

УДК 004.942

## Создание летательного аппарата с цифровой дистанционной системой управления

*Коваль Д.О., ученик 11 класса  
Россия, 140236, Московская область, Воскресенский район,  
пос. Фосфоритный, МОУ СОШ №14*

*Научный руководитель: Вельтищев В.В., к.т.н.,  
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана  
[koval.dmtr@gmail.com](mailto:koval.dmtr@gmail.com)*

Квадрокоптер – это летательный аппарат с 4 роторами, расположенными на концах двух, обычно перпендикулярных, осей. Двигатели квадрокоптера, расположенные на разных осях и вращаются в противоположных направлениях для компенсации крутящего момента. Существуют также модификации с бóльшим количеством винтов (от 5 до 16). Общее название для этих летательных аппаратов – мультикоптеры или мультироторы [3].

Так как квадрокоптер не обладает устойчивостью к внешним воздействиям, при полете возникает задача стабилизации квадрокоптера по трем углам относительно его центра: крену, тангажу и рысканию. Скорости реакции человека-оператора не достаточно для эффективной стабилизации, поэтому в работе применена цифровая система автоматической стабилизации на основе показаний датчиков. В нашем случае на квадрокоптере (рис. 1) установлены следующие датчики: акселерометр, гироскоп, барометр, магнитный компас, GPS. Работа выполнялась с помощью платы ArduPilot Mega V2.5 с микропроцессором Atmega2560. В работе была использована сторонняя прошивка ArduCopter [4].

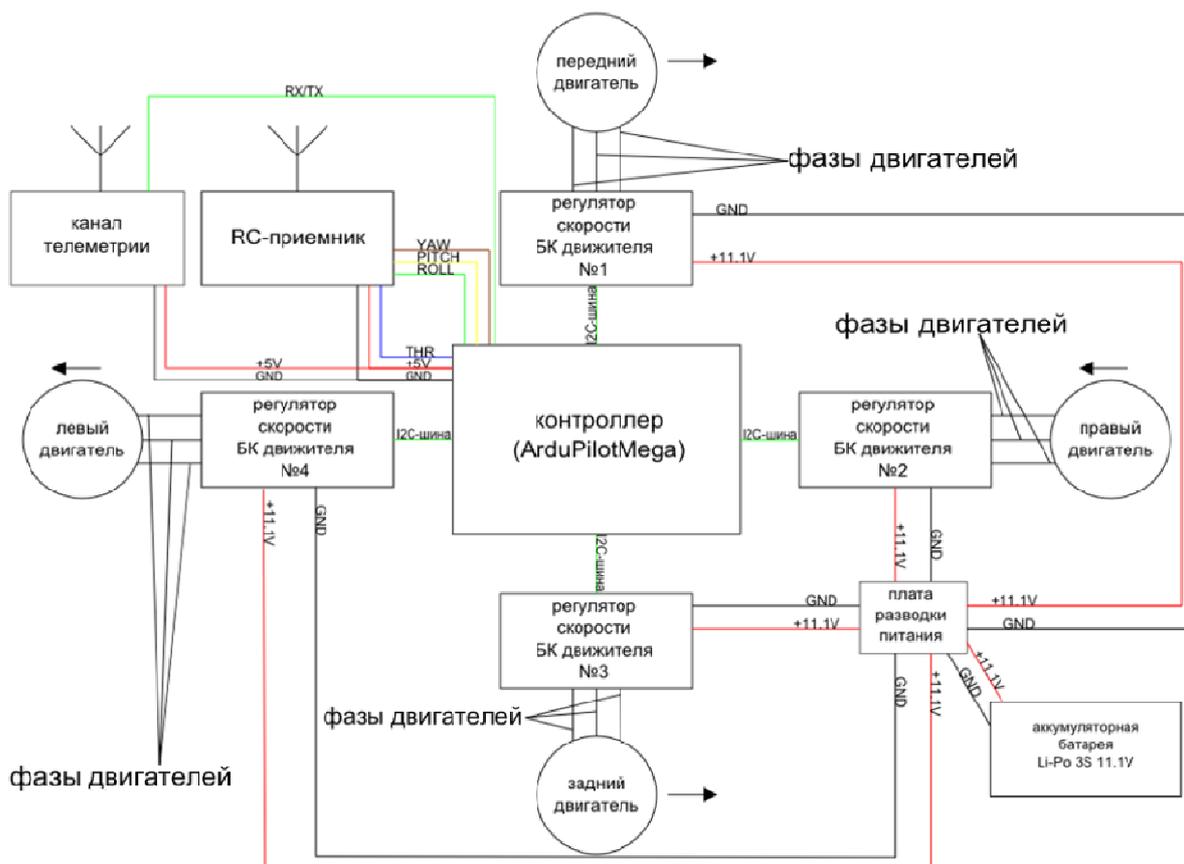


Рис. 1. Структурная схема квадрокоптера

В ходе создания ЛА к программе управления были выработаны следующие требования:

- программа должна изменять скорости вращения моторов;
- программа должна анализировать показания датчиков, установленных на плате управления;
- программа должна обеспечивать возможность управления летательным аппаратом.

### 1. Принцип полета квадрокоптера

Аэродинамический баланс квадрокоптера сохраняется постоянным считыванием показаний сенсоров и внесение соответствующих изменений в скорость вращения каждого ротора. Учитывая, что ручное управление четырьмя отдельными двигателями крайне затруднено, за поддержание баланса квадрокоптера отвечает соответствующая автоматическая контрольная система. Управление квадрокоптером осуществляется по 4-м осям: рысканью по курсу, крену относительно продольной оси, тангажу, высоте полета. Каждая ось управляется изменением тяги на каждом двигателе квадрокоптера.

Линейные степени движения квадрокоптера: марш по курсу, лаг, высота.

Угловые степени движения квадрокоптера:

- рысканье по курсу (повороты влево-вправо без потери высоты): управляется добавлением оборотов роторам, которые вращаются в сторону поворота, и снижением оборотов у роторов противоположного вращения. Учитывая симметричное увеличение и убавления мощности на каждой паре моторов, набор высоты при повороте по курсу не производится. Главная проблема управления рысканьем по курсу – выбор моторов, которым требуется увеличение и/или уменьшение мощности.
- крен (наклоны влево/вправо): управляется увеличением мощности одного из роторов с симметричным уменьшением противоположного.
- тангаж (наклоны вверх или вниз, угол поперечной оси квадрокоптера относительно поверхности): управляется подобно крену, но с использованием другой пары двигателей.

Надо отметить, что крен и тангаж для квадрокоптера являются понятием полностью относительным и зависят только от выбора направления движения и плеча крестовины. Например, для изменения угла крена/тангажа тяга одного из роторов должна быть снижена, в то время как тяга другого – увеличена. Результатом станет изменение продольного или поперечного угла наклона относительно горизонтальной поверхности. Когда квадрокоптер наклоняется, это приводит к разделению вектора силы (в идеальном состоянии проходящую через центр крестовины), на вертикальную и горизонтальную составляющие. Это приведет к изменению горизонтального и вертикального направлений движения – квадрокоптер начнет двигаться в сторону крена, теряя при этом высоту (вызвано силой земного тяготения, которая больше не компенсируется несущей силой винтов). Чтобы избежать падения квадрокоптера, для компенсации вертикальной составляющей, тяга на всех роторах должна быть соответственно увеличена. Описанное выше иллюстрирует, что каждый манёвр квадрокоптера является результатом согласованных симметричных воздействий по каждой оси, что достигается изменением тяги двух или более двигателей.

## **2. Принцип работы датчиков**

При создании модели применены два типа датчиков - акселерометр и гироскоп. Трехосевой акселерометр – прибор, измеряющий проекцию ускорения на три перпендикулярные друг другу оси [1]. То есть, если представить показания акселерометра в виде трехмерного вектора этот вектор будет представлять сумму векторов собственного ускорения объекта и ускорения, обратного ускорению свободного падения (1):

$$a_{accel} = a_{real} - g . \quad (1)$$

Акселерометр имеет довольно высокий уровень шума сигнала, кроме того очень чувствителен к вибрации. Поэтому для извлечения полезной информации используются алгоритмы фильтрации сигнала.

Оптический трехосевой гироскоп - прибор, измеряющий проекцию угловой скорости на три перпендикулярные друг другу оси. Гироскоп отличается достаточно точным сигналом (нет необходимости фильтровать значения сигнала). Однако, так как для задачи стабилизации наибольший интерес представляют углы, необходимо интегрировать показания гироскопа по времени.

### 3. Восстановление углов

Прежде всего, стоит отметить, что акселерометр неспособен отследить равномерное вращение в плоскости, перпендикулярной вектору  $\vec{g}$ .

Если считать собственное ускорение квадрокоптера малым по сравнению с ускорением свободного падения  $\vec{g}$ , можно определить углы крена и тангажа только по показаниям акселерометра. Однако практические исследования показывают, что собственный шум акселерометра, в сочетании с вибрацией от вращения винтов и собственными ускорениями квадрокоптера не позволяет определять углы с необходимой для стабилизации точностью. Если использовать фильтрацию для сглаживания сигнала, то появляется задержка показаний датчика, препятствующая своевременному реагированию на изменение положения летательного аппарата. Кроме того, при сильном сглаживании теряется информация о сравнительно небольших изменениях угла. Таким образом, для решения задачи стабилизации в рамках работы использовалось сочетание акселерометра и гироскопа. Для представления поворотов удобно использовать кватернионы. Обозначим за  $\Lambda_g(t)$  кватернион поворота, вычисленный в момент времени  $t$  по показаниям гироскопа, за  $\Lambda_a(t)$ - кватернион поворота, вычисленный в тот же момент по показаниям акселерометра. Для вычисления этих значений используются формулы, приведенные в [1]. Для коррекции ошибки интегрирования показаний гироскопа, берется их взвешенная сумма (2):

$$\Lambda(t) = \alpha \Lambda_a(t) + (1 - \alpha) \Lambda_g(t) . \quad (2)$$

Здесь  $\alpha$  - коэффициент коррекции, который обычно не превышает 0.01, в данном случае  $\alpha$  был выбран равным 0.005. Чтобы получить углы по имеющемуся кватерниону, используются формулы (3):

$$\begin{cases} \psi = \arctg\left(\frac{1-2\Lambda_y^2-2\Lambda_z^2}{2\Lambda_y\Lambda_w-2\Lambda_x\Lambda_z}\right) \\ \gamma = \arcsin(2\Lambda_x\Lambda_y + 2\Lambda_z\Lambda_w) \\ \theta = \arctg\left(\frac{1-2\Lambda_x^2-2\Lambda_z^2}{2\Lambda_x\Lambda_w-2\Lambda_y\Lambda_z}\right) \end{cases} \quad (3)$$

Здесь  $\Lambda_w$ ,  $\Lambda_x$ ,  $\Lambda_y$  и  $\Lambda_z$  – четыре компоненты кватерниона. Кроме того в северном полюсе, где  $\Lambda_x\Lambda_y + \Lambda_z\Lambda_w \approx \frac{1}{2}$ , формулы (3) принимают вид (4), а в южном полюсе, где  $\Lambda_x\Lambda_y + \Lambda_z\Lambda_w \approx -\frac{1}{2}$ , формулы (3) принимают вид (5):

$$\begin{cases} \psi = 2\arctg\left(\frac{\Lambda_w}{\Lambda_x}\right) \\ \gamma = \frac{\pi}{2} \\ \theta = 0 \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \psi = 2\arctg\left(\frac{\Lambda_w}{\Lambda_x}\right) \\ \gamma = -\frac{\pi}{2} \\ \theta = 0 \end{cases} \quad (5)$$

#### 4. Система стабилизации

После того, как программой управления были получены углы крена и тангажа, необходимо применить поправку к мощностям двигателей, для устранения возможного отклонения. Для этой цели обычно применяется пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) или пропорционально-дифференциальный (ПД) регулятор [2]. ПИД регулятор – алгоритм, который на основе отклонения от величины, в которой необходимо стабилизироваться, выдает поправку на соответствующие моторы. Если считать отклонение от необходимой величины в момент времени  $t$  равным  $e(t)$ , то формула (6) выражает необходимую поправку.  $K_p$ ,  $K_I$  и  $K_D$  – пропорциональный, интегральный и дифференциальный коэффициенты соответственно.

$$v(t) = P + I + D = K_p e(t) + K_I \int_0^t e(t) dt + K_D \frac{d}{dt} e(t) \quad (6)$$

В случае ПД регулятора компонента  $I$  обнуляется, и формула (6) принимает вид (7).

$$v(t) = P + D = K_p e(t) + K_D \frac{d}{dt} e(t) \quad (7)$$

Акселерометр и гироскоп располагаются на плате так, чтобы их оси были сонаправлены собственным осям квадрокоптера. Таким образом, восстановленные углы представляют отклонения от положения стабильности. Так как задачи стабилизации по крену и тангажу можно считать независимыми, удобно представлять углы в виде

трехмерного вектора, и все операции по вычислению поправки проводить в векторном виде.

Чтобы квадрокоптер не терял высоту, сумма тяг винтов должна сохраняться при произвольном наклоне. Рассмотрим ситуацию с одной осью. Если обозначить в момент времени  $t$  суммарную мощность моторов на оси за  $M(t)$ , а за  $P_1(t)$  и  $P_2(t)$  обозначить мощности, которые необходимо выдать на два мотора оси соответственно, расчетные формулы принимают вид (8):

$$P_1(t) = \sqrt{\frac{M^2(t)+v(t)}{2}}, \quad P_2(t) = \sqrt{\frac{M^2(t)-v(t)}{2}}. \quad (8)$$

Квадратный корень возникает из физического закона, согласно которому подъемная сила винта пропорциональна квадрату угловой скорости вращения. Выработаны требования к программе управления квадрокоптером.

## 5. Создание опытного образца аппарата

В соответствии с требованиями, выработанными на этапе постановки задачи была разработана структурная схема и конструкция квадрокоптера. Аппарат (рис.2) создавался в течение 8 месяцев. Проведенные испытания в помещении и в полевых условиях показали достаточную устойчивость полета.



Рис. 2. Модель летательного аппарата

### **Основные выводы:**

- Обоснован выбор программы управления в программе ArduCopter v2.5 квадрокоптером.
- Выбран рациональный для данной задачи алгоритм оценки углов крена и тангажа квадрокоптера по показаниям датчиков.
- Изучены подходы и алгоритмы для автоматической стабилизации летательного аппарата по углам относительно центра.
- Реализованы алгоритмы стабилизации.
- Разработан и создан опытный летательный аппарат.
- Проведены полевые испытания аппарата.

### **Список литературы**

1. Белинская Ю.С., Четвериков В.Н. Управление четырехвинтовым вертолетом // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 5. (дата обращения 10.11.2013). DOI: [10.7463/0512.0397373](https://doi.org/10.7463/0512.0397373).
2. Борисов Ю. М., Липатов Д. Н., Зорин Ю. Н. Электротехника: учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Энергоатомиздат, 1985. 552 с.
3. Квадрокоптер. Сайт об электронике и не только. Режим доступа: <http://alex-ehе.ru/avia/quadrocopter/> (дата обращения 03.12.13).
4. Программирование Ардуино. Режим доступа: <http://arduino.ru/Reference> (дата обращения 22.02.14).