \quad \dot{\lambda} = \frac{V_E}{R_\lambda \cos \varphi}.$$

По измеряемым акселерометрами текущим значениям n_x, n_y, n_z вычисляются составляющие

$$\begin{bmatrix} n_E \\ n_N \\ n_h \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{C \rightarrow E}(i, j) \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}, \quad (5)$$

и, окончательно, находятся ускорения ТС в геодезической СК в i -м итерационном цикле:

$$\dot{V}_E = n_E - a_E; \quad \dot{V}_N = n_N - a_N; \quad \dot{V}_h = n_h - a_h. \quad (6)$$

Текущие скорости и координаты ТС определяются из следующих уравнений:

$$\begin{aligned} V_E(i, j) &= V_E(i-1, j) + \int_{T_0} \dot{V}_E(\tau) d\tau; \\ V_N(i, j) &= V_N(i-1, j) + \int_{T_0} \dot{V}_N(\tau) d\tau; \\ V_h(i, j) &= V_h(i-1, j) + \int_{T_0} \dot{V}_h(\tau) d\tau; \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \varphi(i, j) &= \varphi(i-1, j) + \int_{T_0} \frac{V_N(\tau)}{R_\varphi(\tau)} d\tau; \\ \lambda(i, j) &= \lambda(i-1, j) + \int_{T_0} \frac{V_E(\tau)}{R_\lambda(\tau) \cos \varphi(\tau)} d\tau; \\ h(i, j) &= h(i-1, j) + \int_{T_0} V_h(\tau) d\tau. \end{aligned} \quad (8)$$

Таким образом, начальными условиями для выполнения теперь уже коррекции на j -м такте являются навигационные параметры $V_E, V_N, V_h, \varphi, \lambda, h(k, j)$, рассчитанные по уравнениям (11) в k -м цикле этого j -го такта, а также координаты ТС в СК ПЗ-90 $X_c^{\text{ПЗ}}, Y_c^{\text{ПЗ}}, Z_c^{\text{ПЗ}}(j)$, рассчитываемые по измерениям СНС с темпом T_k . (Далее для обозначения навигационных параметров, рассчитываемых по спутниковым измерениям, используется индекс "с", а для рассчитываемых по измерениям БИНС — индекс "и".) В ходе коррекции осуществляется сравнение этих групп навигационных параметров, формируемых по измерениям БИНС и СНС, с координатами трассы. Для этого, в первую очередь, выполняются преобразования систем координат.

Преобразование выходных данных предикторного блока из СК Пулково в СК WGS выполняется в три этапа. Вначале выполняется переход из геодезических координат в декартовы координаты СК Пулково в соответствии с уравнениями

$$\begin{aligned} X^{\text{П}}(k, j) &= (W + h) \cos \varphi \cos \lambda; \\ Y^{\text{П}}(k, j) &= (W + h) \cos \varphi \sin \lambda; \\ Z^{\text{П}}(k, j) &= (W(1 - e^2) + h) \sin \varphi, \end{aligned} \quad (9)$$

где $W(k, j) = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}$ — радиус кривизны пер-

вого вертикала, а затем выполняется переход из декартовых координат Пулково в декартовы координаты ПЗ-90 и, далее, в СК WGS $X_i^W, Y_i^W, Z_i^W(j)$ по известным уравнениям [2, 5, 6]. Одновременно выполняется расчет и по спутниковым сообщениям декартовых координат в СК WGS $X_c^{\text{ПЗ}}, Y_c^{\text{ПЗ}}, Z_c^{\text{ПЗ}}(j)$.

В результате получаем две группы координат ТС в СК WGS в одноименные моменты времени t_j , но

формируемые по результатам работы разнородных навигационных систем: МЭМС БИНС — $X_{и}^W, Y_{и}^W, Z_{и}^W(j)$ и СНС — $X_c^W, Y_c^W, Z_c^W(j)$.

Далее учтено, что ТС может совершать движение только по дорогам, координаты которых отражены в навигационных цифровых картах свободного доступа. Вначале выполняется выборка группы из m наборов координат $\{(\tilde{X}_1^W, \tilde{Y}_1^W, \tilde{Z}_1^W); (\tilde{X}_2^W, \tilde{Y}_2^W, \tilde{Z}_2^W); \dots; \{(\tilde{X}_m^W, \tilde{Y}_m^W, \tilde{Z}_m^W)\}$, описывающих в СК WGS траекторию дороги в окрестности возможного местоположения ТС. Величина выборки определяется точностью работы СНС. Экспериментальные исследования показали, что при штатном функционировании СНС достаточным является интервал выбираемого участка дороги в ± 50 м относительно возможного местоположения ТС.

Необходимо также отметить следующее. Традиционно в навигационных цифровых картах свободного доступа (например, OpenStreetMap) используется кусочно-линейная аппроксимация дорог, и длины аппроксимирующих отрезков, соответственно, определяются формой траектории. При реализации выборки необходимо переходить к фиксированному шагу изменения расстояния между соседними наборами координат в выбираемой группе.

За действительное текущее местоположение ТС принимается такая тройка координат дороги $(\tilde{X}^W(j), \tilde{Y}^W(j), \tilde{Z}^W(j))$ из вышеназванной выборки, которая удовлетворяет условиям

$$\min_{\Delta R_{и}, \Delta R_c} \left\langle \Delta R_{и} = \min_{(\tilde{X}_s^W, \tilde{Y}_s^W, \tilde{Z}_s^W)} \{\Delta R_{и}(s)\}; \right. \\ \left. \Delta R_c = \min_{(\tilde{X}_s^W, \tilde{Y}_s^W, \tilde{Z}_s^W)} \{\Delta R_c(s)\} \right\rangle, \quad (10)$$

где $s = \overline{1, m}$;

$$\Delta R_{и}(s) = \sqrt{(X_{и}^W - \tilde{X}_s^W)^2 + (Y_{и}^W - \tilde{Y}_s^W)^2 + (Z_{и}^W - \tilde{Z}_s^W)^2};$$

и с.

Для исключения накопления ошибок БИНС далее рассчитываются начальные условия для первого итерационного цикла предикторного блока последующего $(j+1)$ -го такта. Для этого осуществляется обратный перевод найденных согласно (10) координат из СК WGS в декартовые координаты Пулково, а затем и в геодезические координаты. Именно по формируемым таким образом значениям

$\varphi, h, \lambda(0, j+1)$ и находятся составляющие скорости из уравнений:

$$V_E(0, j+1) = \Delta \lambda \left(\frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}} + h \right) \cos \varphi;$$

$$V_N(0, j+1) = \Delta \varphi \left(\frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}} + h \right); \quad (11)$$

$$V_h(0, j+1) = \frac{h(0, j+1) - h(0, j)}{T_k},$$

где $\Delta \lambda = \frac{\lambda(0, j+1) - \lambda(0, j)}{T_k}$; $\Delta \varphi = \frac{\varphi(0, j+1) - \varphi(0, j)}{T_k}$.

Окончательное определение начальных данных для итерационной схемы завершается расчетом углов, используемых для построения начальной матрицы $M_{C \rightarrow E}(0, j+1)$. За начальный угол курса ТС при этом принимается угол курса текущего участка дороги, начальный угол θ считается равным нулю, а угол ψ рассчитывается как

$$\psi(0, j+1) = \arcsin \left(\frac{V_h}{\sqrt{V_E^2 + V_N^2 + V_h^2}} \right). \quad (12)$$

Блок-схема алгоритма представлена на рисунке.

Моделирование и экспериментальные исследования

В целях повышения качества сравнительного численного анализа моделировались те же условия функционирования ТС, что и рассмотренные в работе [6] в примере для полного созвездия СНС и грубой БИНС.

Моделирование спутникового сегмента СНС и, соответственно, измерений кодовых псевдодальностей не проводилось. В качестве сообщений СНС рассматривались действительные координаты моделируемого движения ТС в ПЗ-90, но подверженные наложению аддитивного шума с среднеквадратичным отклонением (СКО) 3 м. Это позволило имитировать характерный для полного созвездия процесс спутниковых измерений координат ТС [2, 5].

Моделирование выходных сигналов датчиков БИНС выполнялось следующим образом. Были реализованы типовые алгоритмы измерений БИНС и определены "эталонные" функции $n_x, n_y, n_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z(t)$ без учета шумовых составляющих датчиков с дискретностью 0,1 с. Последующее решение детерминированных уравнений (3)–(8) осуществлялось с тем же шагом. Найденные таким образом эволюции навигационных параметров ТС сравнивались с исходными функциями, определяющими его движение. В итоге вышло, что восстановленные по "измерениям" и исходные навигационные параметры ТС отличались на 2...5 %. Такие ошибки являются методическими и объясняются тем, что ими-

тируемые дискретные выходные значения датчиков БИНС в схеме численного интегрирования в течение шага интегрирования являются постоянными и не пересчитываются. За счет соответствующего выбора шага интегрирования и, следовательно, частоты съема измерений БИНС данная методическая погрешность может быть практически сведена к нулю. Например, уменьшение шага интегрирования на порядок приводило к уменьшению вышеозначенных методических ошибок приблизительно в 8...9 раз.

Далее на "эталонные" измерения БИНС также накладывали аддитивный белый шум, где значения шумовых составляющих определялись из технических характеристик МЭМС датчиков L3G42000D (ДУСов) и LSM303DLH (акселерометров). Систематические погрешности датчиков, обусловленные влиянием температуры, нестабильностью источников питания и аналогичными факторами, как и в работе [5], не задавались.

При моделировании были выполнены десятки реализаций, что позволило сделать следующие выводы.

Во-первых, наблюдалось практически полное соответствие полученных результатов определения навигационных параметров ТС результатам, представленным в работе [5]. Так, на конечный момент времени абсолютно равными оказались СКО по координатам — 3 м. СКО модуля скорости при моделировании были равны 0,23 м/с, тогда как в работе [5] — 0,2 м/с. При расчете угловых характеристик в работе [5] азимутальная ошибка (ошибка угла курса) оказалась на порядок больше ошибок построения вертикали и СКО равнялось 50'. Это объяснялось плохой наблюдаемостью азимутальной ошибки при прямолинейном движении. При моделировании же точность определения угла курса характеризовалась СКО менее 30', что объясняется привязкой решения, формируемого на каждом такте коррекции, к действительному значению азимута текущего участка дороги.

Кроме того, оказалось, что при выборе решения из условия (10) не всегда точность местоопределения ТС по данным СНС была выше точности МЭМС БИНС.

Во-вторых, реализованный алгоритм не имеет проблем со сходимостью и требует для реализации принципиально меньших вычислительных затрат в сравнении с алгоритмами, основанными на оптимальных стохастических фильтрах. Впоследствии оказалось, что для непрерывного оценивания и регистрации параметров ТС с дискретностью 0,1 с достаточным является использование вычислителя с производительностью всего 1,25 DMIPS/МГц.

Для экспериментальных натурных исследований были выбраны следующие инструментальные средства. БИНС выполнена на относительно дешевых МЭМС микросхемах LSM303DLH (содержит три акселерометра) и L3G42000D (три ДУСа), а приемник спутниковой системы реализован на

навигационном модуле Геос-3М. Вычислительный модуль, обеспечивающий решение всех необходимых в этом случае задач, реализован на основе микроконтроллера STM32F407. Движение автомобиля осуществлялось по размеченному заранее маршруту с формой, близкой к окружности.

Ожидалось, что модельные точностные показатели в ходе экспериментальных исследований должны ухудшаться, что объяснялось наличием неучтенных в алгоритме систематических погрешностей датчиков вследствие нестабильности питания, температурных факторов. Наличие подобных неучтенных составляющих как раз и обуславливает расходимость фильтров. Например, в работе [5] влияние подобных факторов вообще не рассматривалось, а в работе [7] для компенсации систематических погрешностей измерителей в вектор состояния включались параметры, характеризующие уходы нулей гироскопов. В рассмотренном алгоритме подобный подход принципиально не реализуем. Поэтому осуществлялись попытки предварительного определения функциональных зависимостей смещений нуля датчиков от температуры. Однако известно, что подобные модели нестационарные, зависят от времени эксплуатации, а проведение регулярных калибровок БИНС в условиях эксплуатации автотранспортных средств невозможно. Поэтому при экспериментальных исследованиях использовались упрощенные линейные модельные зависимости, позволяющие лишь частично скомпенсировать температурные систематические смещения МЭМС измерителей БИНС. Также использовались дополнительные высокостабильные источники питания. Оценивались только координатные параметры, причем как в конечной точке маршрута, так и в промежуточных его точках. В результате оказалось, что с точностью до погрешностей натурных измерений местоположения автомобиля результаты натурных экспериментов соответствуют результатам численного моделирования.

Заключение

Разработанный метод интеграции грубой МЭМС БИНС и СНС позволяет избежать накопления ошибок и имеет точность, сравнимую с точностью методов, основанных на оптимальной линейной стохастической фильтрации. Но алгоритм решения при этом не имеет проблем со сходимостью, требует минимальных вычислительных затрат на реализацию и обеспечивает непрерывное оценивание линейных и угловых параметров ТС. Таким образом, обеспечивается возможность эффективного комплексирования грубой и относительно дешевой БИНС на основе МЭМС-технологии с приемной аппаратурой спутниковой навигации ТС и, соответственно, возможность массового использования интегрированных НС в автомобильной технике. Использование таких интегрированных НС позволит существенно упростить вопросы анализа кон-

фликтных ситуаций, аварийных режимов функционирования наземных ТС.

Ограничениями метода являются условие отсутствия "выбросов" спутниковых измерений на временных интервалах более одной минуты, когда СНС случайным неконтролируемым образом выдают неопознанную недостоверную навигационную информацию, а также допущение, что ТС движется только по автомобильным дорогам, координаты которых отражены в навигационных цифровых картах.

Список литературы

1. Голован А. А., Парусников Н. А. Математические основы навигационных систем. Ч. I. Математические модели инерциальной навигации. 2-е изд. М.: МГУ, 2010. 126 с.

2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.

3. Фокин Л. А., Шипицын А. Г. Методы пространства состояний в задаче синтеза слабосвязанной инерциально-спутниковой навигационной системы // Вестник ЮУрГУ. 2006. № 14. С. 148—155.

4. Grewal M. S., Andrews A. P. Application of Kalman Filtering to GPS, INS, and Navigation (Notes), Kalman Filtering Consulting Associates. Anaheim: CA, 2000. 401 p.

5. Демидов О. В. Задача тесной интеграции систем ГЛОНАСС и GPS с ИНС разных классов точности: Дисс. на соиск. степ. канд. физ.-мат. наук. М., 2009. 139 с.

6. 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.

7. Морозов А. С. Анализ и синтез алгоритма обработки информации в интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системе наземного автотранспорта: Дисс. на соиск. степ. канд. технич. наук. М., 2009. 155 с.

I. V. Shcherban, Professor of the Department, shcheri@mail.ru, O. G. Shcherban, Associate professor, D. S. Konev, Graduate student, Southern Federal University, Rostov on Don

The Loosely Coupled Integration Method for the Satellite and Microelectromechanical Strapdown Inertial Navigation Systems of the Automotive Vehicle

The Loosely Coupled integration method of a satellite and microelectromechanical (MEMS) strapdown inertial navigation systems (SINS) for the automotive vehicle has been developed. This method allows the continuous estimation of linear and angular parameters of a automotive vehicles in real time with a sufficient accuracy.

The realized method is universal for any of the inertial sensors lower class of accuracy and accordingly the cost. It has no problems with convergence and requires a fundamentally lower computational costs in comparison with algorithms, based on the stochastic optimal filters.

Thus it is possible to effectively integrate the rough and relatively inexpensive MEMS SINS with the satellite navigation system. So the possibility of mass use of integrated inertial-satellite navigation systems in automotive vehicles has been realized.

The practical application of the developed method for the integrated inertial-satellite navigation systems will greatly simplify the analysis of the emergency functioning of a automotive vehicles and conflict analysis in the case of several automotive vehicles.

The results of simulation modeling and pilot experience are given, which confirm the efficiency of the synthesized method.

Keywords: automotive vehicle, integrated inertial-satellite navigation system, loosely coupled system

References

1. Golovan A. A., Parusnikov N. A. Matematicheskie osnovy navigatsionnykh sistem. Ch. I. Matematicheskie modeli inertsiyal'noy navigatsii. 2-e izd. M.: MGU, 2010. 126 p.

2. ГЛОНАСС. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya / Pod red. A. I. Perova, V. N. Kharisova. M.: Radiotekhnika, 2010. 800 p.

3. Fokin L. A., Shchipitsyn A. G. Metody prostranstva sostoyaniy v zadache sinteza slabosvyazannoy inertsiyal'no-sputnikovoy navigatsionnoy sistemy. Vestnik YuUrGU. 2006. N. 14. P. 148—155.

4. Grewal M. S., Andrews A. P. Application of Kalman Filtering to GPS, INS, and Navigation (Notes), Kalman Filtering Consulting Associates. Anaheim: CA, 2000. 401 p.

5. Demidov O. V. Zadacha tesnoy integratsii sistem GLONASS i GPS s INS raznykh klassov tochnosti: diss. na soisk. step. kand. fiz.-mat. nauk. M., 2009. 139 p.

6. Shcherban' I. V., Shcherban' O. G., Konev D. S. Obobshchennaya model' podvizhnogo ob'ekta dlya realizatsii tesnoy integratsii raznorodnykh navigatsionnykh sistem. Avtomatizatsiya i sovremennye tekhnologii. 2013. N. 2. P. 24—29.

7. Morozov A. S. Analiz i sintez algoritma obrabotki informatsii v integrirovannoy inertsiyal'no-sputnikovoy navigatsionnoy sisteme nazemnogo avtotransporta: diss. na soisk. step. kand. tekhnich. nauk. M., 2009. 155 p.