

УДК 62-523.8

Моделирование системы автоматического управления квадрокоптером

Чжо Мьян Ту., аспирант

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Системы автоматического управления»*

*Научный руководитель: Гаврилов А.И., доцент, к.т.н.,
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
bauman@bmstu.ru*

В настоящее время для решения широкого круга задач в некоторых странах Северной Америки и Западной Европы активно используются мультикоптеры – вертолеты с тремя и более двигателями, расположенными в углах правильного многоугольника. Разработкой данных аппаратов занимаются такие всемирно известные высшие учебные заведения как Массачусетский Технологический Институт (США), Авиационный Университет штата Флорида (США), Индийский Технологический Институт и др.

Среди основных достоинств летательных аппаратов данного типа можно выделить следующие:

- простота конструкции – отсутствие дифференциалов, как у классической модели вертолета;
- маневренность – в отличие от самолетов или планеров, мультикоптер способен перемещаться в любом направлении и даже зависать на месте;
- большая грузоподъемность – характеризуется использованием более чем 3 двигателей с высоким КПД.

Квадрокоптер – это летательный аппарат с четырьмя роторами, вращающимися диагонально в противоположных направлениях. В совокупности с программным комплексом разрабатываемый БПЛА должен обладать дистанционной системой навигации и управления полётом и встроенной системой стабилизации [1–3].

В работе рассматривается задача микропроцессорной системы автоматического управления квадрокоптером (летательным аппаратом с четырьмя бесколлекторными электродвигателями) при следующих допущениях:

- раму квадрокоптера будем считать абсолютно жесткой;

- детали, из которых изготовлен аппарат одинаковые по плотности и массе, т.е. мультикоптер имеет идеальную симметричную конструкцию.

Схематическое изображение квадрокоптера представлено на рисунке 1, где F_1, F_2, F_3 и F_4 подъемные силы первого, второго, третьего и четвертого двигателей соответственно; F_T сила тяжести, действующая на квадрокоптер; M центр масс аппарата; θ, γ и ψ углы поворота относительно осей X, Y и Z соответственно.

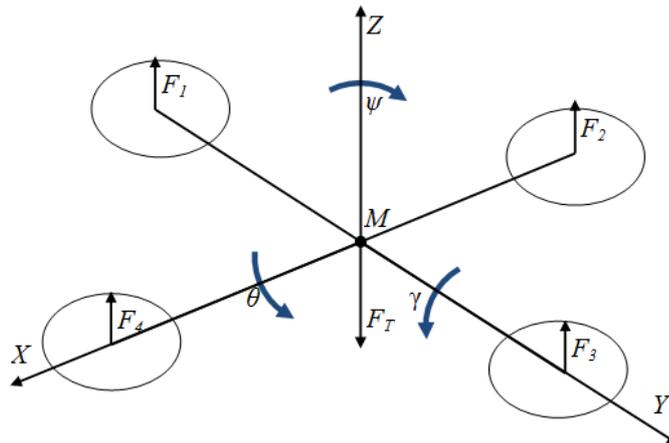


Рис. 1. Упрощенное представление квадрокоптера в пространстве

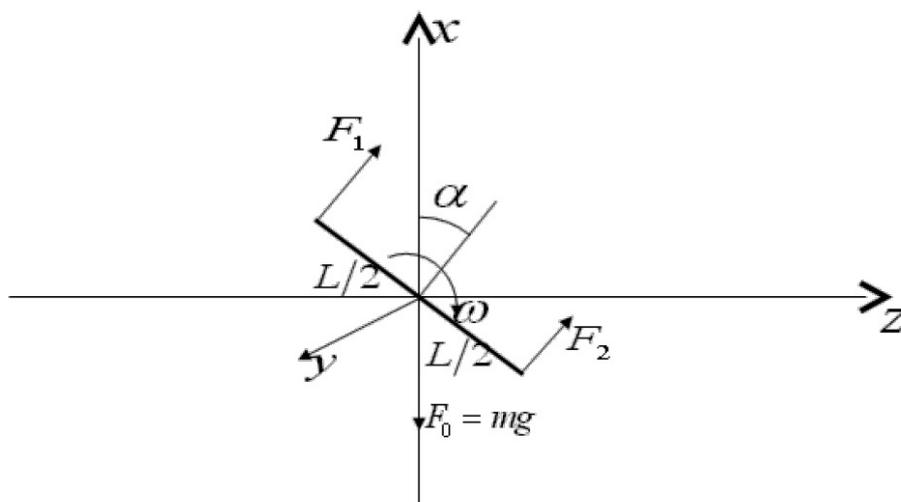


Рис. 2. Динамика и кинематическая схема квадрокоптера в пространстве

Для стабилизации квадрокоптера необходимо выполнение условия взаимной компенсации всех сил и моментов приложенных к квадрокоптеру

$$\sum_i F_i = 0, \sum_i M_i = 0.$$

Движение квадрокоптера описывается системой уравнений следующего вида:

$$F_1 \cos \alpha + F_2 \cos \alpha - F_0 = ma_x,$$

$$F_1 \sin \alpha + F_2 \sin \alpha = ma_z,$$

$$-M_1 + M_2 = -F_1 \frac{L}{2} + F_2 \frac{L}{2} = J \frac{d\omega}{dt}$$

где:

F_1, F_2 — тяги квадрокоптера;

$F_0 = mg$ — сила тяжести;

M_1, M_2 — моменты, создаваемые тягами двигателя;

α — угол наклона вертикали квадрокоптера относительно оси X;

α_x, α_z — ускорения квадрокоптера по соответствующим осям;

$I = \frac{mL^2}{12}$ — момент инерции квадрокоптера;

m — масса квадрокоптера;

L — длина квадрокоптера;

Ω — угловая скорость квадрокоптера.

Для формирования контура управления и стабилизации также требуется знание текущих координат (x, y) и скоростей (V_x, V_y) квадрокоптера, а других параметров, которые можно вычислить путем последовательного интегрирования [4,6].

Входом системы являются значения тяг F_1 и F_2 . Так как в реальном квадрокоптере значения тяг не могут изменяться мгновенно, в модели они подаются для начала на апериодическое звено. После этого значения тяг квадрокоптера и известные нам константы подаются на указанную выше систему уравнений, реализованную через простейшие алгебраические соотношения, а также интеграторы. После этих расчетов мы получаем на выходе значения координат квадрокоптера и его угловую ориентацию. Так как в задании указано, что акселерометры и ДУСы работают не идеально, то мы подаем в систему ошибки, имеющие гауссовское распределение и реализованные с помощью стандартных функций. Также квадрокоптер подвержен сносу ветром, который учитывается путем добавления скорости по координате Z.

Для того чтобы квадрокоптер летел к нужной точке достаточно подать в контур обратной связи требуемые координаты. Тяги двигателей зависят от рассогласований между координатами ЛА и точки наведения, а также рассогласования требуемого угла наклона квадрокоптера от текущего. Значения тяг F_1 и F_2 определяются из соотношений:

$$\begin{cases} F_1 = Sum - Dif \\ F_2 = Sum + Dif \end{cases}$$

Значение Sum определяется ПИД-регулятором (PID H) в зависимости от рассогласования по высоте. Dif – это сумма двух составляющих: рассогласование по горизонтальной координате Z (PID Z) и рассогласование по углу α (PID alpha)[7].

Структура контура стабилизации и управления, реализованная в среде Simulink представлена на рис.3.

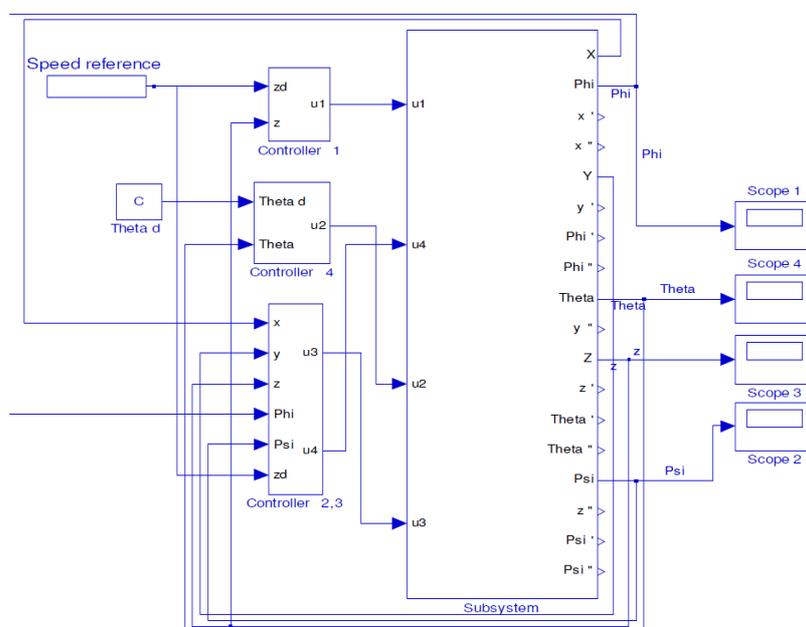


Рис. 3. Структура моделирования ПИД-регулятора квадрокоптера

Параметры регулятора приведены в таблице 1.

Таблица 1

Величина регулировки по методу Циглера-Никольса

Параметры ПИД	КР	Кр/Ки	Кd/Кр
П	Время константа/ задержка	∞	0
ПИ	0.9*ТС/ задержка	Задержка/ 0.3	0
ПИД	1.2* ТС/ задержка	2* задержка	0.5* задержка

Результаты движения квадрокоптера в течение 50 секунд, при подъеме на высоту 50 м с последующей представлены на рисунок 4-7.

Стабилизации квадрокоптера при действии бокового ветра.

а) Скорость ветра — 3 м/с.

Таблица 2

Параметры и начальное условие для квадрокоптера

Параметры	Величина	Единица измерения
I_1	1.25	$N_s^2 / рад$
I_2	1.25	$N_s^2 / рад$
I_3	2.5	$N_s^2 / рад$
K_1	0.010	$N_s^2 / м$
K_2	0.010	$N_s^2 / м$
K_3	0.010	$N_s^2 / м$
K_4	0.012	$N_s^2 / рад$
K_5	0.012	$N_s^2 / рад$
K_6	0.012	$N_s^2 / рад$
m	1.5	$Кг$
I	0.2	$м$
G	9.8	$м / с^2$

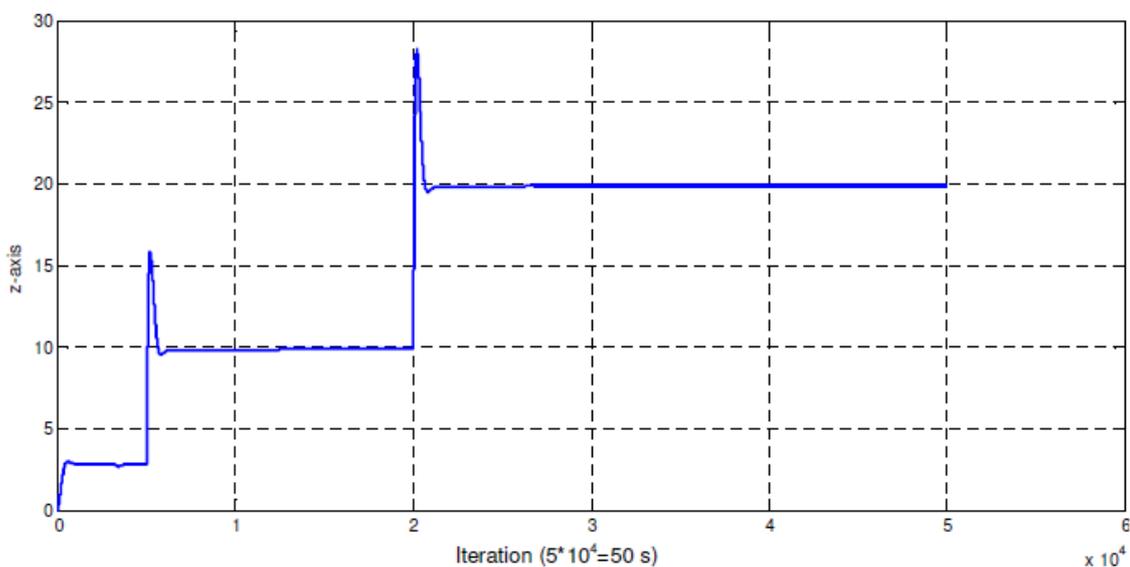


Рис. 4. График изменения скорости в проекции на ось - Z (м/с)

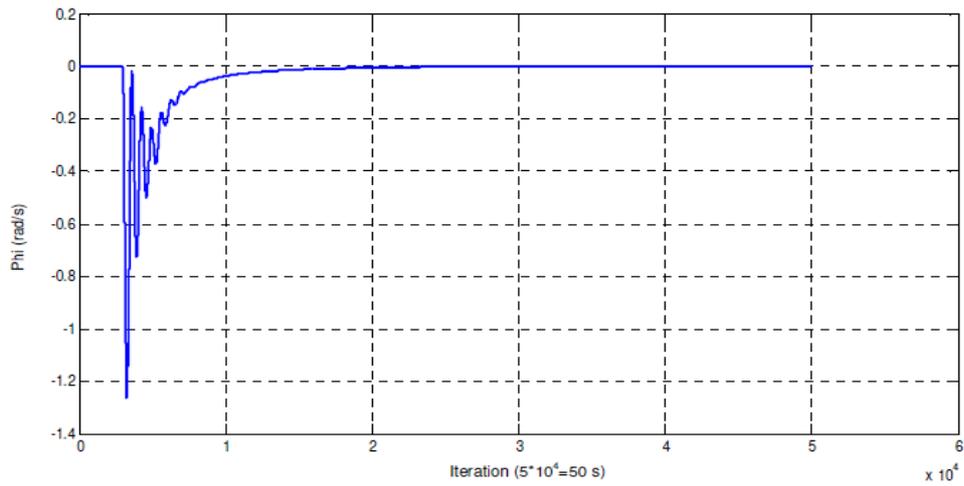


Рис. 5. График изменения Φ (крена) после 3 секунда начального движения заданной точки

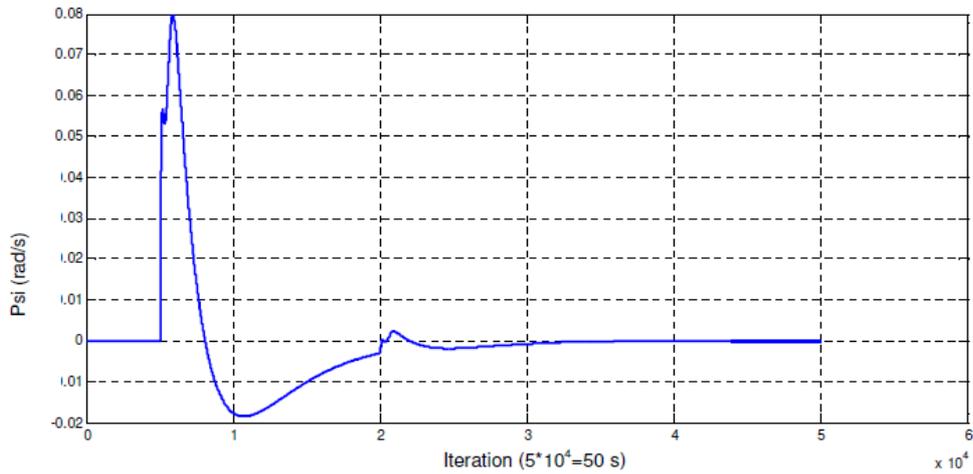


Рис. 6. График изменения Ψ (рыскание) после 5 секунда начального движения заданной точки

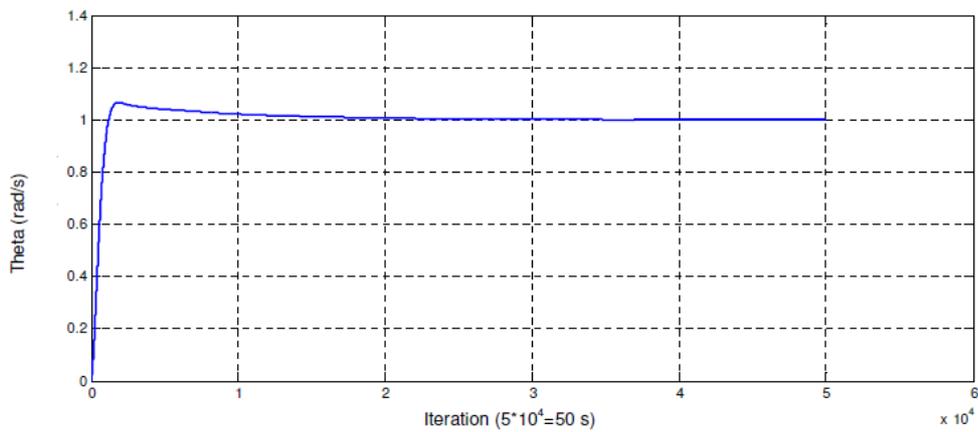


Рис. 7. График изменения θ (тангажа) при начальном движении до заданной точки

Выводы

Исследованная модель дает нам представление о возможности использования квадрокоптера с заданной точностью измерений датчиков в реальных условиях. При воздействии ветра он способен стабилизировать свое положение около заданной точки. Разработанная математическая модель и система управления автоматического полета квадрокоптера могут быть приняты за основу при решении задач нахождения структуры и параметров автопилота квадрокоптера, совершающего пространственный полет.

Список литературы

1. Altug E, Ostrowski JP, Taylor CJ. Quadrotor Control Using Dual Camera Visual Feedback // Robotics and Automation, Proceedings. ICRA '03. Taipei. 14-19.09.2003. № 3. P. 4294–4299.
2. Dzul A, Castillo P, Lozano R. Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft // Control Systems Technology, IEEE Transactions. 04.07.2004. №12/4. P. 510-516.
3. Hamel T, Mahoney R, Lozano R, ET Ostrowski J. Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-flyer // In the 15th IFAC world congress. Barcelona, Spain, 21-26.07.2002. 6 P.
4. Пупков К.А., Гаврилов А.И., Шахназаров Г.А. Комплексирование Технологий Управления В Интеллектуальных Системах Высокой Точности И Надежности // Вестник Российского университета дружбы народов. Инженерные исследования. 2011. № 4. С. 60-67.
5. Altug E, Ostrowski JP, Mahony R. Control of a Quadrotor Helicopter using Visual Feedback // Proceed. IEEE Int. Conference Robotics Automation. Washington, DC, 11-15.05.2002. P. 72- 77.
6. Емельянова О. В., Яцун С. Ф., Попов Н. И., Изучение движения квадрокоптера в вертикальной плоскости // II междунар. науч. конф. «Актуальные вопросы технических наук»: материалы Пермь: Молодой ученый. С. 157-161.
7. Веселов Г.Е., Скляров А.А., Скляров С.А. Синергетический подход к управлению беспилотным летательным аппаратом // Известия ЮФУ. Технические науки. 2013. № 5. С. 65-70.