

БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЛА С ПРИМЕНЕНИЕМ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

А. О. Борсуков, М. К. Хаджинов
Кафедра систем управления,

Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники
Минск, Республика Беларусь

E-mail: alxborsukov@gmail.com, m_kh@tut.by

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) активно используются многими странами мира для решения широкого спектра задач. В работе приведены сведения о конкретных системах управления БЛА, их элементах, а также алгоритмах работы на примере мультироторных микро-БЛА.

ВВЕДЕНИЕ

БЛА любой сложности, независимо от решаемых задач, содержит в себе бортовые системы управления, самой значимой из которых является автопилот. Как правило, автопилот состоит из микропроцессора или контроллера, который осуществляет обработку сигналов датчиков, установленных на борту БЛА. Подчиняясь определенным законам управления, обработанные автопилотом данные выдаются на устройства управления летательного аппарата (сервоприводы, электродвигатели).

I. ИДЕНТИФИКАЦИЯ ОБЪЕКТА

Первым этапом создания любой системы управления является идентификация объекта.



Рис. 1 – Общий вид мультироторного БЛА

Результат идентификации – математическая модель, на основании которой синтезируется система автоматического управления (САУ). Современный математический аппарат хорошо обеспечен средствами моделирования, что позволяет значительно снизить трудоемкость построения САУ, поэтому основными проблемами при проектировании данного класса систем является фильтрация и комплексирование показаний датчиков, необходимых для обеспечения работоспособности замкнутой САУ.

II. СОСТАВ АВТОПИЛОТА

Для обработки сигналов используется микроконтроллер, который, как правило, базируется

на архитектуре ARM. По цифровым или аналоговым интерфейсам к микроконтроллеру подключаются датчики: гироскопы (датчики угловых скоростей) и акселерометры, благодаря которым возможно формирование представления о пространственной ориентации ЛА. Датчики угловых скоростей и акселерометры формируют инерциальную навигационную систему (ИНС), которая даже при очень высоком качестве измерительных приборов обладает достаточно низкой долговременной точностью, поэтому в состав автопилота вводятся датчики коррекции ИНС, такие как магнитометр, барометрический датчик высоты, спутниковый радионавигационный модуль GPS/GLONASS.

III. ОЦЕНКА СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

При построении простейшей системы удержания позиции летательного аппарата для обеспечения устойчивости САУ необходима оценка не только позиции, но и соответствующих оценок скоростей объекта. Скорость – это производная от координаты, поэтому теоретически возможно получение оценки скорости простейшим дифференцированием показаний барометрического датчика высоты и модуля спутниковой радионавигационной системы. Однако на практике данный метод получения оценки скорости неработоспособен в связи с высоким уровнем шума в показаниях датчиков позиции ЛА (см. рис. 2).

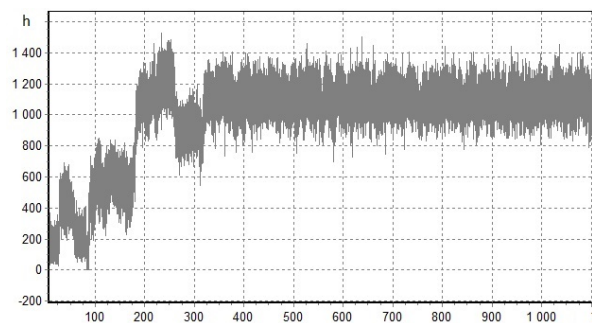


Рис. 2 – Показания барометрического датчика высоты

В связи с этим показания датчиков необходимо фильтровать.

IV. ФИЛЬТРАЦИЯ ДАТЧИКОВ АВТОПИЛОТА НА ПРИМЕРЕ КАНАЛА ВЫСОТЫ

Любой сглаживающий фильтр вносит запаздывание в систему, что недопустимо для сигнала вертикальной скорости. Альтернативным способом измерения высоты является использование акселерометра, измеряющего линейные ускорения, интегрируя которые можно получить оценку вертикальной скорости, а затем и относительную позицию объекта. Как уже было оговорено, акселерометры вкупе с гироскопами формируют ИНС, которая обладает довольно высоким дрейфом с течением времени. В то же время у барометрического датчика долговременный дрейф на порядок ниже, чем у ИНС, поэтому необходимо синтезировать фильтр, который позволит комплексировать показания обоих измерительных устройств: барометра (или СРНС) и акселерометра. Одной из разновидностей такого фильтра является комплементарный фильтр третьего порядка [2], структурная схема которого изображена на рис. 3.

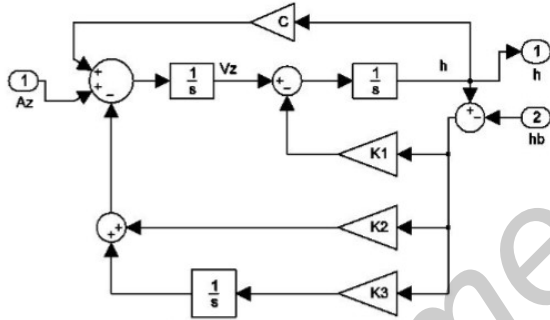


Рис. 3 – Структурная схема простейшего бароинерциального фильтра

Очевидным достоинством данного типа фильтров является простота реализации и настройки, однако он не является оптимальным и разработан для того, чтобы снизить нагрузку на вычислительное устройство, осуществляющее комплексирование сигналов. С точки зрения оптимального управления одним из лучших на сегодняшний день является фильтр Калмана, который обеспечивает минимальную среднеквадратическую ошибку в случае гауссовских шумов измерителей. Сигнал барометрического датчика и акселерометра, как правило, имеет гауссовский закон распределения. Тогда модель бароинерциальной системы имеет следующий вид:

$$\hat{x}_{k|k-1} = F_k \hat{x}_{k-1|k-1} + B_k a_k,$$

где $\hat{x}_{k|k-1} = \begin{bmatrix} h \\ v \\ a_b \end{bmatrix}$ – вектор состояния системы на k -том шаге, в котором h – высота, v – вертикальная скорость, a_b – дрейф акселерометра;

$F_k = \begin{bmatrix} 1 & dt & 0 \\ 0 & 1 & -dt \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ – матрица эволюции процесса;

$B_k = \begin{bmatrix} 0 \\ dt \\ 0 \end{bmatrix}$ – матрица управления;

a_k – показания акселерометра без дрейфа.

Затем рассчитывается ковариационная матрица для экстраполированного вектора состояния:

$$P_{k|k-1} = F_k P_{k-1|k-1} F_k^T + Q_k,$$

где Q_k – диагональная ковариационная матрица шумов процесса.

На этапе коррекции для вычисления дрейфа акселерометра используется сигнал z_k барометрического датчика, тогда инновация, вносимая барометром:

$$\tilde{y}_k = z_k - H_k \hat{x}_{k|k-1},$$

где $H_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ – матрица наблюдений.

На основании полученной инновации рассчитывается ковариационная матрица вектора ошибок S_k , затем оптимальная по Калману матрица коэффициентов усиления K , после чего производится коррекция вектора оценки состояния $x_{k|k}$ и ковариационной матрицы оценки вектора состояния $P_{k|k}$. Расчеты производятся согласно методике, описанной в [3]. При небольших изменениях высоты зависимость давления от высоты носит линейный характер. Поэтому в данном случае можно обойтись фильтром Калмана для линейных систем. В итоге получаем оценку вектора состояния системы (рис. 4).

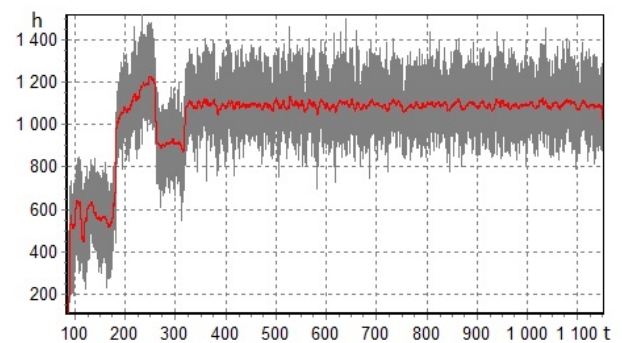


Рис. 4 – Показания барометра и отфильтрованная оценка высоты

1. Pedro Castillo Modelling and Control of Mini-Flying Machines / Pedro Castillo, Rogelio Lozano, Alejandro E. Dzul. – Springer, 2006. P.268
2. Haerhee Park Robust Complementary Filter Design and Its Application to GPS/INS Vertical Channel Design / Haerhee Park, Won-Sang Ra, Ick-Ho Whang. – Electronics Letters, 2006. P.6
3. Фильтр Калмана [Электронный ресурс] : Материал из Википедии — свободной энциклопедии : Версия от 15 августа 2014 / Авторы Википедии // Википедия, свободная энциклопедия. — Электрон. дан. — Сан-Франциско: Фонд Викимедиа, 2014. — Режим доступа: <http://ru.wikipedia.org/?oldid=64813838>