

АЛГОРИТМ ГИБРИДНОЙ СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. Е. Макаренко

*Белорусский государственный университет
Минск, Беларусь
e-mail: makaran@tut.by*

Рассмотрен алгоритм гибридной инерциально-спутниковой навигационной системы для малого беспилотного летательного аппарата с дополнительной коррекцией навигационных данных при применении магнитометра. Выполнена проверка разработанного алгоритма с использованием данных математической модели и реальных показаний датчиков. Результаты проверки свидетельствуют об улучшении характеристик гибридной системы по сравнению с характеристиками входящих в нее подсистем: отсутствии накопления ошибок определения навигационных параметров, увеличении точности их нахождения при сохранении высокой частоты работы.

Ключевые слова: гибридная навигационная система; инерциально-спутниковая система; фильтр Калмана; магнитометр.

ALGORITHM OF HYBRID SYSTEM OF DETERMINING THE UAV'S NAVIGATION PARAMETERS

A. E. Makarenko

*Belarusian State University
Minsk, Belarus*

The article describes the algorithm of the hybrid inertial-satellite navigation system for small UAV with additional correction of the navigation data with application of a magnetic sensor. The developed algorithm is tested using as data the mathematical model and the actual measurements of sensors. The test results show an improvement in performance of the hybrid system compared to its subsystems: no accumulation of errors determination of navigation parameters, as well as increased accuracy of their determining, while maintaining high frequency operation.

Keywords: hybrid navigation system; inertial-satellite system; Kalman filter; magnetometer.

ГИБРИДНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Использование навигационной системы в составе беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) обусловлено необходимостью иметь информацию о параметрах, описывающих движение (координаты и скорости) и положение в пространстве (углы ори-

ентации – курс, тангаж и крен) воздушного судна. Эта информация требуется как для управления БПЛА (в ручном и автоматическом режимах), так и для решения целевых задач: создание снимков с точной координатной привязкой, наведение и удержание камеры на заданную точку, облет и патрулирование определенных областей и маршрутов и др. Обеспечить стабильное получение требуемой информации с высокой частотой обновления и необходимым уровнем точности позволяют инерциально-спутниковые навигационные системы (ИСНС).

При применении таких систем в составе малых БПЛА из-за ограничений на габариты, массу и энергопотребление, а также с учетом экономических факторов целесообразно использовать в качестве инерциальной подсистемы бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на базе микроэлектромеханических (МЭМС) акселерометров и гироскопов. Измерения таких датчиков имеют случайную шумовую составляющую и подвержены остаточному, не скомпенсированному калибровкой, эффекту дрейфа нуля [1]. Поэтому применение таких инерциальных систем в автономном режиме в течение длительного времени без внешней коррекции недопустимо, так как в алгоритме БИНС постепенно происходит накопление ошибок определения навигационных параметров. Совместная обработка показаний БИНС и информации приемника спутниковых навигационных систем (СНС) с учетом известной неточности и зашумленности каждой из составляющих позволяет увеличить точность оценки навигационных параметров по сравнению с только приемниками СНС (в условиях хорошей видимости спутников). Однако из-за шумовых характеристик МЭМС датчиков ошибка определения угла курса оказывается ненаблюдаемой (слабо наблюдаемой) и не корректируется, если система находится в режиме прямолинейного равномерного движения (например, перелет между двумя удаленными точками маршрута в автоматическом режиме) либо в неподвижном состоянии (например, ожидание разрешения на взлет). Для предотвращения этого эффекта выполняется коррекция с использованием данных магнитометра, измеряющего вектор магнитного поля Земли.

Описываемый алгоритм построен по схеме компенсации ошибок алгоритма БИНС [1] и заключается в оценке и коррекции этих ошибок. Оценка выполняется с помощью расширенного дискретного фильтра Калмана (ФК) на основе разностных измерений [1–3]. В вектор состояния ФК входят ошибки определения координат, скоростей и углового положения с помощью БИНС, а также остаточные дрейфы инерциальных датчиков:

$$\bar{x} = \left[(\delta \bar{r}^n)^T \quad (\delta \bar{v}^n)^T \quad (\bar{\phi})^T \quad (\delta \bar{f}^b)^T \quad (\delta \bar{w}_{ib}^b)^T \right]^T,$$

где $\delta \bar{r}^n$ – вектор-столбец ошибок определения координат с помощью БИНС; $\delta \bar{v}^n$ – вектор-столбец ошибок определения скорости с помощью БИНС; $\bar{\phi}$ – вектор поворота, описывающий азимутальную ошибку и ошибку построения вертикали алгоритмом БИНС; $\delta \bar{f}^b$ и $\delta \bar{w}_{ib}^b$ – векторы-столбцы систематических составляющих (дрейфов) ошибок акселерометра и гироскопа.

Матрицы состояния и возмущения ФК [1–3], находятся с помощью линеаризации уравнений состояния и вычисления следующих якобианов [2–4]:

$$F = \frac{\partial f}{\partial \bar{x}}, \quad G = \frac{\partial f}{\partial \bar{w}},$$

где F – матрица состояния ФК; G – матрица возмущения ФК; \bar{w} – вектор-столбец возмущения ФК, включающий случайные шумовые составляющие в показаниях инерциальных датчиков и в модели, описывающей остаточный дрейф нуля акселерометра и гироскопа; f – обозначение уравнений состояния системы, которые представляют собой систему дифференциальных уравнений, описывающих зависимость скорости изменения вектора состояния ФК от вектора возмущения, компонент самого вектора состояния и внешних параметров.

В разработанном алгоритме в качестве уравнений состояния ФК применена так называемая φ – модель ошибок алгоритма БИНС [1, 3, 4]. 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, хорошо подходящие для математического представления медленно изменяющихся случайных величин [1, 3]. Параметры этих моделей вычисляются с помощью автокорреляционной функции измерений инерциальных датчиков.

Вектор измерений имеет следующий вид:

$$\bar{z} = \left[\left(\Delta \bar{r}^n \right)^T \quad \left(\Delta \bar{v}^n \right)^T \quad \left(\Delta \bar{m}^b \right)^T \right]^T,$$

где $\Delta \bar{r}^n$ и $\Delta \bar{v}^n$ – векторы-столбцы разностных измерений координат и скоростей соответственно; $\Delta \bar{m}^b$ – вектор-столбец разностных измерений вектора магнитного поля Земли в проекции на связанную с объектом систему координат.

В простейшем случае, если расстояние между антенной спутникового приемника и центром измерительных осей инерциальных чувствительных элементов незначительно, соответствующие измерения представляют собой разницу векторов координат и скоростей инерциальной и спутниковой систем. При этом уравнения измерений являются тождественным преобразованием координатных и скоростных ошибок из вектора состояния ФК в соответствующие разностные измерения. В противном случае вводятся дополнительные члены, учитывающие координатное смещение и возникновение разности скоростей, связанной с вращением антенны относительно измерительного инерциального центра [3, 5].

Разностные измерения вектора магнитного поля Земли имеют вид

$$\Delta \bar{m}^b = \left(C_b^n \right)^T \bar{m}_{earth}^n - \bar{m}^b,$$

где C_b^n – матрица направляющих косинусов, преобразующая вектор из связанной с объектом системы координат в земную (навигационную); \bar{m}_{earth}^n – вектор магнитного поля Земли в навигационной системе координат, полученный с помощью математической геомагнитной модели; \bar{m}^b – вектор показаний магнитометра.

Критерием использования текущих измерений магнитометра можно считать попадание модуля измерений в заданный интервал значений (например, $\pm 10\%$ от значения вектора модели).

Соответствующее уравнение измерений для магнитного вектора имеет вид

$$h_m = \left(C_b^n \right)^T \left(\bar{m}_{earth}^n \cdot \vec{\phi} \right) + \left(C_b^n \right)^T e_m^{earth} - e_m,$$

где e_m^{earth} – ошибка математической геомагнитной модели; e_m – ошибка измерений магнитометра.

Вычисление следующего якобиана после линеаризации уравнений измерения дает матрицу измерений ФК [1–3]:

$$H = \frac{\partial h}{\partial \bar{z}},$$

где h – уравнения измерений, представляющие собой функции, описывающие связь компонент вектора измерений с компонентами вектора состояния ФК.

Этап экстраполяции ФК [1–4] выполняется с частотой получения информации от алгоритма БИНС. Фаза коррекции [1–4] с использованием только измерений магнитометра происходит с той же частотой, а с использованием полного вектора измерений – при поступлении спутникового навигационного решения. Таким образом, в моменты получения информации от приемника СНС для оценки ошибок БИНС используется как экстраполяция на основе динамики системы, так и полный вектор измерений. На остальных итерациях оценка вектора состояния производится только на основе заданной динамики системы (уравнений состояния) и вектора измерений магнитометра. Такое применение ФК позволило не выполнять дополнительную интерполяцию навигационной информации спутниковой системы, несмотря на значительно более низкую частоту ее обновления по сравнению с инерциальной системой.

ИСПЫТАНИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ РАЗРАБОТАННОГО АЛГОРИТМА

Для проведения проверки разработанного алгоритма, а также оценки количественных характеристик эффективности его работы выполнено моделирование с использованием математического пакета Matlab, проведена серия экспериментов с реальными сенсорами.

Выполнена серия запусков разработанной системы с циклическим проходом и остановкой в опорных точках с известными координатами и известным угловым положением. В качестве набора датчиков использован МЭМС-блок MPU-9150, имеющий в своем составе трехосевые гироскоп, акселерометр и магнитометр. Для них определены следующие среднеквадратичные отклонения (СКО) случайных шумовых составляющих: для акселерометра $-0,03 \text{ м/с}^2$, для гироскопа $-0,0859 \text{ }^\circ/\text{с}$, для магнитометра $-0,24 \text{ мкТл}$. С помощью калибровки получена предварительная оценка дрейфов чувствительных элементов: $-0,004 \text{ м/с}^2$ для оси x акселерометра, $-0,055 \text{ м/с}^2$ для оси y и $0,166 \text{ м/с}^2$ для оси z . Значения смещения нуля для соответствующих осей гироскопа равны $0,203 \text{ }^\circ/\text{с}$, $-0,387 \text{ }^\circ/\text{с}$ и $-0,2 \text{ }^\circ/\text{с}$. Частота поступления измерений МЭМС-блока настроена на 100 Гц. Для получения координат и скоростей на основе сигналов спутниковых навигационных систем использован модуль u-blox NEO-M8N. Частота обновления спутникового навигационного решения равна 1 Гц. Среднеквадратичная ошибка определения координат с помощью приемника составила 2,9 м в горизонтальной плоскости и 4,1 м по вертикали, для скоростей $-0,2 \text{ м/с}$. Усредненные численные результаты экспериментальной проверки представлены в третьем столбце таблицы.

При численном моделировании использовался наборов зашумленных измерений, полученных добавлением ошибок к эталонным значениям. Ошибки инерциальных датчиков представляются в виде суммы систематической и случайной составляющей

(Гауссов белый шум), а ошибки приемника СНС – случайной составляющей (так же Гауссов белый шум) [1, 2]. Численные значения шумовых параметров и частот обновления информации соответствуют экспериментальным данным. Результаты моделирования даны во втором столбце таблицы.

Усредненные результаты проверки

Среднеквадратичное значение величины	Модель	Эксперимент
Северная координатная ошибка, м	0,68	0,74
Восточная координатная ошибка, м	0,73	0,73
Высотная ошибка, м	0,81	0,8
Северная скоростная ошибка, м/с	0,029	0,03
Восточная скоростная ошибка, м/с	0,031	0,031
Вертикальная скоростная ошибка, м/с	0,036	0,034
Ошибка угла крена, °	0,027	0,033
Ошибка угла курса, °	0,025	0,031
Ошибка угла тангажа, °	0,054	0,06

Результаты при использовании модели и реальных датчиков отличаются менее чем на 15 %. Проверка показывает улучшение характеристик гибридной системы по сравнению с характеристиками входящих в нее подсистем. А именно: отсутствие накопления ошибок определения навигационных параметров со временем по сравнению с инерциальной частью, а также увеличение точности их нахождения при сохранении высокой частоты работы по сравнению со спутниковой подсистемой. При использовании в реальных системах точность определения углового положения может снизиться из-за наличия движущихся ферромагнитных деталей и переменных магнитных полей. Полученная информация позволяет сделать вывод о возможности использования описанного алгоритма при создании пилотажно-навигационных комплексов средней точности для малых БПЛА.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / под общ. ред. В. Я. Распопова. СПб.: Электроприбор, 2009. 280 с.
2. Козадаев К. В., Макаренко А. Е. Алгоритм повышения точности слабосвязанной инерциально-спутниковой навигационной системы на основе фильтра Калмана для ошибок БИНС // Электроника инфо. 2015. № 9 (123). С. 45–48.
3. Shin E.-H. Estimation Techniques for Low-Cost Inertial Navigation: PhD dissertation. Alberta: Department of Geomatics Engineering Calgary, 2005. 206 p.
4. Savage P. G. Strapdown analytics. Minnesota: Inc. Maple Plain, 2000. Part 1. 1619 p.
5. Sveinsson A. INS/GPS Error Analysis and Integration: M.Sc. research thesis. School of Science and Engineering at Reykjavik University, 2012. 114 p.