

## **Интеграция бесплатформенной инерциальной и спутниковой навигационных систем на основе слабосвязанной схемы комплексирования с использованием расширенного фильтра Калмана**

© Н. Аль Битар, А.И. Гаврилов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Проведен анализ эффективности применения алгоритма расширенного фильтра Калмана в задаче интеграции бесплатформенной инерциальной и спутниковой навигационных систем (БИНС/СНС) на основе слабосвязанной схемы комплексирования. Эффективность расширенного фильтра Калмана проверена с использованием экспериментальных данных, которые получены от БИНС, построенной на базе микро-электромеханических систем, и приемника СНС с двойной антенной. Была использована стохастическая модель выходных сигналов инерциальных датчиков на базе МЭМС-технологии. Приведены уравнения навигации в обобщенном виде без каких-либо приближений. Получены результаты оценивания дрейфов выходных сигналов инерциальных датчиков. Проведена оценка точности определения навигационных параметров с использованием расширенного фильтра Калмана как при наличии, так и при отсутствии сигнала СНС. Приведены результаты статистического анализа погрешностей оценивания навигационных параметров для различных периодов отключения сигнала СНС.*

**Ключевые слова:** расширенный фильтр Калмана, инерциальные навигационные системы, спутниковые навигационные системы, инерциальные датчики, МЭМС

**Введение.** Инерциальная навигационная система (ИНС) [1] и спутниковая навигационная система (СНС) [2] объединяются в одной интегрированной навигационной системе. Это позволяет соединить в ней преимущества и компенсировать недостатки, присущие каждой из систем в отдельности [3].

Для обработки сигналов в объединенной навигационной системе часто применяется расширенный фильтр Калмана (РФК), или EKF (Extended Kalman Filter) [4], предназначенный для оценки ошибок ИНС в текущий момент времени на основе сравнения сигналов ИНС и СНС. При использовании точных динамических и стохастических моделей погрешностей ИНС и СНС и непрерывном доступе к сигналам СНС фильтр Калмана (ФК) обеспечивает точные оценки погрешностей ИНС. Расширенный ФК основан на сведениях нелинейных моделей наблюдений и процесса к линейным моделям ошибок посредством разложения в ряд Тейлора.

Проведены исследования применения РФК в системах навигации. В работе [5] выполнен анализ эффективности применения РФК при

наличии сигнала СНС, но не приведено информации об эффективности РФК при отключении сигнала СНС. Более того, результаты основаны на имитационном моделировании, причем выбрана простая модель выходных сигналов инерциальных датчиков, в которую входят только случайное блуждание ускорения, угловой скорости и белый шум. В работе [6] рассмотрена интеграция БИНС и GPS с использованием РФК, однако при этом применялись упрощенные уравнения навигации, которые описывают динамику движения транспортного средства на горизонтальной плоскости без учета таких параметров, как высота, вертикальная скорость, углы дифферента и крена.

Общим недостатком перечисленных работ является то, что рассмотрены частные случаи задач интеграции БИНС и СНС с использованием упрощенных навигационных уравнений и простых моделей выходных сигналов инерциальных датчиков.

В данной работе задача интеграции БИНС и СНС на основе слабосвязанной схемы комплексирования решается с учетом реальных экспериментальных данных, которые получены от БИНС, построенной на базе технологии микроэлектромеханических систем (МЭМС), и приемника СНС. Системы были установлены на крыше транспортного средства со сложной траекторией движения, в процессе которого существенно изменяются навигационные параметры (координаты, скорость и углы ориентации). Уравнения навигации записаны в обобщенном виде, без каких-либо приближений. Используются полные стохастические модели выходных сигналов инерциальных датчиков на базе МЭМС-технологии. В качестве интегрального фильтра применяется РФК. Проводится анализ погрешностей определения координат, скорости и угловой ориентации в режимах доступности и отсутствия сигнала СНС. Следует отметить, что в настоящей работе не рассмотрена задача начальной выставки, поскольку в качестве начальных значений всех навигационных параметров приняты экспериментально полученные данные.

**Слабосвязанная схема комплексирования.** При слабосвязанной схеме комплексирования БИНС и СНС продолжают вырабатывать независимые решения, однако появляется связующий блок, в котором так называемый интегральный фильтр Калмана (ФК) на основе данных приемника СНС формирует оценку вектора состояния, в результате чего проводится коррекция данных, полученных от БИНС (рис. 1). Этот способ основан на использовании разности измерений сигналов БИНС и СНС, причем из рассмотрения исключаются навигационные параметры (координаты и скорость). В ФК заложена модель погрешностей БИНС и СНС, степень подробности которой определяется требованиями к точности вырабатываемых навигационных параметров. В модель погрешностей БИНС включены дрейфы

и смещения нуля гироскопов и акселерометров, а также погрешности определения координат местоположения, скорости и параметров ориентации [3].

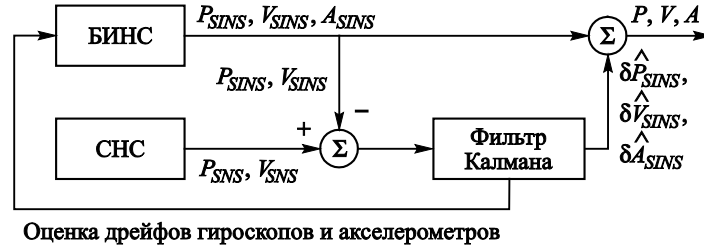


Рис. 1. Интеграция БИНС и СНС на основе слабосвязанной схемы комплексирования:

$P_{SINS}, V_{SINS}, A_{SINS}$  — координаты, скорость и углы ориентации, вычисленные БИНС;  $P_{SNS}, V_{SNS}$  — координаты и скорость, вычисленные СНС;  $\delta \hat{P}_{SINS}, \delta \hat{V}_{SINS}, \delta \hat{A}_{SINS}$  — оценки погрешностей определения координат, скорости и углов ориентации БИНС;  $P, V, A$  — координаты, скорость и углы ориентации интегрированной навигационной системы БИНС и СНС

**Навигационные уравнения.** Введем в рассмотрение системы координат (рис. 2). Уравнения навигации в системе координат *ONED* [7] имеют вид

$$\dot{V}^n = -(\Omega_{in}^n + \Omega_{ie}^n)V^n + f^n + \bar{g}^n; \quad (1)$$

$$\dot{P} = \bar{A}V^n; \quad P = [\varphi \quad \lambda \quad h]^T. \quad (2)$$

Здесь  $V^n = [v_N \quad v_E \quad v_D]^T = C_e^n \dot{r}^e$  — скорость объекта относительно системы координат  $O_e X_e Y_e Z_e$  в системе *ONED* ( $C_e^n$  — матрица направляющих косинусов из системы координат  $O_e X_e Y_e Z_e$  в систему *ONED*;  $r^e$  — вектор координат центра масс объекта в системе  $O_e X_e Y_e Z_e$ );  $\Omega_{ie}^n = [\omega_{ie}^n \times]$ ,  $\Omega_{in}^n = [\omega_{in}^n \times]$  — кососимметрические матрицы от угловых скоростей  $\omega_{ie}^n$  и  $\omega_{in}^n$  соответственно ( $\omega_{ie}^n$  — вектор угловой скорости системы координат  $O_e X_e Y_e Z_e$  относительно системы  $O_i X_i Y_i Z_i$  в сопровождающей системе координат *ONED*;  $\omega_{in}^n$  — вектор угловой скорости системы координат *ONED* относительно системы  $O_i X_i Y_i Z_i$  в системе координат *ONED*);  $f^n = C_b^n f^b$  — вектор кажущегося ускорения в системе координат *ONED* ( $C_b^n$  — матрица

направляющих косинусов для перехода из системы координат  $OXYZ$  в систему координат  $ONED$ ;  $f^b$  — вектор кажущегося ускорения в системе координат  $OXYZ$  (выходные сигналы триады акселерометров);  $\bar{g}^n = g^n - C_e^n \Omega_{ie}^e \Omega_{ie}^e r^e$  — ускорение свободного падения ( $g^n = [0 \ 0 \ g]^T$  — гравитационное ускорение, причем  $g$  задается согласно мировой геодезической системе (WGS-84):

$$g = g_0(1 + a_1 \sin^2 \varphi + a_2 \sin^4 \varphi) + h(a_3 + a_4 \sin^2 \varphi) + h^2 a_5,$$

где  $g_0, a_1, a_2, a_3, a_4, a_5$  — константы);  $\varphi, \lambda, h$  — широта, долгота и высота центра масс объекта;  $\bar{A} = \text{diag}[1/(M+h), 1/((N+h)\cos\varphi), -1]$ , где  $M, N$  — радиусы кривизны эллипсоида (форма Земли описывается двухосным эллипсоидом).

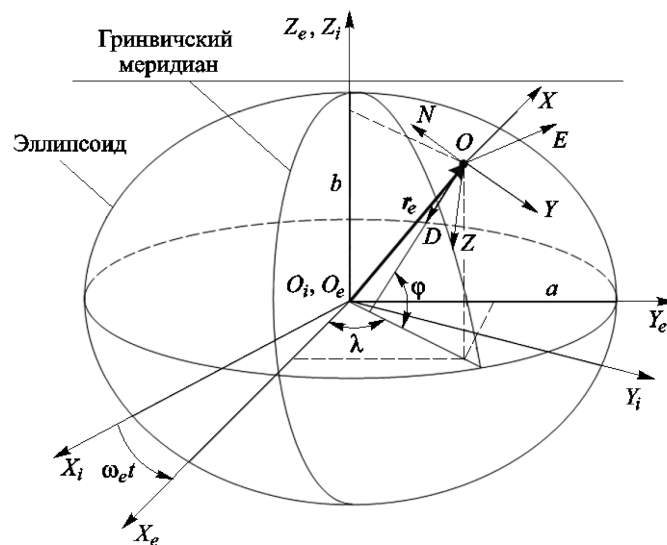


Рис. 2. Системы координат:

$O_i X_i Y_i Z_i$  — геоцентрическая инерциальная;  $O_e X_e Y_e Z_e$  — геоцентрическая земная;  $ONED$  — сопровождающая;  $OXYZ$  — связанная;  $a$  — большая полуось эллипсоида,  $b$  — малая полуось эллипсоида;  $\omega_e$  — угловая скорость вращения Земли;  $t$  — время

Матрица  $C_n^b = (C_b^n)^T$  может быть представлена через кватернионы:

$$\bar{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T = [q^T \ q_4]^T,$$

где  $q = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$  — векторная часть кватерниона;  $q_4$  — скалярная его часть.

Дифференциальное уравнение, описывающее изменение кватерниона, можно записать следующим образом:

$$\frac{d\bar{q}}{dt} = \dot{\bar{q}} = \frac{1}{2}[\mathbf{\Omega}(\omega_{ib}^b) - \mathbf{\Gamma}(\omega_{in}^n)] \cdot \bar{q}, \quad (3)$$

где  $\mathbf{\Omega}(\omega_{ib}^b) = \begin{bmatrix} -[\omega_{ib}^b \times] & \omega_{ib}^b \\ -(\omega_{ib}^b)^T & 0 \end{bmatrix}_{(4 \times 4)}$ ;  $\mathbf{\Gamma}(\omega_{in}^n) = \begin{bmatrix} [\omega_{in}^n \times] & \omega_{in}^n \\ -(\omega_{in}^n)^T & 0 \end{bmatrix}_{(4 \times 4)}$ ;  $\omega_{ib}^b$  —

вектор угловой скорости связанной системы координат  $OXYZ$  относительно системы  $O_i X_i Y_i Z_i$  (выходные сигналы триады гироскопов).

**Модели выходных сигналов инерциальных датчиков.** Неточность измерений с помощью инерциальных датчиков вызвана рядом причин, в частности, неортогональностью измерительных осей блоков акселерометров и гироскопов, а также смещением нуля, которое можно выразить в виде суммы систематической и случайной составляющих. Модель выходных сигналов акселерометров и гироскопов на базе МЭМС-технологии может быть записана в обобщенном виде [8–10] (индекс  $b$  обозначает связанную систему координат  $OXYZ$ ):

$$\tilde{f}^b = (\mathbf{I}_{3 \times 3} + \mathbf{S}_a) f^b + b_{aS} + b_{accrw} + b_{ad} + W_{vrw}; \quad (4)$$

$$\tilde{\omega}_{ib}^b = (\mathbf{I}_{3 \times 3} + \mathbf{S}_g) \omega_{ib}^b + b_{gS} + b_{rrw} + b_{gd} + W_{arw}, \quad (5)$$

где  $\tilde{f}^b$ ,  $\tilde{\omega}_{ib}^b$  — трехмерные векторы выходных сигналов акселерометров и гироскопов соответственно;  $f^b$ ,  $\omega_{ib}^b$  — истинные значения векторов  $\tilde{f}^b$  и  $\tilde{\omega}_{ib}^b$ ;  $\mathbf{I}_{3 \times 3}$  — единичная матрица;  $\mathbf{S}_a$ ,  $\mathbf{S}_g$  — матрицы масштабных коэффициентов акселерометров и гироскопов соответственно;  $b_{aS}$ ,  $b_{gS}$  — систематические составляющие дрейфов (постоянные дрейфы);  $b_{accrw}$ ,  $b_{rrw}$  — случайное блуждание ускорения (acceleration random walk) и угловой скорости (rate random walk) соответственно;  $b_{ad}$ ,  $b_{gd}$  — экспоненциально-коррелированные (марковские) шумы;  $W_{vrw}$ ,  $W_{arw}$  — белые шумы с нулевыми средними (соответственно velocity random walk и angle random walk).

Матрицы  $\mathbf{S}_a$ ,  $\mathbf{S}_g$  акселерометров и гироскопов можно представить в виде суммы двух матриц:

$$\mathbf{S}_a = \mathbf{K}_a + \mathbf{G}_a; \quad (6)$$

$$\mathbf{S}_g = \mathbf{K}_g + \mathbf{G}_g. \quad (7)$$

Здесь  $\mathbf{K}_a$ ,  $\mathbf{K}_g$  — диагональные матрицы масштабных коэффициентов, а  $\mathbf{G}_a$ ,  $\mathbf{G}_g$  — матрицы, обусловленные неортогональностями измерительных осей блоков акселерометров и гироскопов [9]:

$$\mathbf{G}_a = \begin{bmatrix} 0 & G_a^{XY} & G_a^{XZ} \\ G_a^{YX} & 0 & G_a^{YZ} \\ G_a^{ZX} & G_a^{ZY} & 0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{G}_g = \begin{bmatrix} 0 & G_g^{XY} & G_g^{XZ} \\ G_g^{YX} & 0 & G_g^{YZ} \\ G_g^{ZX} & G_g^{ZY} & 0 \end{bmatrix}.$$

Значения элементов матриц  $\mathbf{K}_a$ ,  $\mathbf{K}_g$ ,  $\mathbf{G}_a$ ,  $\mathbf{G}_g$  можно вычислить путем калибровки [8, 10]. Постоянные дрейфы  $\mathbf{b}_{aS}$ ,  $\mathbf{b}_{gS}$  подчиняются дифференциальным уравнениям вида

$$\dot{\mathbf{b}}_{aS} = \mathbf{0}; \quad (8)$$

$$\dot{\mathbf{b}}_{gS} = \mathbf{0}. \quad (9)$$

Случайные блуждания  $\mathbf{b}_{accrw}$ ,  $\mathbf{b}_{rrw}$  описываются винеровским случайным процессом [8, 10]

$$\dot{\mathbf{b}}_{accrw} = \mathbf{W}_{accrw}; \quad (10)$$

$$\dot{\mathbf{b}}_{rrw} = \mathbf{W}_{rrw}, \quad (11)$$

где  $\mathbf{W}_{accrw}$ ,  $\mathbf{W}_{rrw}$  — белые шумы с нулевыми средними.

Экспоненциально-коррелированные шумы  $\mathbf{b}_{ad}$ ,  $\mathbf{b}_{gd}$  подчиняются дифференциальным уравнениям вида [8]

$$\dot{\mathbf{b}}_{ad} = \mathbf{T}_{ca}\mathbf{b}_{ad} + \mathbf{W}_{ad}; \quad (12)$$

$$\dot{\mathbf{b}}_{gd} = \mathbf{T}_{cg}\mathbf{b}_{gd} + \mathbf{W}_{gd}, \quad (13)$$

где  $\mathbf{T}_{ca}$ ,  $\mathbf{T}_{cg}$  — матрицы корреляции;  $\mathbf{W}_{ad}$ ,  $\mathbf{W}_{gd}$  — белые шумы с нулевыми средними.

Для исследования случайных составляющих выходных сигналов инерциальных датчиков на базе МЭМС-технологии широко применяют метод анализа по вариациям Аллана [11]. В данной работе не рассматривается задача определения характеристик (значений коэффициентов) случайных составляющих выходных сигналов инерциальных датчиков, т. е. они считаются известными.

**Расширенный фильтр Калмана.** Уравнение погрешностей РФК в дискретном времени  $k$  имеет следующий вид:

$$\delta\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{\Phi} \cdot \delta\mathbf{X}_k + \mathbf{\Gamma} \cdot \mathbf{W}_k, \quad (14)$$

где  $\delta\mathbf{X}_k = \left[ \delta\mathbf{q}^T \quad \delta\mathbf{P}^T \quad (\delta V^n)^T \quad \mathbf{b}_{rrw}^T \quad \mathbf{b}_{gd}^T \quad \mathbf{b}_{accrw}^T \quad \mathbf{b}_{ad}^T \right]^T$  — вектор ошибок состояния размером  $21 \times 1$ ;  $\Phi$  — матрица эволюции процесса размером  $21 \times 21$ ;  $\Gamma$  — матрица управления размером  $21 \times 18$ ;  $\mathbf{W}_k = \left[ \mathbf{W}_{arw}^T \quad \mathbf{W}_{rrw}^T \quad \mathbf{W}_{gd}^T \quad \mathbf{W}_{vrw}^T \quad \mathbf{W}_{accrw}^T \quad \mathbf{W}_{ad}^T \right]^T$  — вектор гауссовских белых последовательностей размером  $18 \times 1$  с нулевым математическим ожиданием и ковариационной матрицей  $\mathbf{Q}_k$ .

Для получения уравнения (14) нужно написать дифференциальное уравнение каждой составляющей вектора  $\delta\mathbf{X}$  в дискретном времени. Здесь  $\mathbf{b}_{accrw}$ ,  $\mathbf{b}_{rrw}$ ,  $\mathbf{b}_{ad}$ ,  $\mathbf{b}_{gd}$  рассматриваются как ошибки в постоянных дрейфах.

Ошибка оценки кватерниона вычисляется с использованием понятия мультипликативной ошибки кватерниона [4, 5]:

$$\delta\bar{\mathbf{q}} = \bar{\mathbf{q}} \otimes \hat{\mathbf{q}}^{-1},$$

где  $\otimes$  — символ произведения кватернионов;  $\hat{\mathbf{q}}$  — оцениваемое (с помощью РФК) значение кватерниона.

В действительности ошибка  $\delta\bar{\mathbf{q}}$  представляет преобразование истинной системы координат  $ONED$  в вычисленную систему координат  $ONED^{\sim}$ . Предположим, что оценка кватерниона  $\hat{\mathbf{q}}$  очень близка к истинному значению  $\bar{\mathbf{q}}$ , тогда  $\|\delta\mathbf{q}\| \ll 1$  и  $\delta q_4 = 1$  и, следовательно, только векторная часть ошибки оценки кватерниона входит в  $\delta\mathbf{X}$ , так как  $\delta\dot{q}_4 = 0$ .

Уравнение измерения РФК имеет следующий вид:

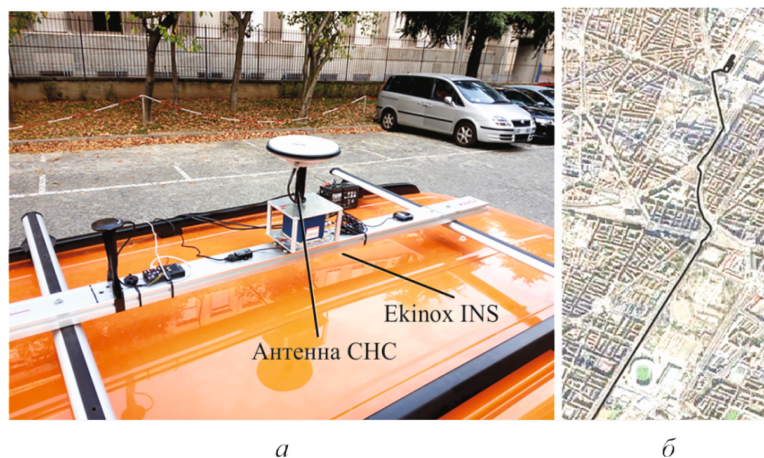
$$\delta\mathbf{Z}_k = \mathbf{H} \cdot \delta\mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k, \quad (15)$$

где  $\delta\mathbf{Z}_k = \left[ \delta\mathbf{P}_{SNS/INS}^T \quad (\delta V_{SNS/INS}^n)^T \right]^T$  — вектор разностных измерений сигналов БИНС и СНС размером  $6 \times 1$ ;  $\mathbf{H}$  — матрица измерений размером  $6 \times 21$ ;  $\mathbf{V}_k = \left[ (\mathbf{V}_{SNS}^P)^T \quad (\mathbf{V}_{SNS}^n)^T \right]^T$  — вектор гауссовских белых последовательностей размером  $6 \times 1$  с нулевым математическим ожиданием и ковариационной матрицей  $\mathbf{R}_k$ .

Реализация РФК включает два этапа [4]: прогнозирование и коррекцию. На первом этапе рассчитывается предполагаемое состояние БИНС в следующий момент времени (априорные оценки, прогноз), которое можно получить из соотношений (1)–(3), (8), (9) путем дискретного интегрирования. На втором этапе априорные оценки кор-

ректируются с учетом новой информации. Таким образом получают апостериорные оценки.

**Результаты эксперимента.** Для оценки эффективности РФК использовались необработанные экспериментальные данные, полученные от БИНС Ekinox INS [12] на базе МЭМС-технологии. Характеристики гироскопов и акселерометров были получены в работе [13] с помощью метода анализа по вариациям Аллана. В качестве СНС применяется приемник с двойной антенной с точностью определения координат и скорости 0,5 м и 0,1 м/с соответственно. Спутниковые навигационные системы были установлены на крыше транспортного средства (рис. 3, а). Частота дискретизации данных БИНС и СНС составляла 200 и 5 Гц соответственно. Эксперименты проводились в Турине (Италия) [13]. Сигнал СНС был доступен во время эксперимента. Для сравнения использовались эталонные значения координат, скоростей, углов ориентации и постоянных дрейфов гироскопов и акселерометров. Траектория движения транспортного средства представлена на рис. 3, б.



**Рис. 3.** Навигационное оборудование, расположенное на поперечной балке транспортного средства (а) и траектория движения транспортного средства (б)

Сначала оценивались результаты применения РФК при наличии сигнала СНС (рис. 4). Можно отметить асимптотический характер графиков, т. е. кривые стремятся к постоянным значениям, соответствующим истинным значениям дрейфов. Но поскольку характер графиков зависит от маневрирования, невозможно вычислить продолжительность переходных процессов (случаи  $b_{gS}^X$ ,  $b_{gS}^Z$ ,  $b_{aS}^Y$  и  $b_{aS}^Z$ ). В остальных случаях продолжительность переходных процессов  $\sim 200$  с.



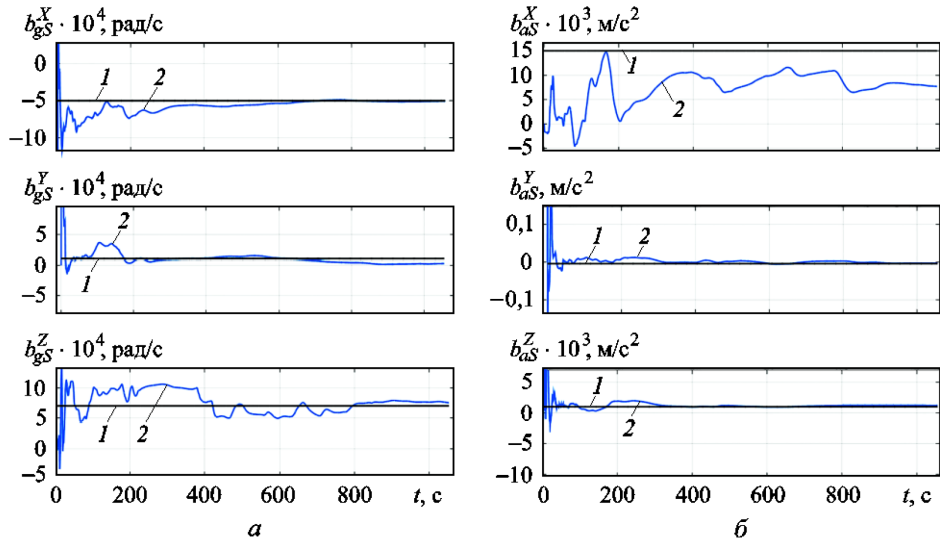


Рис. 4. Результаты оценивания постоянных дрейфов гироскопов (а) и акселерометров (б): 1 — эталонное значение; 2 — экспериментально полученные (с использованием РФК) значения

На рис. 5 показана ошибка оценивания угла курса  $\delta\psi$  с использованием РФК вместе с нормализованным измеряемым ускорением

$$\|f^b\| = \sqrt{(f_X^b)^2 + (f_Y^b)^2 + (f_Z^b)^2}.$$

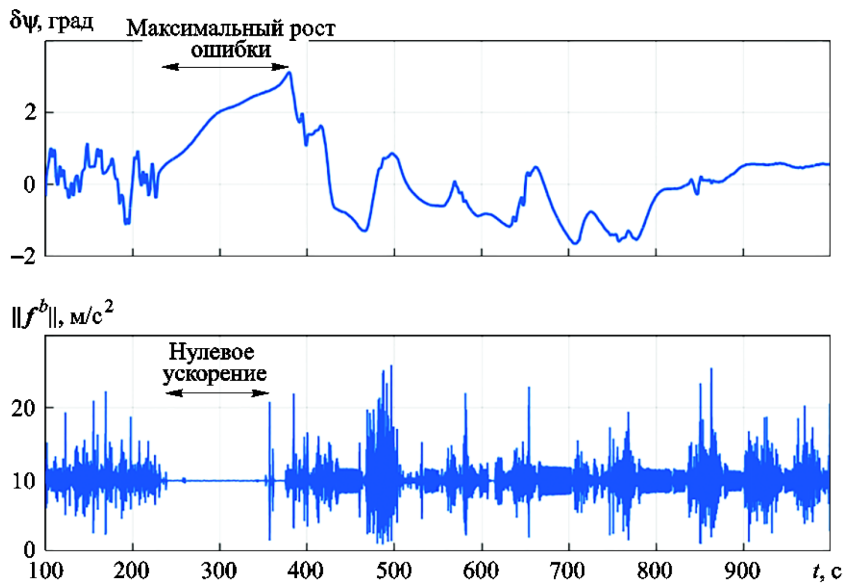


Рис. 5. Влияние изменения ускорения на точность оценки угла курса с использованием РФК

При нулевых (или относительно малых) значениях ускорения ( $\|f^b\| \approx g$ ) ошибка оценки угла курса резко возрастает (см. рис. 5). Это вызвано ненаблюдаемостью дрейфа гироскопа  $b_{gS}^Z$  по оси  $Z$  (см. рис. 4, а). Результаты, представленные на рис. 5, совпадают с результатами, полученными в работах [14, 15], в которых глубоко рассмотрена проблема наблюдаемости ошибки состояния в ИНС/СНС с использованием РФК. В этих работах было показано, что все ненаблюдаемые ошибки можно сделать наблюдаемыми при маневрировании. Изменения ускорения улучшают оценки углов ориентации и дрейфов гироскопов (см. рис. 5).

Ошибка  $E_{XYZ}$  оценивания координат с использованием РФК при наличии сигнала СНС (рис. 6) задается расстоянием между истинными координатами и координатами, оцененными с применением РФК:

$$E_{XYZ} = \sqrt{(X_{REF}^e - X_{EKF}^e)^2 + (Y_{REF}^e - Y_{EKF}^e)^2 + (Z_{REF}^e - Z_{EKF}^e)^2}.$$

Координаты здесь записаны в системе  $O_e X_e Y_e Z_e$ .

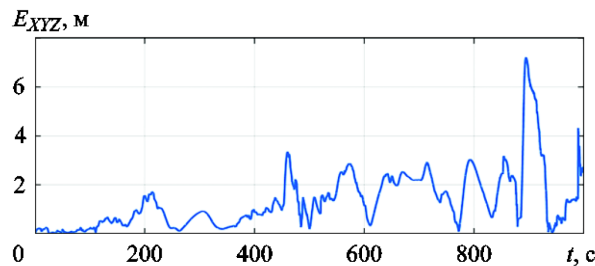


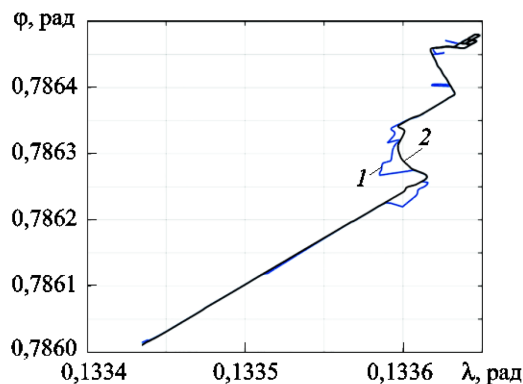
Рис. 6. Ошибка оценивания координат с использованием РФК при наличии сигнала СНС

Проверим эффективность РФК при семи имитированных отключениях сигнала СНС, периоды всех отключений — 60 с. На рис. 7 представлены две траектории: полученная экспериментально и эталонная, а на рис. 8 показана ошибка  $E_{XYZ}$  оценивания координат с использованием РФК при семи отключениях сигнала СНС.

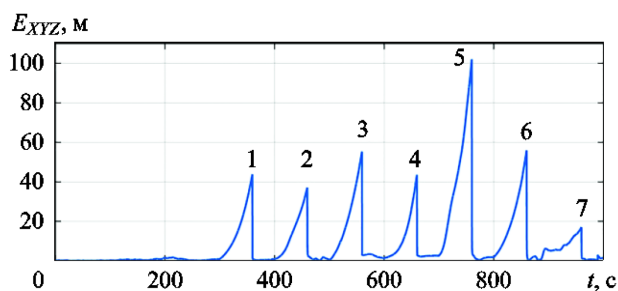
Для анализа эффективности РФК приведены средние значения средних квадратических ошибок (СЗСКО) оценок всех навигационных параметров (таблица), полученных с использованием РФК при различных периодах отключения сигнала СНС. Средние значения СКО любого параметра  $x$  вычисляются по формуле

$$a(x) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (RMSE_i(x))_{t=T_{OFF}},$$

где  $T_{OFF}$  — период отключения сигнала СНС;  $n$  — число отключений ( $n = 7$ ).



**Рис. 7.** Траектории движения транспортного средства при имитированных отключениях сигнала СНС:  
1 — экспериментально полученная; 2 — эталонная



**Рис. 8.** Ошибка оценивания координат с использованием РФК при семи отключениях сигнала СНС

Например, с использованием  $a(\lambda) = \frac{1}{7} \sum_{i=1}^7 (RMSE_i(\lambda))_{t=30c}$  вычисляется СЗСКО широты  $\lambda$  через 30 с после отключения сигнала СНС.

Средние значения СКО дают статистическую информацию об эффективности фильтров при различных периодах отключения сигнала СНС.

**Средние значения СКО оценок навигационных параметров при различных периодах отключения сигнала СНС**

Навигационный параметр	$T_{OFF}$ , с					
	10	20	30	40	50	60
$\varphi$ , рад	$2,0 \cdot 10^{-7}$	$3,6 \cdot 10^{-7}$	$6,0 \cdot 10^{-7}$	$9,4 \cdot 10^{-7}$	$1,4 \cdot 10^{-6}$	$2,0 \cdot 10^{-6}$
$\lambda$ , рад	$4,8 \cdot 10^{-7}$	$10 \cdot 10^{-7}$	$18 \cdot 10^{-7}$	$2,6 \cdot 10^{-6}$	$3,7 \cdot 10^{-6}$	$4,9 \cdot 10^{-6}$
$h$ , м	2,00	2,40	2,60	2,68	2,74	2,86
$E_{XYZ}$ , м	3,01	5,67	8,82	12,74	17,71	24,02
$v_N$ , м/с	0,134	0,196	0,288	0,351	0,453	0,595
$v_E$ , м/с	0,281	0,420	0,515	0,604	0,723	0,852
$v_D$ , м/с	0,036	0,037	0,039	0,039	0,040	0,044
$\varphi$ , град	0,072	0,086	0,098	0,107	0,119	0,132
$\theta$ , град	0,085	0,088	0,099	0,109	0,118	0,127
$\psi$ , град	1,613	1,670	1,720	1,777	1,840	1,898

**Заклучение.** В работе рассмотрена задача интеграции БИНС и СНС на основе слабосвязанной схемы комплексирования с использованием РФК. Полученные результаты свидетельствуют о способности РФК к оцениванию постоянных дрейфов инерциальных датчиков. Приведен статистический анализ ошибок оценивания РФК для различных периодов отключения сигнала СНС. Предложенная интегрированная система с использованием РФК показала приемлемую точность оценок навигационных параметров при отключениях менее 30 с, и ее можно рекомендовать для приложений, не требующих высокой точности определения координат. Перспективным по сравнению с РФК является использование сигма-точечного фильтра Калмана [4, 5], который менее чувствителен к нелинейностям модели процесса и модели наблюдений.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Salychev O.S. *Inertial systems in navigation and geophysics*. Moscow, Bauman MSTU Press, 1998, 352 p.
- [2] Grewal M.S., Weill L.R., Andrews A.P. *Global positioning systems, inertial navigation, and integration*. 2nd ed. New York, John Wiley & Sons, 2007, 408 p.
- [3] Матвеев В.В., Распопов В.Я. *Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем*. Распопов В.Я., ред. Санкт-Петербург, Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»», 2009, 278 с.
- [4] Crassidis J.L., Junkins J.L. *Optimal estimation of dynamic systems*. 2nd ed. New York, CRC Press, 2011, 749 p.
- [5] Crassidis J.L. Sigma-point Kalman filtering for integrated GPS and inertial navigation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2006, vol. 42, no. 2, pp. 750–756.

- [6] Ryu J.H., Gankhuyag G., Chong K.T. Navigation system heading and position accuracy improvement through GPS and INS data fusion. *Journal of Sensors*, 2016, vol. 2016, pp. 1–6.
- [7] Jekeli Ch. *Inertial navigation systems with geodetic applications*. Berlin, Walter de Gruyter, 2001, 352 p.
- [8] Quinchia A.G., Falco G., Falletti E., Dosis F., Ferrer C. A comparison between different error modeling of MEMS applied to GPS/INS integrated systems. *Sensors*, 2013, vol. 13, no. 8, pp. 9549–9588.
- [9] Емельянцеv Г.И., Степанов А.П. *Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации*. Пешехонов В.Г., ред. Санкт-Петербург, Концерн «ЦНИИ “Электроприбор”», 2016, 394 с.
- [10] Матвеев В.В. *Инерциальные навигационные системы*. Тула, Изд-во ТулГУ, 2012, 199 с.
- [11] Hou H., El-Sheimy N. Inertial sensors errors modeling using Allan variance. *Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS/GNSS 2003)*, 2003, pp. 2860–2867.
- [12] *SBG Systems, Ekinox INS*. User Manual: EKINOXINSUM. Revision 1.2, 2014.
- [13] Gonzalez R., Catania C.A., Dabove P., Taffernaberry J.C., Piras M. Model validation of an open-source framework for post-processing INS/GNSS systems. *Proceedings of the 3rd International Conference on Geographical Information Systems Theory, Applications and Management*. 2017, vol. 1, pp. 201–208.
- [14] Hong S., Lee M.H., Chun H.H., Kwon S.H., Speyer J.L. Observability of error states in GPS/INS integration. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2005, vol. 54, no. 2, pp. 731–743.
- [15] Tang Y., Wu Y., Wu M., Wu W., Hu X., Shen L. INS/GPS integration: Global observability analysis. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2009, vol. 58, no. 3, pp. 1129–1142.

Статья поступила в редакцию 04.03.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Аль Битар Н., Гаврилов А.И. Интеграция бесплатформенной инерциальной и спутниковой навигационных систем на основе слабосвязанной схемы комплексирования с использованием расширенного фильтра Калмана. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-4-1870>

**Аль Битар Надер** — аспирант кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: системы навигации, приборостроение, искусственный интеллект. e-mail: [naderalbitar@gmail.com](mailto:naderalbitar@gmail.com)

**Гаврилов Александр Игоревич** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 50 научных работ в области теории управления, нейросетевых технологий, теории адаптивного управления, системного анализа. e-mail: [alexgavrilov@mail.ru](mailto:alexgavrilov@mail.ru)

## SINS/SNS integration based on loosely coupled scheme using extended Kalman filter

© N. Al Bitar, A.I. Gavrilov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The article considers a problem of SINS/SNS integration based on loosely coupled integration scheme using extended Kalman filter. Full stochastic models of MEMS inertial sensor measurements were used. The performance of extended Kalman filter is evaluated using real measurements of MEMS-SINS and dual antenna SNS receiver. The results of estimating the drifts of gyroscopes and accelerometers are presented. The position accuracy of the system for different periods of SNS signal outages is also evaluated.*

**Keywords:** strapdown inertial navigation system, satellite navigation systems, extended Kalman filter, MEMS

### REFERENCES

- [1] Salychev S. *Inertial systems in navigation and geophysics*. Moscow, Bauman MSTU Press, 1998, 352 p.
- [2] Grewal M.S., Weill L.R., Andrews A.P. *Global positioning systems, inertial navigation, and integration*. 2nd ed. New York, John Wiley & Sons, 2007, 408 p.
- [3] Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovy postroeniya besplatformnykh inercial'nykh navigatsionnykh sistem*. St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2009, 278 p.
- [4] Crassidis J.L., Junkins J.L. *Optimal estimation of dynamic systems*. 2nd ed. New York, CRC press, 2011, 749 p.
- [5] Crassidis J.L. Sigma-point Kalman filtering for integrated GPS and inertial navigation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2006, vol. 42, no. 2, pp. 750–756.
- [6] Ryu J.H., Gankhuyag G., Chong K.T. Navigation system heading and position accuracy improvement through GPS and INS data fusion. *Journal of Sensors*, 2016, vol. 2016, pp. 1–6.
- [7] Jekeli Ch. *Inertial navigation systems with geodetic applications*. Berlin, Walter de Gruyter, 2001, 352 p.
- [8] Quinchia A.G., Falco G., Falletti E., Dosis F., Ferrer C. A comparison between different error modeling of MEMS applied to GPS/INS integrated systems. *Sensors*, 2013, vol. 13, no. 8, pp. 9549–9588.
- [9] Emekyantsev G.I., Stepanov A.P. *Integrirrovannyye inertialno-sputnikovyye sistemy orientatsii i navigatsii* [Integrated inertial satellite orientation and navigation systems]. Peshekhonov V.G., ed. St. Petersburg, Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2016, 394 p.
- [10] Matveev V.V. *Inertialnye navigatsionnye sistemy* [Inertial navigation systems]. Tula, Tula SU Publ., 2012, 199 p.
- [11] Hou H., El-Sheimy N. Inertial sensors errors modeling using Allan variance. *Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS/GNSS 2003)*. 2001, pp. 2860–2867.
- [12] *SBG Systems, Ekinox INS*. User Manual. EKINOXINSUM.1.2 Revision1.2. Mar 6, 2014.

- [13] Gonzalez R., Catania C.A., Dabove P., Taffernaberry J.C., Piras M. Model validation of an open-source framework for post-processing INS/GNSS systems. *Proceedings of the 3rd International Conference on Geographical Information Systems Theory, Applications and Management*. Porto, 2017, pp. 201–208.
- [14] Hong S., Lee M.H., Chun H.H., Kwon S.H., Speyer J.L. Observability of error states in GPS/INS integration. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2005, vol. 54, no. 2, pp. 731–743.
- [15] Tang Y., Wu Y., Wu M., Wu W., Hu X., Shen L. INS/GPS integration: Global observability analysis. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2009, vol. 58, no. 3, pp. 1129–1142.

**Al Bitar N.**, post-graduate, Automatic Control Systems Department, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: navigation systems, inertial sensors, artificial intelligence. e-mail: naderalbitar@gmail.com

**Gavrilov A.I.**, Cand. Sc. (Eng.), assoc. professor, Automatic Control Systems Department, Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 50 publications in the field of control theory, neural network technologies, adaptive control theory, system analysis. e-mail: alexgavrilov@mail.ru