

СТАБИЛИЗАЦИЯ ПОЛЕТА ТРИКОПТЕРА ПО ПЕРЕСЕЧЕННОЙ МЕСТНОСТИ

Безрук А.А., студент; Хорхордин А.В., проф., к.т.н.

(ГВУЗ «Донецкий национальный технический университет», г. Донецк, Украина)

В современном мире беспилотные летательные аппараты могут использоваться в таких областях, как обнаружение наземных и летательных объектов, могут быть применены в различных сферах жизнедеятельности, таких как аэрофотосъемка (геодезия, картография), метеорология, охрана важных объектов, обнаружение пожаров, в военной промышленности (видеонаблюдения, обнаружения наземных, летательных объектов). Актуальность разработки подобных устройств подтверждается динамично растущим рынком и сферой решаемых задач. При создании беспилотных летательных аппаратов решается ряд сложных задач: определение ориентации (углов по трем осям относительно земли) и стабилизация по ним; определение высоты и стабилизация по ней; определение координат и полет по заданным точкам; полет трикоптера с заданной скоростью. В данной статье рассматривается решение задачи определения ориентации (углов по трем осям относительно земли) и стабилизация по ним.

Для решения данной задачи применяются бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Инерциальные навигационные системы (ИНС) имеют в своем составе датчики линейного ускорения (акселерометры) и угловой скорости (гироскопы или пары акселерометров, измеряющих центробежное ускорение). С их помощью можно определить отклонение связанной с корпусом трикоптера системы координат от системы координат, связанной с Землей, получив углы ориентации: рыскание (курс), тангаж и крен. На рис.1 показаны углы ориентации трикоптера.

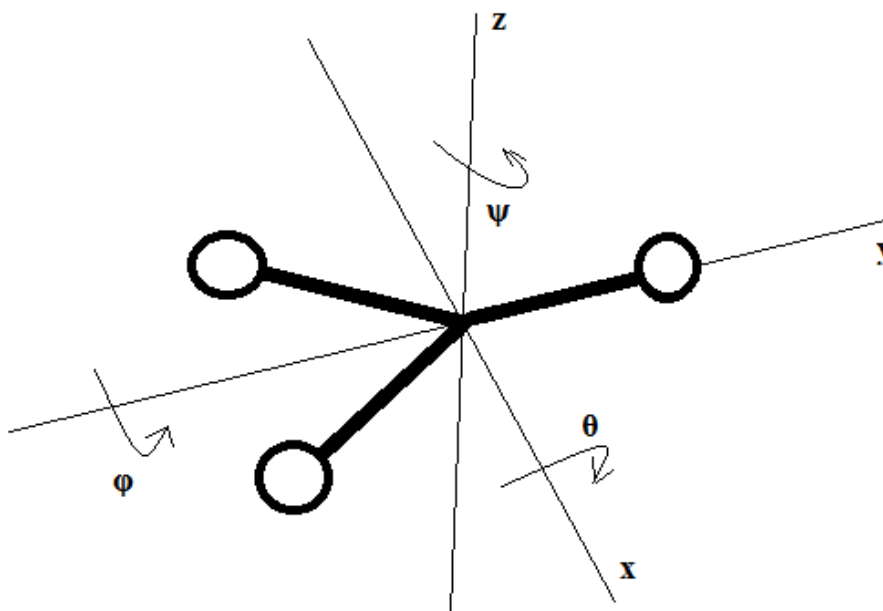


Рисунок 1 – Углы ориентации трикоптера

На рис.1 обозначена система координат хузсвязанная с Землей и углы ориентации трикоптера (тангаж (θ), крен (φ), рыскание (ψ)). Но при применении инерциальных навигационных систем существуют проблемы с точки зрения точности алгоритмов определения углов ориентации. Применяемые в системе измерений углов датчики обладают

рядом недостатков, так показания акселерометров чувствительны к высокочастотным вибрациям, обусловленных работой тяговых двигателей, и к ускоренному движению конструкции беспилотного летательного аппарата, а гироскопы обладают дрейфом нуля. На рис.2 представлен контур стабилизации угла трикоптера.

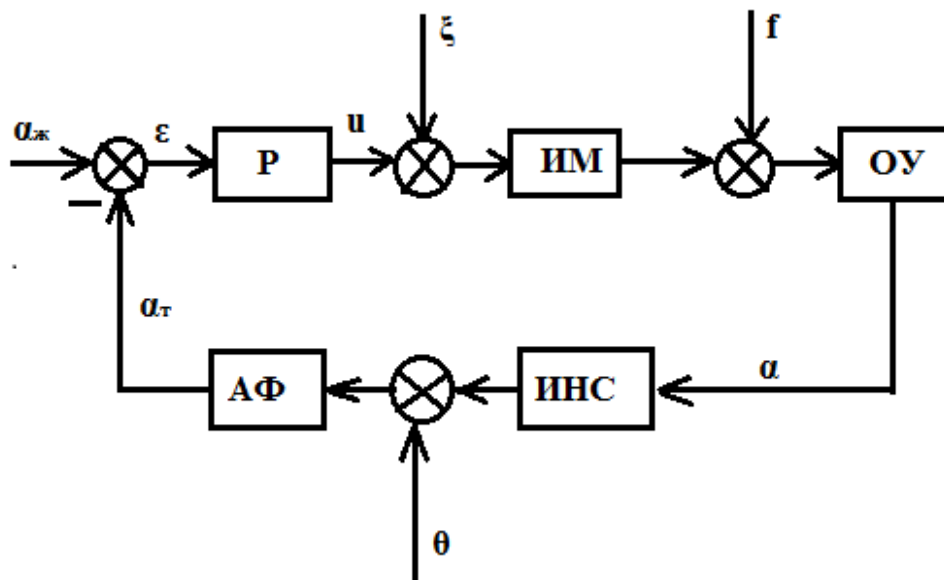


Рисунок 2 – Контур стабилизации угла трикоптера

В данном контуре стабилизации ИНС определяет угол ориентации трикоптера, однако данные ИНС зашумлены сигналом θ . Алгоритм фильтрации АФ позволяет подавить шумы в канале измерения. Полученное на выходе фильтра значение угла α_t сравнивается с желаемым значением угла α_k . Ошибка рассогласования ϵ подается на регулятор P, который формирует управляющее воздействие u, зашумленное сигналом ξ . Исполнительные механизмы (мотор, сервоповоротный механизм) при управлении u и возмущающем внешнем воздействии f переводят объект управления ОУ в необходимое состояние.

Алгоритм стабилизации угла трикоптера сводится к проектированию регулятора и алгоритма фильтрации.

На сегодняшний день нет единого решения при проектировании алгоритмов фильтрации. Использование в качестве алгоритма фильтрации показаний ИНС фильтра Калмана позволяет получить наилучший результат, т.к. данный метод является наиболее точным среди методов фильтрации. Для проектирования системы стабилизации угла необходимо получить математическое описание объекта управления. Управляя моментом сил (создаются тягой двигателей и поворотом сервопривода) относительно оси вращения, получим необходимое значение угла. Для описания объекта используется основное уравнение динамики вращения тел:

$$M^{\rightarrow} = J\epsilon^{\rightarrow}, \quad (1)$$

где M^{\rightarrow} – результирующий вектор моментов сил относительно оси;

J – момент инерции трикоптера относительно оси вращения;

ϵ^{\rightarrow} – угловое ускорение.

Передаточная функция объекта управления имеет вид:

$$\frac{M^{\rightarrow}}{\alpha} = \frac{1}{Js^2}, \quad (2)$$

где α – угол трикоптера. Из (2) следует, что при стабилизации угла ориентации, трикоптер является объектом второго порядка.

Для проектирования фильтра Калмана используем уравнения динамики объекта и показаний ИНС:

$$\alpha_{k+1}^{opt} = Kz^{k+1} + (1 - K)(\alpha_k^{opt} + u_k), \quad (3)$$

где α_{k+1}^{opt} – оптимальное значение угла на $k + 1$ шаге очень близкое к истинному значению;

z^{k+1} – показания ИНС;

α_k^{opt} – оптимальное значение угла на k шаге; u_k – закон изменения угла, получаемый из (2);

K – коэффициент Калмана.

Проведем моделирование системы стабилизации угла трикоптера в пакете Simulink. Схема моделирования представлена на рис.3

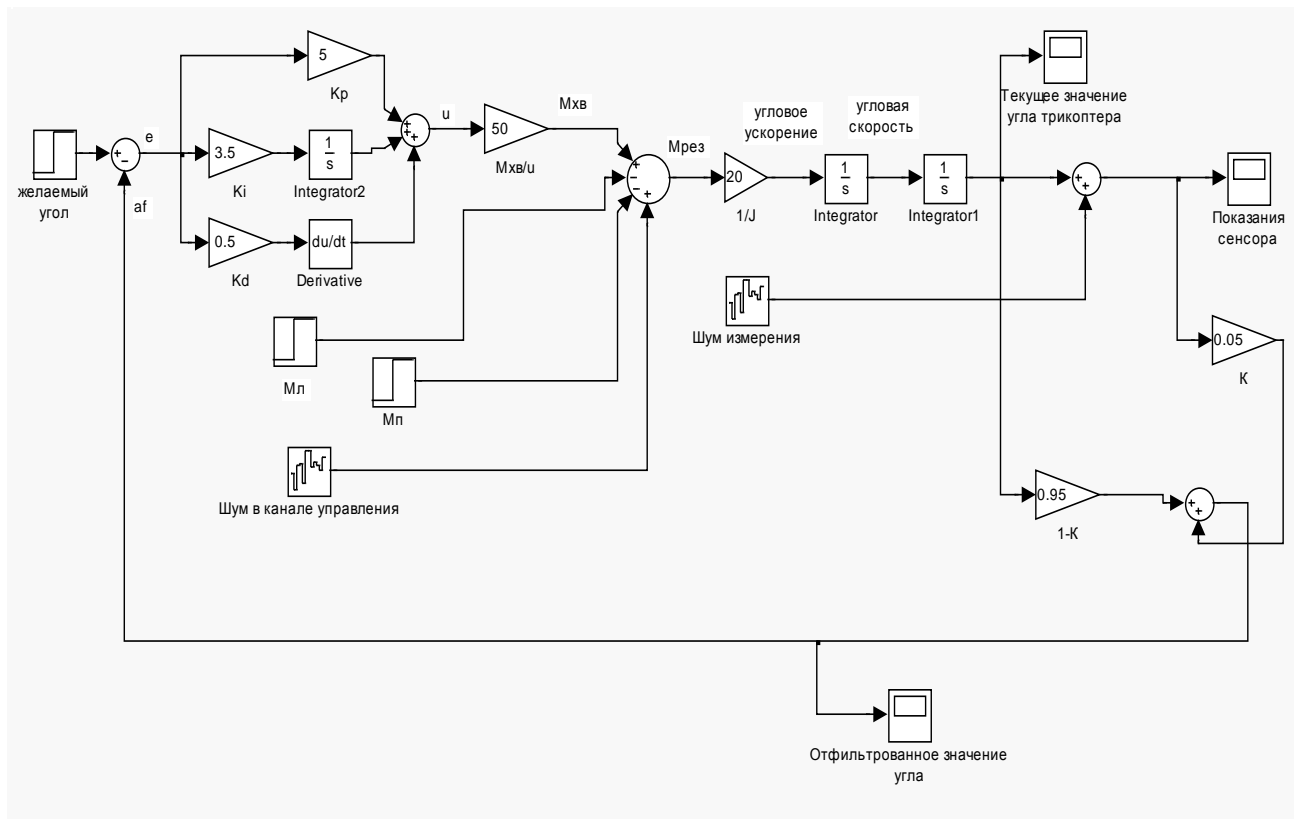


Рисунок 3 – Моделирование системы стабилизации угла

Данная схема моделирования содержит передаточную функцию объекта управления (2), настроенный средствами Simulink ПИД-регулятор, алгоритм фильтрации. ПИД-регулятор настроен на перерегулирование 4,7% и время переходного процесса 1,2с (см. рис.4). Коэффициент Калмана выбран эмпирическим путем (качество фильтрации см.рис.4). График угла трикоптера на выходе фильтра Калмана представлен на рис.5.

ПИД-регулятор и фильтр Калмана позволяют на их основе синтезировать систему стабилизации угла трикоптера.

Для оптимальной настройки фильтра Калмана необходимо получить такое значение коэффициента Калмана, которое минимизирует функционал среднеквадратичной ошибки наблюдения за состоянием системы. Для нахождения оптимального значения коэффициента Калмана необходимо провести статистический анализ таких случайных величин, как шумы в канале управления и шумы в канале измерения.

Данное (выбранное) значение коэффициента Калмана не является оптимальным.

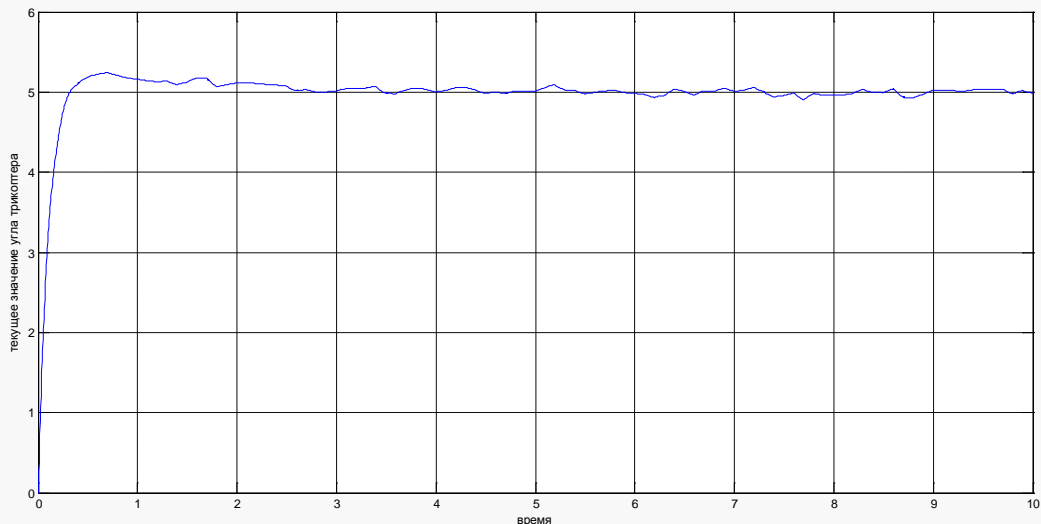


Рисунок 4 – Текущее значение угла трикоптера

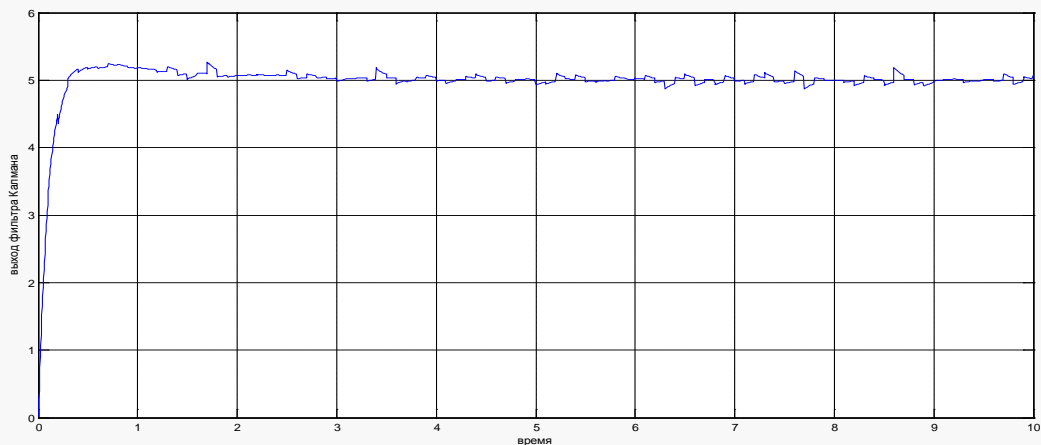


Рисунок 5 – Выход фильтра Калмана

Таким образом, в данной статье была рассмотрена задача стабилизации углов трикоптера. Получено описание трикоптера как объекта второго порядка. В качестве закона управления выбрано управление на основе ПИД-регулятора, в качестве алгоритма фильтрации был выбран фильтр Калмана. Проведено моделирование системы стабилизации, получены результаты моделирования. Дальнейшим развитием данной темы можно считать расчет оптимального значения коэффициента Калмана.

Перечень ссылок

1. http://ru.wikipedia.org/wiki/Инерциальная_навигация
2. <http://www.cs.unc.edu/~welch/kalman/media/pdf/Kalman1960.pdf>