

УДК 62-523.8

Система стабилизации БЛА – Квадрокоптера

08, август 2012

А.С. Панов, С.П. Чашников

*Студенты,
кафедра «Специальная робототехника и мехатроника»*

*Научный руководитель: Ю.И. Рассадкин,
к. т. н., доцент кафедры «Специальная робототехника и мехатроника»*

МГТУ им. Н.Э. Баумана
bauman@bmstu.ru

Введение

В последние годы активно развивается новое направление беспилотных летательных аппаратов – мультикоптеры. Их основные преимущества по сравнению с обычными аппаратами вертолетного типа – простота и надежность конструкции, компактность, большая грузоподъемность.

Любой мультикоптер состоит из центральной части и нескольких лучей (обычно от 3 до 12). На концах лучей крепятся электродвигатели с воздушными винтами (рис.1). В центральной части установлена полезная нагрузка и модуль управления движением, который обрабатывает сигналы с датчиков и пульта управления, а затем формирует управляющие сигналы для двигателей.



Рис.1. Квадрокоптер LotusRC T580

За рубежом с начала 2000-х годов проводится большое количество академических исследований, посвященных мультикоптерам [1-4], однако в России

такая тенденция появилась только 2-3 года назад. До этого мультикоптеры были уделом любителей и конструировались на основе готовых покупных компонентов. Поэтому особенно актуален строгий математический подход к исследованию динамики и управления летательных аппаратов такого типа.

В данной работе построена математическая модель квадрокоптера с учетом различных аэродинамических сил, возникающих при работе воздушного винта. Выполнено моделирование и анимация движения квадрокоптера в пакете MATLAB Simulink.

1. Математическая модель квадрокоптера

Для описания динамики квадрокоптера может использоваться два подхода: второй закон Ньютона или уравнения Лагранжа [2]. Будем использовать первый способ, как более наглядный и удобный для вычислений.

Динамика твердого тела под действием внешних сил, приведенных к центру масс, в системе координат, связанной с телом, описывается матричным уравнением [2]:

$$\begin{bmatrix} mE_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times mV \\ \omega \times I\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где m – масса тела, $E_{3 \times 3}$ - единичная матрица (3×3), $I \in \mathfrak{R}^{(3 \times 3)}$ - тензор инерции твердого тела, V - линейная скорость центра масс, ω - угловая скорость вращения относительно центра масс, F – главный вектор внешних сил, τ - главный вектор момента внешних сил.

Обозначим неподвижную систему координат, связанную с землей, через E, а подвижную систему координат, связанную с телом, через B (рис.2).

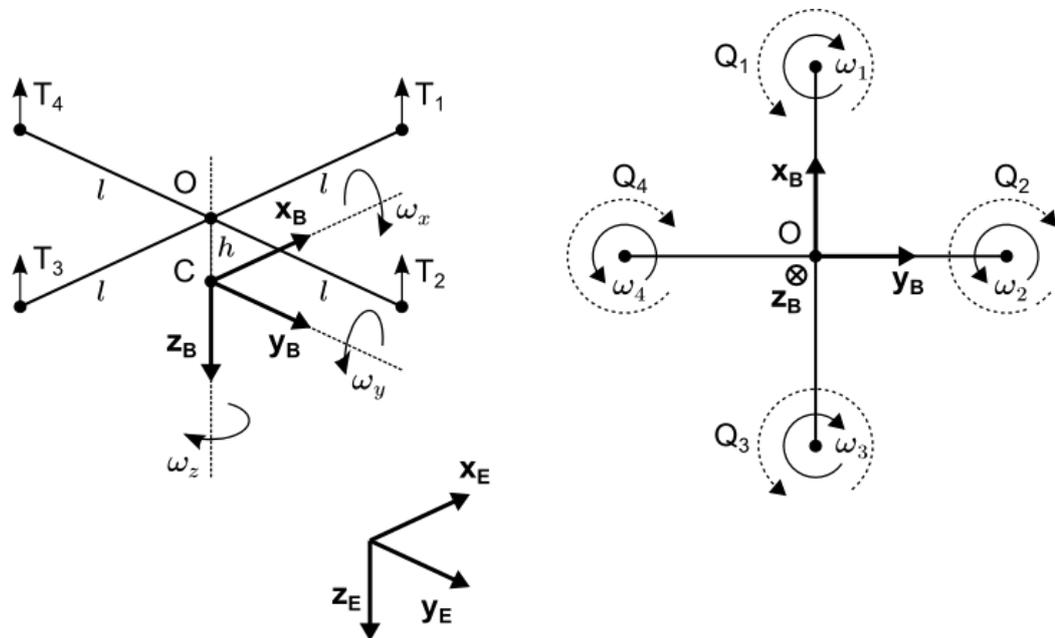


Рис.2. Системы координат

Направления осей подвижной системы координат задаются в соответствии с рисунком 2, где ось Ox совмещена с продольной осью аппарата и направлена к носовой части. Ориентация подвижной системы координат относительно

неподвижной определяется с помощью углов Эйлера. Углу крена φ соответствует поворот подвижной системы координат вокруг оси $0x$, углу тангажа θ – поворот вокруг оси $0y$, углу рыскания ψ – вокруг оси $0z$, соответственно.

Матрица преобразования координат из подвижной системы координат в неподвижную (последовательность поворотов X - Y - Z):

$$R_{B \rightarrow E} = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\varphi), \quad (2)$$

где (с учётом сокращений: c : \cos и s : \sin)

$$R_x(\varphi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\varphi & -s\varphi \\ 0 & s\varphi & c\varphi \end{bmatrix}; R_y(\theta) = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix}; R_z(\psi) = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Проекции вектора угловой скорости на оси подвижной системы координат (измеряемые блоком инерциальных датчиков) могут быть выражены через производные углов Эйлера:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \cos\theta \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Для определения аэродинамических сил и моментов, действующих на квадрокоптер (рис.3), использовались формулы, полученные ранее при разработке проекта Mesicopter [4].

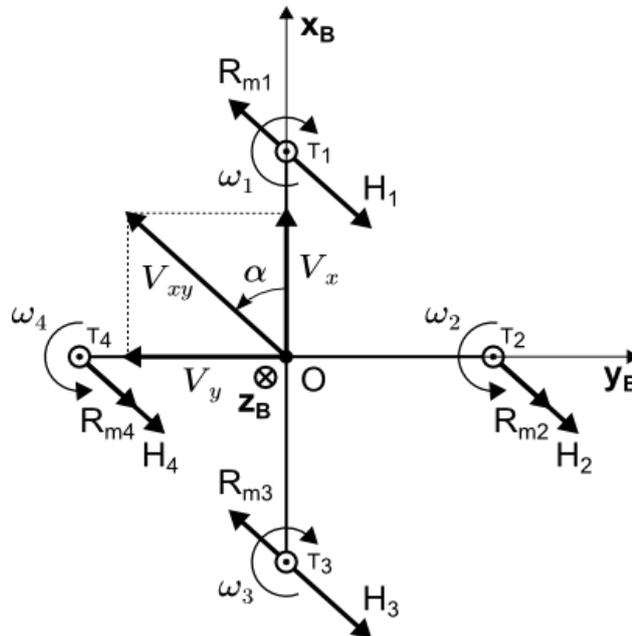


Рис.3. Аэродинамические силы и моменты, действующие на квадрокоптер в плоскости $0xy$

Сила тяги – результирующая сила, действующая на винт перпендикулярно плоскости вращения:

$$T = C_T \rho A (\Omega R)^2, \quad (4)$$

где ρ – плотность воздуха, R – радиус винта, Ω – скорость вращения винта, A – площадь, ометаемая винтом.

Боковая сила – результирующая сила, действующая на винт в плоскости вращения при горизонтальном движении:

$$H = C_H \rho A (\Omega R)^2 \quad (5)$$

Момент сопротивления – результирующий момент сил аэродинамического сопротивления, действующий на винт (рис.2):

$$Q = C_Q \rho A (\Omega R)^2 R \quad (6)$$

Поперечный момент (момент крена) проявляется при полете в горизонтальном направлении:

$$R_m = C_{R_m} \rho A (\Omega R)^2 R \quad (7)$$

Как видно из формул (4-7), аэродинамические силы и моменты пропорциональны квадрату скорости вращения винта и зависят от безразмерных коэффициентов: C_T, C_H, C_Q, C_{R_m} , которые не являются постоянными величинами и зависят от скорости поступательного движения аппарата. Характер этих зависимостей может быть определен экспериментально или с помощью известных геометрических и аэродинамических параметров винта.

На квадрокоптер также действуют сила тяжести – $P = mg$ и сила лобового сопротивления воздуха – $X = -\frac{1}{2} C_X S \rho V |V|$, где C_X – коэффициент лобового сопротивления (величина не постоянная, зависящая от многих факторов), S – фронтальная площадь фюзеляжа квадрокоптера.

Бесколлекторный двигатель, используемый в квадрокоптере для вращения воздушных винтов, по своим характеристикам подобен двигателю постоянного тока [3]. Структура уравнений также аналогична:

$$\begin{cases} U = k_\Omega \Omega + L \frac{di}{dt} + \frac{M}{k_M} R; \\ M - Q = J_{\partial \theta} \frac{d\Omega}{dt} \end{cases} \quad (8)$$

2. Моделирование в пакете MATLAB Simulink

На основании полученной системы уравнений построена математическая модель квадрокоптера в пакете MATLAB Simulink (рис.4). Вектор управляющих воздействий для данной модели – $U = [U_1 \ U_2 \ U_3 \ U_4]^T$:

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{cases} \quad (9)$$

Моделирование показало, что квадрокоптер в общем случае является системой неустойчивой. Ниже проиллюстрировано движение аппарата при отсутствии обратных связей и управляющем воздействии: $U = [7 \ 0 \ 2f_1(t) \ 0]^T$ (рис.6).

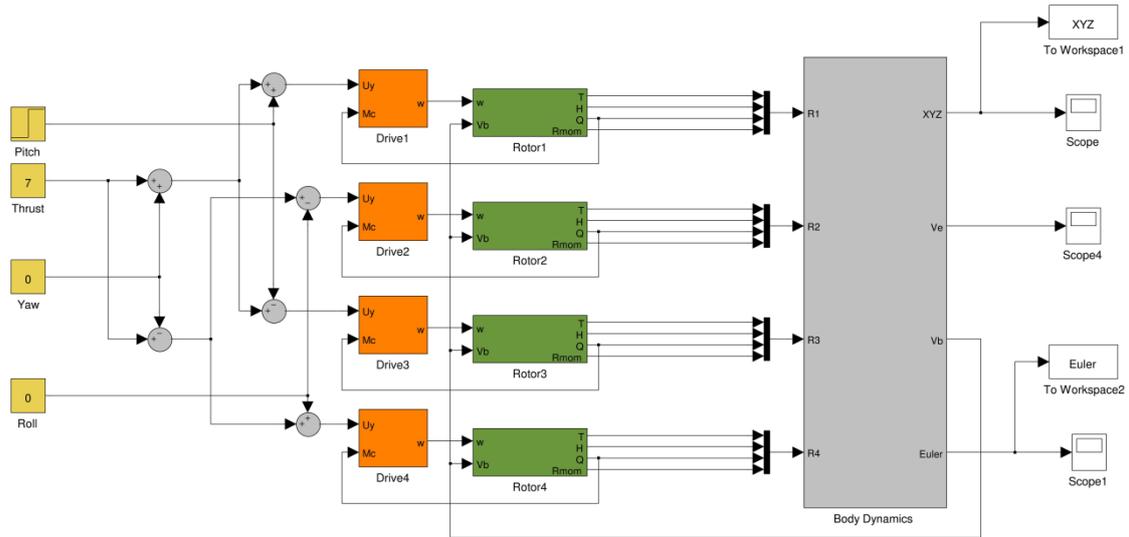


Рис.4. Математическая модель квадрокоптера в пакете MATLAB Simulink

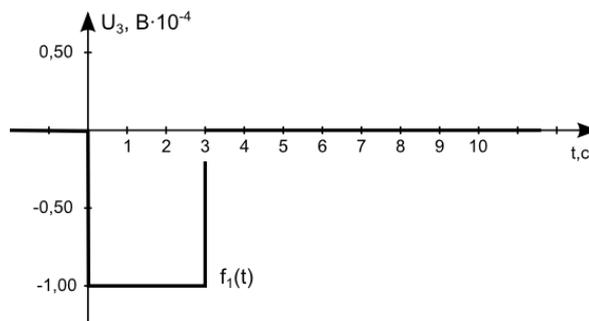


Рис.5. График управляющего воздействия U_3 при моделировании

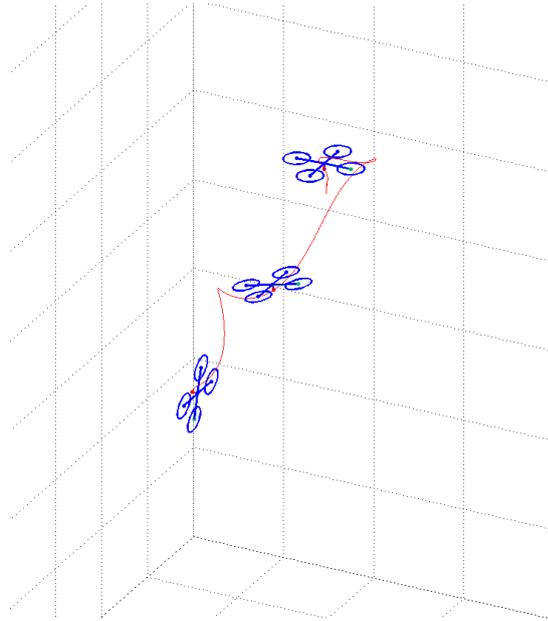


Рис.6. Анимация движения квадрокоптера при отсутствии обратных связей

3. Дальнейшие направления исследований

Так как квадрокоптер сам по себе является неустойчивой системой (рис.6), для обеспечения управляемости аппарата необходима разработка системы стабилизации (рис.7), использующей сигналы с датчиков обратной связи для формирования необходимого вектора управляющих воздействий. Разработка такой системы планируется в качестве продолжения работы по заданной теме.

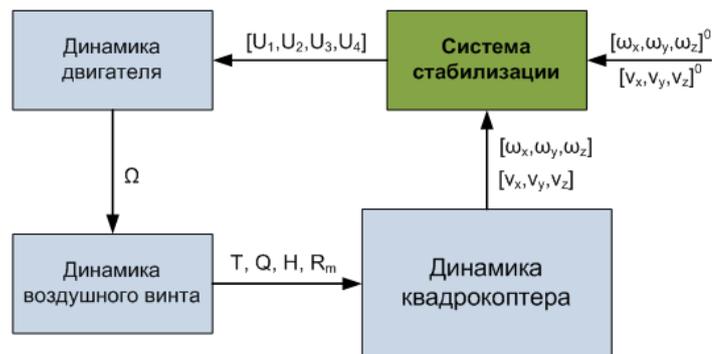


Рис.7. Использование системы стабилизации для управления квадрокоптером

На данный момент исследователями из разных стран опробовано множество методов стабилизации квадрокоптеров: линейные и нелинейные алгоритмы, стабилизация с использованием искусственных нейронных сетей, нечёткой логики, теории оптимального управления [1-3]. Выбор того или иного метода во многом зависит от условий задач, возлагаемых на квадрокоптер. К тому же одни и те же алгоритмы могут давать неодинаковые результаты для разных конструкций аппарата. Поэтому для каждого случая имеет смысл опробовать несколько методик и выбрать наиболее подходящую. Для режимов полета близких к режиму зависания

часто используют ПИД-регуляторы, которые дают хороший результат при небольших возмущающих воздействиях. С переменным успехом применяются линейно-квадратичные регуляторы, нелинейное управление со скользящим режимом и др. Наиболее перспективным является создание адаптивных алгоритмов управления, суть которых заключается в использовании различных методик стабилизации при различных режимах и условиях полета квадрокоптера.

Список литературы

1. Balas C. Modelling and linear control of a quadrotor. Cranfield University, 2007.
2. Bouabdallah S. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying. École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007.
3. Andersen M.B., Binderup O., Gislason S., Haukrogh J. Draganflyer X-Pro Modelling and Control. Aalborg University, 2006.
4. Fay G. Derivation of the Aerodynamic Forces for the Mesicopter Simulation. Stanford University, 2001.