

## КОМПЛЕКСНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА

А.Е. Макаренко  
Белорусский государственный университет  
e-mail: [makaran@tut.by](mailto:makaran@tut.by)

**Summary.** *The report describes loosely coupled inertial-satellite navigation system for moving object. The system uses measurements of magnetometric sensor for correction of navigation information. Extended Kalman filter is used for processing the navigation data. The results of modeling the behavior of the system under various driving modes shows an increase in the accuracy of determination of the navigation solution compared to its subsystems, while maintaining a high frequency information updating, and lack of accumulation of the errors of the navigational parameters.*

Использование навигационной системы обусловлено необходимостью иметь информацию о параметрах, описывающих движение и угловое положение заданного объекта. Обеспечить стабильное получение требуемой информации с высокой частотой обновления позволяет комплексная инерциально-спутниковая навигационная система. В данной работе описана такая система, построенная с применением бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на основе трехосевых МЭМС акселерометра и гироскопа. Общий алгоритм функционирует по схеме компенсации ошибок алгоритма БИНС, накопление которых связано с наличием в измерениях инерциальных датчиков случайной шумовой составляющей и не скомпенсированного эффекта дрейфа нуля [1, 2]. Для коррекции ошибок используются координатные и скоростные измерения приемника спутниковых навигационных систем (СНС), а также показания магнитометрического датчика, измеряющего вектор магнитного поля Земли.

Оценка ошибок выполняется с помощью расширенного дискретного фильтра Калмана (ФК) [1-3]. Этап экстраполяции ФК выполняется с частотой получения информации от алгоритма БИНС. Фаза коррекции с использованием только измерений магнитометра происходит с той же частотой, а с использованием координатной и скоростной информации – при поступлении спутникового навигационного решения. Такое применение ФК позволило обрабатывать навигационную информация без дополнительной интерполяции, несмотря на разницу в частоте ее обновления в подсистемах.

В вектор состояния ФК помимо ошибок определения координат, скоростей и углового положения с помощью БИНС входят остаточные дрейфы инерциальных датчиков. В качестве уравнений состояния ФК использована  $\phi$  - модель ошибок алгоритма БИНС [1, 2]. Эта система дифференциальных уравнений описывает поведение ошибок определения навигационных параметров алгоритмом БИНС в зависимости от их текущих значений и от неточности инерциальных элементов. Для описания поведения дрейфов нулей акселерометра и гироскопа используются экспоненциально-коррелированные случайные процессы [1, 2]. Вектор-столбец возмущения ФК включает случайные шумовые составляющие, входящие в показания инерциальных датчиков и в математические модели, описывающие остаточный дрейф нуля акселерометра и гироскопа. Матрицы состояния и возмущения ФК [1-3] находятся с помощью линеаризации уравнений состояния и вычисления от них якобианов по вектору состояния и возмущения соответственно [2].

Вектор измерений строится из разностных измерений. Координатные и скоростные составляющие представляют собой разницу векторов координат и скоростей инерциальной и спутниковой подсистем с дополнительными членами, учитывающими наличие плеча [2, 3] между антенной спутникового приемника и измерительным инерциальным центром.

Уравнения измерений, описывающие связь компонент вектора измерений с компонентами вектора состояния ФК, так же учитывают этот эффект. Разностные измерения вектора магнитного поля Земли имеют вид разности вектора магнитного поля Земли, полученного с помощью математической геомагнитной модели и преобразованного в связанную с объектом систему координат, и вектора показаний магнитометра. Соответствующее уравнение измерения связывает эти измерения с вектором поворота, описывающим ошибку определения углового положения. Критерием использования текущих измерений магнитометра можно считать попадание модуля измерений в заданный интервал значений (например,  $\pm 10\%$  от значения вектора модели). Матрица измерений ФК получается вычислением якобиана от линеаризованных уравнений измерения по вектору измерения ФК.

Для оценки количественных характеристик эффективности описанного алгоритма выполнена серия моделирований поведения системы при различных режимах движения с использованием математического пакета MatLab. Время моделирования одного запуска – 30 минут. Ошибки инерциальных датчиков представляются в виде суммы систематической (для всех осей акселерометра –  $0,08 \text{ м/с}^2$ , для гироскопа –  $0,2 \text{ }^\circ/\text{с}$ ) и случайной составляющей: сумма экспоненциально коррелированного шума (время корреляции – 1 час, СКО для акселерометра –  $0,03 \text{ м/с}^2$ , для гироскопа –  $0,04 \text{ }^\circ/\text{с}$ ) и гауссова белого шума (СКО для акселерометра –  $0,05 \text{ м/с}^2$ , для гироскопа –  $0,1 \text{ }^\circ/\text{с}$ ) [2]. Для магнитометрического датчика – случайной составляющей (гауссова белого шума с СКО  $0,4 \text{ мкТл}$ ). Ошибки спутникового приемника – случайной составляющей (сумма экспоненциально коррелированного шума и гауссова белого шума [3]). Среднеквадратичная ошибка определения координат с его помощью составила  $4,38 \text{ м}$  в горизонтальной плоскости и  $5,93 \text{ м}$  по вертикали, для скоростей –  $0,2 \text{ м/с}$ . Численные значения параметров соответствуют характеристикам блоков из нижнего ценового диапазона. Частота поступления измерений инерциального блока принята равной  $100 \text{ Гц}$ . Частота обновления спутникового навигационного решения равна  $1 \text{ Гц}$ . Усредненные результаты математического моделирования представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Усредненные результаты моделирования

Величина	Среднеквадратичное значение
Координатная ошибка в плоскости, м	2,77
Вертикальная координатная ошибка, м	3,56
Скоростная ошибка, м/с	0,058
Ошибка углов крена и тангажа, градус	0,062
Ошибка угла курса, градус	0,17

Результаты проверки показывают улучшение характеристик комплексной системы по сравнению с входящими в нее подсистемами. Отсутствует накопление с течением времени ошибок вычисления навигационных параметров при различных режимах движения по сравнению с инерциальной частью. Увеличена точность определения координат и скоростей при поддержании высокой частоты обновления информации по сравнению СНС.

#### Литература

1. Матвеев, В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов; под общ. ред. В.Я. Распопова. СПб: Электроприбор, 2009. 280 с.
2. Shin, E.-H. Estimation Techniques for Low-Cost Inertial Navigation: PhD dissertation / E.H. Shin. Alberta: Department of Geomatics Engineering Calgary, 2005. 206 p.
3. Sveinsson, A. INS/GPS Error Analysis and Integration: M.Sc. research thesis / A. Sveinsson. School of Science and Engineering at Reykjavik University, 2012. 114 p.