

НАСТРОЙКА СТАБИЛИЗАЦИИ БПЛА НА БАЗЕ МИКРОКОНТРОЛЛЕРА СЕМЕЙСТВА ARDUINO

Д.А. Журман, А.С. Фадеев
(г. Томск, Томский политехнический университет
e-mail:daz18@tpu.ru

CONFIGURATION OF UAV STABILIZATION BASED ON ARDUINO MICROCONTROLLER

D.A. Zhurman, A.S. Fadeev
(Tomsk, Tomsk Polytechnic University)

Abstract. Recently, unmanned aerial vehicles (UAVs) with four propellers (quadcopters) have become widespread in many industries, thanks to the development of information technology. Unfortunately, ready-made solutions are still quite expensive, so more and more people are trying to assemble a quadcopter themselves. One of the main tasks that need to be solved when designing a UAV is stabilization, that is, maintaining it at the same height without hesitation and without changing roll and pitch angles. This article focuses on configuration of PID controller, gyroscope, and accelerometer and this configuration can be used for X-shaped quadcopters.

Keywords: gyroscope, accelerometer, PID controller, MPU-6050, Arduino, quadcopter, UAV

Введение. Беспилотный летательный аппарат (БПЛА) — летательный аппарат без экипажа на борту. Использование данных устройств становится всё более частым явлением. Во многих сферах деятельности человека внедрение БПЛА позволяет добиться лучших показателей качества, затрачивая на это меньше ресурсов и задействуя минимум рабочей силы. Решение задачи интеграции беспилотных летательных аппаратов в новые отрасли является отличным примером работы по автоматизации технологических процессов и производств.

Развитие технологий позволило создать БПЛА с высоким уровнем надежности, безопасности и удобства эксплуатации. Возрастающая актуальность квадрокоптеров объясняется широкими возможностями их применения и на сегодняшний день существует немало производителей, которые демонстрируют свои решения в этой области. Однако данные решения до сих пор стоят достаточно дорого, поэтому все больше и больше людей стараются собрать квадрокоптер самостоятельно.

Аэродинамический баланс БПЛА с четырьмя пропеллерами (квадрокоптера) сохраняется постоянным благодаря постоянному считыванию показаний встроенных датчиков (акселерометра и гироскопа) и внесением соответствующих изменений в скорость вращения каждого двигателя. Так как ручное управление всеми четырьмя двигателями является трудной задачей, то за стабилизацию квадрокоптера отвечает соответствующая автоматическая система.

Довольно часто квадрокоптеры проектируют только с использованием гироскопа для определения положения в пространстве. Однако данное решение обладает рядом недостатков:

1. При использовании только гироскопа значения углов крена, тангажа и рыскания колеблются в некотором диапазоне, что делает определение положения в пространстве не совсем точным.
2. При включении квадрокоптера на наклонной поверхности, гироскоп не может правильно определить, где находится нулевой уровень, что приводит к отклонению значений углов крена, тангажа и рыскания.

В настоящей работе рассматривается процесс проектирования и настройки квадрокоптера, содержащего акселерометр, гироскоп и ПИД регулятор в составе системы управления.

Составные части рассматриваемого летательного аппарата:

1. Аппаратно-вычислительная платформа Arduino UNO;
2. Гироскоп MPU-6050;
3. Бесколлекторный двигатель A2212;
4. Регулятор скорости Hobbysky;
5. Приемник WFR07S;

6. Пульт WFT07;
7. Рама HJ450;
8. Аккумулятор HRB.

Для выполнения данной работы была использована микросхема MPU-6050, это обусловлено рядом причин:

1. Данная микросхема содержит в себе и акселерометр и гироскоп.
2. Цена MPU-6050 значительно ниже чем цена большинства других гироскопов.
3. Данная микросхема очень проста в подключении и программировании.

Настройка гироскопа. Основным датчиком, относительного которого формируются основные управляющие сигналы, подающиеся на регуляторы скорости оборотов, является гироскоп. Данное устройство осуществляет измерение углов крена, тангажа и рыскания квадрокоптера для определения его положения в пространстве.

Гироскоп измеряет только угловую скорость в градусах в секунду. Угловая скорость квадрокоптера на всей поверхности является одинаковой, поэтому не имеет значения, где устанавливать гироскоп, но рекомендуется устанавливать его в центре, где большую часть времени полета наблюдаются самые слабые вибрации.

Согласно технической документации к MPU-6050 значение сигнала выхода гироскопа будет составлять 65,5 при угловой скорости $1^{\circ}/с$ [1]. То есть при совершении полного оборота вокруг оси рыскания ровно за 1 минуту значение сигнала выхода гироскопа в любой момент времени будет составлять 393, так как его угловая скорость равна $6^{\circ}/с$.

Если прибавлять каждую секунду 393, то через минуту результат составит 23580. Далее необходимо разделить полученное значение на 65,5. Результат операции составит 360 градусов, то есть значение полного оборота.

Таким образом, суммируя с течением времени все значения выхода гироскопа, которые называются интегрирующими, можно вычислить полный угол, который совершил гироскоп.

Тогда формула для расчета угла наклона γ примет следующий вид:

$$\gamma = \frac{1}{65,5} \int_0^t g$$

где g – значение сигнала выхода гироскопа, а t – время вращения.

Если установить частоту обновления микроконтроллера 250 Гц, то во время вращения данные гироскопа будут суммироваться 250 раз в секунду. Тогда формула для расчета угла наклона примет несколько другой вид:

$$\gamma = \frac{1}{65,5 \cdot 250} \int_0^t g$$

Перед использованием гироскоп был откалиброван. Это обусловлено тем, что при установке MPU-6050 на ровную поверхность выходные значения сигналов с гироскопа отличаются от 0 и колеблются в некотором диапазоне.

Для того, чтобы откалибровать гироскоп, было принято решение рассчитать среднее значение 2000 показаний гироскопа и вычесть полученный результат из выходного сигнала гироскопа [2].

После данной калибровки с помощью гироскопа можно выполнять измерения углов крена и тангажа, и полученные результаты будут близки к действительным. Тем не менее, если установить гироскоп под углом к оси крена и резко повернуть на 90 градусов вдоль оси рыскания, то, таким образом, физические оси крена и тангажа также повернутся на 90 градусов и значения углов этих осей должны поменяться местами. Однако значения углов, измеренные гироскопом, останутся без изменений.

Для решения этой проблемы была связана ось рыскания с осями тангажа и крена. Это требуется для того, чтобы при определении осью рыскания вращения передать угол поворота на угол тангажа, а значение угла тангажа передать на ось крена.

Стоит отметить, что данная зависимость угла тангажа и крена от угла рыскания не является линейной, так как при установке эталонного цифрового гироскопа под углом 45 градусов к оси тангажа и при последующем его повороте на 45 градусов вдоль оси рыскания угол тангажа составит приблизительно 30 градусов, то есть всего 66% от 45 градусов [3].

Экспериментальным путем получено, что данная зависимость является синусоидальной функцией.

Таким образом, при вращении вдоль оси рыскания из начального угла крена γ_0 будет вычитаться значение угла тангажа ψ , умноженное на синус угла рыскания β , а к начальному углу тангажа ψ_0 прибавляться значение угла крена γ , умноженное на синус угла рыскания β .

$$\gamma = \gamma_0 - \psi \cdot \sin(\beta)$$

$$\psi = \psi_0 + \gamma \cdot \sin(\beta)$$

Настройка акселерометра. Акселерометр – прибор, измеряющий проекцию кажущегося ускорения (разности между истинным ускорением объекта и гравитационным ускорением).

Согласно технической документации к MPU-6050 значение выхода акселерометра составляет 4096, когда к датчику прикладывается 1g [1]. Среднее ускорение свободного падения на Земле приблизительно составляет 9,8 м/с², что соответствует 1g, поэтому значение выхода акселерометра в состоянии покоя составляет 4096.

Если перевернуть акселерометр вверх дном, то ускорение будет находиться в противоположном направлении, а значение акселерометра составит – 4096.

Значение выхода в трех-осевом акселерометре основано на направлении гравитационной силы Земли. Таким образом, используя значения выхода акселерометра можно рассчитать углы крена, тангажа и рыскания MPU-6050.

Для того чтобы изучить принцип расчета углов крена, тангажа и рыскания акселерометр был приподнят на угол 45 градусов к оси тангажа. Значение выхода акселерометра стало ровно 2920. Общее ускорение свободного падения g, действующее на акселерометр не изменилось и составило 4096. Далее был вычислен угол α между вектором ускорения свободного падения и вектором силы, действующей на акселерометр путем вычисления арксинуса отношения 2920 и 4129.

$$\alpha = \arccos\left(\frac{2920}{4096}\right) \approx 45^\circ$$

Таким образом, полученное значение угла α примерно совпадает с действительным значением угла наклона акселерометра.

Расчет вектора гравитации g , действующей на акселерометр, осуществляется по следующей формуле:

$$g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2}$$

где g_x – проекция вектора ускорения на ось X, g_y – проекция вектора ускорения на ось Y, а g_z – проекция вектора ускорения на ось Z.

Значения углов крена γ , тангажа ψ и рыскания β рассчитываются по следующим формулам:

$$\gamma = \arccos\left(\frac{g_x}{g}\right)$$

$$\psi = \arccos\left(\frac{g_y}{g}\right)$$

$$\beta = \arccos\left(\frac{g_z}{g}\right)$$

Таким образом, после занесения данных формул в микроконтроллер, значения углов, определяемые акселерометром, были близки к действительным. Однако при установке акселерометра на квадрокоптер и запуске двигателей, возникают вибрации, из-за которых измерение значения углов происходит с большой погрешностью.

Для решения данной проблемы было принято решение использовать скользящее среднее для значений выхода гироскопа во время вибрации. Однако в данном случае изменение угла наклона фиксируется акселерометром с некоторой задержкой.

Для уменьшения задержки было принято решение разделить полученное скользящее среднее на некое число, полученное эмпирическим путем. При использовании значений этого числа близким к нескольким десяткам и более, задержка при изменении угла наклона оставалась приемлемой для корректировки положения аппарата в пространстве. Этой небольшой части показаний акселерометра достаточно для того, чтобы компенсировать колебания значений углов крена, тангажа и рыскания, определяемых при помощи гироскопа.

Таким образом, конечное значение углов крена, тангажа и рыскания будет складываться из показаний акселерометра и гироскопа. Однако для того чтобы устранить погрешность акселерометра, возникающую при вибрациях, значение, которое вносит акселерометр, должно составлять от 0.0001 до 0.001. Формула для расчета конечного значения угла наклона выглядит следующим образом:

$$\gamma = 0,9995 \cdot \gamma_{gyro} + 0,0005 \cdot \gamma_{acc}$$

Для того, чтобы решить проблему с определением гироскопом нулевого уровня при запуске на наклонной поверхности, в начальный момент времени необходимо принять значения углов гироскопа равными значениями углов акселерометра. Таким образом гироскоп сможет определить нулевой уровень при старте.

После занесения данных формул в микроконтроллер, значения углов крена, тангажа и рыскания при запуске немного отличались от 0. Для устранения этого в формулы, рассчитывающие углы крена, тангажа и рыскания, была добавлена операция вычитания корректирующих значений, полученных при запуске.

Настройка ПИД регулятора. В данной системе за процесс стабилизации отвечает регулятор, функционирующий по пропорционально-интегро-дифференциальному закону управления, называемый ПИД регулятором (1). Основной целью ПИД регулирования для БПЛА является сведение ошибки, то есть разницы между значениями, поданными на ресивер, и значениями углов гироскопа, к нулю. Например, если требуется чтобы квадрокоптер оставался неподвижен, то значение, поданное на ресивер будет равно 0, следовательно, необходимо, чтобы значения углов гироскопа были тоже равны 0. Для достижения этого эффекта ПИД регулятор рассчитывает изменения, которые необходимо внести во вращение 4 двигателей, для того, чтобы поддерживать квадрокоптер на необходимом уровне.

$$u(t) = P + I + D = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (1)$$

ПИД регулятор формирует управляющий сигнал, являющийся суммой трёх слагаемых, первое из которых пропорционально разности входного сигнала и сигнала рассогласования, второе – интеграл сигнала рассогласования, третье – производная сигнала рассогласования.

Выходной сигнал регулятора $u(t)$ определяется тремя слагаемыми:

$$u(t) = P + I + D = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t)$$

Где K_p , K_i , K_d – коэффициенты усиления пропорциональной, интегрирующей и дифференцирующей составляющих регулятора [4].

Пропорциональная составляющая рассчитывается как разница между значениями гироскопа g и ресивера r , умноженная на коэффициент K_p .

$$P = (g - r) \cdot K_p$$

Интегральная составляющая рассчитывается как разница между значениями гироскопа g и ресивера r , умноженная на коэффициент K_i , полученный результат суммируется с предыдущим значением интегрального регулятора I' .

$$I = I' (g - r) \cdot K_i$$

Дифференциальная составляющая рассчитывается как разница между предыдущими значениями гироскопа g_0 и ресивера r_0 , вычтенная из текущей разницы значений гироскопа (g) и ресивера (r), умноженная на коэффициент K_d .

$$D = (g - r - g_0 - r_0) \cdot K_d$$

Таким образом, настройка ПИД регулятора заключается в нахождении K_p , K_i , K_d для углов крена, тангажа и рыскания. Ниже, в качестве примера, приводится алгоритм поиска этих коэффициентов для угла крена:

1. Поиск коэффициента дифференцирования

- 1) Приравниваем все коэффициенты к 0;
- 2) Квадрокоптер был поставлен на ровную поверхность, а скорости вращения двигателей были установлены так, чтобы аппарат начал парить;
- 3) Значение коэффициента дифференцирования было выставлено таким образом, что начали возникать колебания изделия при изменении угла;
- 4) Величина этого коэффициента уменьшалась до тех пор, пока БПЛА не перестал колебаться при изменении угла.

2. Поиск коэффициента пропорциональности

- 1) Значение K_p увеличивалось с шагом 0.2 до тех пор, пока при полете квадрокоптера пропорциональная и дифференциальная составляющая не стали компенсировать друг друга так, что аппарат сразу же падал при взлете.
- 2) Коэффициент пропорциональности был уменьшен на 50% и, таким образом, получено оптимальное значение.

3. Поиск коэффициента интегрирования

- 1) Значение K_i увеличивалось с шагом 0.01 до тех пор, пока при полете квадрокоптера не стали возникать колебания.
- 2) Коэффициент интегрирования был уменьшен на 50% и, таким образом, получено оптимальное значение.

Значения коэффициентов ПИД регулятора для угла тангажа можно принять равным тем, что найдены для угла крена. Коэффициенты для угла рыскания были найдены экспериментальным путем. Найденные значения были записаны в таблицу 1.

Таблица 1. Полученные значения коэффициентов

	K_p	K_i	K_d
Крен	1.3	0.03	15
Тангаж	1.3	0.03	15
Рыскание	4.0	0.02	0

Закключение. Из результатов проведенного исследования можно сделать вывод о том, что гироскоп, акселерометр и ПИД регулятор были настроены и откалиброваны правильно, так как квадрокоптер осуществлял стабилизацию без сбоев и ошибок. При этом были устранены недостатки определения положения в пространстве как гироскопа, так и акселерометра путем одновременного их применения, а ошибка, то есть разница между значениями, поданными на ресивер, и значениями углов, полученных с MPU-6050, сведена к нулю. Таким образом, квадрокоптер может стартовать с наклонной поверхности, а колебания значений углов крена, тангажа и рыскания сведены к минимуму.

Очевидно, что данная настройка не является самой оптимальной, так как значения углов, измеренные гироскопом и акселерометром, немного отличаются от действительных, однако она позволяет достаточно быстро стабилизировать положение квадрокоптера, тем самым решить поставленную задачу.

Подобная настройка с небольшими корректировками может быть использована для X-образных квадрокоптеров со схожими габаритами и техническими характеристиками.

ЛИТЕРАТУРА

1. MPU-6000 and MPU-6050 Register Map and Descriptions Revision 4.2 [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.invensense.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Register-Map1.pdf> (дата обращения 18.11.2018).

2. Соммер У. Программирование микроконтроллерных плат Arduino/Freduino. – СПб.: БХВ-Петербург, 2012. – 256 с.

3. Петин В. А. Проекты с использованием контроллера Arduino – 2-е изд., перераб. и доп. – Санкт-Петербург: БХВ-Петербург, 2015. – 462 с.

4. Ревич, Ю. В. Занимательная электроника – 3-е изд. – Санкт-Петербург: БХВ-Петербург, 2016. – 576 с.

АНАЛИЗ МНОГОМЕРНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГРУППЫ РИСКА СЕРДЕЧНО-СОСУДИСТЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ

П.А. Зяблицев

(г. Томск, Томский политехнический университет)

e-mail: paz4@tpu.ru

ANALYSIS OF MULTIDIMENSIONAL DATA TO DETERMINE THE RISK GROUP OF CARDIOVASCULAR DISEASES

P.A. Zyablitsev

(Tomsk, Tomsk Polytechnic University)

Abstract: The paper is devoted to research a total risk of cardiovascular diseases. This problem is actual, because prediction of such diseases can save many lives. The implementation of the OLAP technology was considered as one of the stages of data analysis.

Keywords: OLAP processing, total risk, myocardial infarction, Pivot tables, data analysis, multidimensional data, data warehouse.

Введение. В настоящее время существует несколько способов определения риска возникновения сердечно сосудистых заболеваний. Первая группа методов - это обследование в медицинских учреждениях, но стоит отметить что мало кто из нас обратится в поликлинику при отсутствии боли или явного дискомфорта, а ишемическая болезнь сердца может проходить без каких-либо признаков. Другие методы анализа риска основаны на эмпирических данных проспективных исследований за большими группами людей. Благодаря таким исследованиям было обосновано понятие суммарного риска и разработана таблица оценки риска сердечно-сосудистых заболеваний SCORE. Однако на данный момент данная таблица имеет много недостатков и важной задачей является создание системы оценки группы риска сердечно-сосудистых заболеваний с высокой точностью. Для решения данной задачи было решено применить методы интеллектуального анализа данных.

Интеллектуальный анализ данных. Интеллектуальный анализ данных – это совокупность математических моделей, численных методов, программных средств и информационных технологий, обеспечивающих обнаружение в эмпирических данных доступной для интерпретации информации и синтез на основе этой информации ранее неизвестных, нетривиальных и практически полезных для достижения определенных целей знаний. [1]