

УЧЕТ ВРЕМЕННОЙ ЗАДЕРЖКИ ПОЛУЧЕНИЯ СПУТНИКОВОГО КООРДИНАТНОГО И СКОРОСТНОГО РЕШЕНИЯ В ГИБРИДНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Белорусский государственный университет. Минск, Республика Беларусь. kozadaeff@mail.ru

Работа посвящена описанию инерциально-спутниковой навигационной системы с применением инерциальной подсистемы тактического класса точности с возможностью компенсации временной задержки вычисления спутникового координатного и скоростного решения. Система построена по слабосвязанной схеме с обратной связью на основе дискретного фильтра Калмана. Выполнена проверка разработанного алгоритма с использованием данных математической модели. Результаты проверки демонстрируют улучшение характеристик навигационного решения для высокоскоростного объекта на основе разработанного алгоритма по сравнению с применением базового алгоритма.

При обработке навигационного решения, полученного с помощью спутниковых навигационных систем, необходимо принимать во внимание наличие задержки между началом декодирования принятой навигационной информации в приемнике и непосредственно получением координатного и скоростного решения. Эта задержка, связанная с временными затратами на различные процессы пред- и постобработки информации, а также непосредственное решение навигационной задачи, может достигать до сотни миллисекунд. И для высокоскоростного объекта это может стать причиной значительной погрешности оценки координат и скоростей (при скорости 300 м/с смещение может достигать до 30 м). В данной работе описан алгоритм ИСНС, позволяющий учесть и скомпенсировать эту временную задержку.

В предлагаемом методе учета временной задержки при построении спутникового координатного и скоростного решения использован алгоритм инерциально-спутниковой навигационной системы (ИСНС), построенной по слабосвязанной схеме с обратной связью [1-3]. С помощью расширенного дискретного фильтра Калмана (ФК) [1, 3] выполняется оценка ошибок алгоритма бесплатформенной инерциальной системы (БИНС) [1, 3] и их корректировка. В вектор состояния ФК входят ошибки определения координат, скоростей и углового положения с помощью БИНС, а также дрейфы инерциальных датчиков. В качестве уравнений состояния ФК применена модель ошибок алгоритма БИНС [1, 3], а также экспоненциально-коррелированные случайные процессы для описания дрейфов датчиков [1, 3]. Вектор измерений включает разностные сигналы координат и скоростей БИНС и спутникового приемника. Этап экстраполяции ФК выполняется в моменты получения информации от алгоритма БИНС, а этап коррекции – при поступлении спутникового навигационного решения [1, 3]. Это позволяет параллельно использовать информацию с разной частотой обновления.

Для учета задержки при получении спутникового решения, к вектор-столбцам разностных значений координат и скоростей ФК добавляются корректирующие слагаемые. Эти слагаемые имеют вид разности между текущими оценками значения координат и скоростей БИНС и оценками этих величин в момент времени, ближайший к времени для которого получено спутниковое навигационное решение. Т.е. к разностным значениям координат и скоростей, полученным с помощью БИНС и спутникового приемника, добавляются приращения координат и скоростей, оцененных с помощью БИНС за время задержки. Соответствующим образом необходимо откорректировать значения ковариации измерений (находятся на соответствующих диагональных позициях матрицы ковариации системы), добавив к ним ковариации использованных оценок. При этом необходимо хранить в памяти историю координатных и скоростных оценок и соответствующих элементов ковариационной матрицы ФК, длина которой должна перекрывать максимальную для используемого спутникового приемника задержку.

Для проверки эффективности предложенного алгоритма проведено моделирование поведения системы с использованием математического пакета Matlab для высокоскоростного объекта, средняя скорость движения которого равна 300 м/с. Используемая навигационная информация представлена в виде суммы идеальных измерений и случайных ошибок. Ошибки инерциальных датчиков имеют три составляющие: систематическую составляющую, экспоненциально коррелированный шум и гауссов белый шум. Частота поступления измерений инерциальной подсистемы равна 500 Гц. Численные значения шумовых параметров, использованные при моделировании и приведенные в таблице 1, соответствуют инерциальной подсистеме тактического класса точности [1, 3].

Таблица 1

Шумовые параметры инерциальной подсистемы		
Величина	Значение	
	Гироскоп	Акселерометр
СКО белого шума	10 °/ч	0,03 м/с ²
Систематическая составляющая	2 °/ч	0,02 м/с ²
СКО экспоненциально-коррелированного шума	1 °/ч	0,01 м/с ²
Время корреляции	2 ч	2 ч

Ошибки спутникового приемника представлены суммой экспоненциально коррелированного шума (СКО 4 м, время корреляции 1100 с) и гауссова белого шума (СКО для координат 4 м, для скорости 0,1 м/с) [4]. Частота обновления спутникового навигационного решения равна 10 Гц, задержка получения – 50 мс. Усредненные для серии запусков модели результаты представлены в таблице 2. В той же таблице для сравнения представлены результаты работы алгоритма базовой ИСНС без учета задержки получения спутникового решения.

Таблица 2

Усредненные результаты моделирования		
Величина	Среднеквадратичное значение ошибки определения величины	
	ИСНС без учета временных задержек	ИСНС с предложенным методом учета временных задержек
Координаты в плоскости, м	12,2	1,91
Высота, м	6,71	2,39
Скорость, м/с	0,04	0,01
Углы крена и тангажа, °	0,03	0,02
Угол курса, °	0,09	0,08

Результаты проверки демонстрируют улучшение характеристик навигационного решения системы на основе разработанного алгоритма по сравнению с базовым навигационным алгоритмом для высокоскоростного объекта. Как видно из таблицы 2, временной сдвиг при вычислении навигационного решения приводит к значительному росту ошибки оценивания координат и скорости для базовой ИСНС, чего не наблюдается в модифицированном алгоритме.

Список литературы:

1. Матвеев, В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов. – СПб: Электроприбор, 2009. – 280 с.
2. Козадаев, К.В. Алгоритм повышения точности слабосвязанной инерциально-спутниковой навигационной системы на основе фильтра Калмана для ошибок БИНС / К.В. Козадаев, А.Е. Макаренко // Электроника инфо. – 2015. – №9 (123). – С. 45–48.
3. Shin, E.-H. Estimation Techniques for Low-Cost Inertial Navigation: PhD dissertation / E.-H. Shin. – Alberta: Department of Geomatics Engineering Calgary. – 2005. – 206 p.
4. 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.