электронный научно-технический журнал
ИНЖЕНЕРНЫЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51036. ISSN 2307-0595

Плата управления квадрокоптера для удаленного мониторинга объектов

08, август 2016

Ермаченков Д. И.[1,*], Фазли Т. К.[1]

УДК: 62.519

[1]Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана
*korvin14@gmail.com

Введение

В современной жизни задачи контроля и мониторинга занимают важное место в своевременном обнаружении различного рода предпосылок к возникновению критических ситуаций, будь то контроль состояния инфраструктуры промышленных объектов и различных труднодоступных мест, контроль дорожной ситуации, или же мониторинг лесных массивов в случае пожаров. Среди множества различных видов контроля, визуальный и измерительный контроль является одним из самых простых и доступны средств диагностики. Помимо того, что это самый простой неразрушающий метод контроля, он может выполняться на достаточно большом удалении от контролируемого объекта. Более того, во многих случаях данный метод сбора данных достаточно информативен и является наиболее дешевым и оперативным способом контроля, что значительно расширяет область его применения.

На сегодняшний день, наиболее актуальна проблема удаленного визуального контроля без участия человека. Связано это с тем, что решение таких задач, как наблюдение за состоянием инфраструктуры промышленных объектов, сбор данных о состоянии высотных конструкций, мониторинг зон естественных или техногенных катастроф, экологический мониторинг и других, часто может выполняться и без непосредственного присутствия человека. В этих случаях присутствие человека в зоне наблюдения часто влечет за собой использование соответствующей дорогостоящей техники для его доставки на место, возможные затраты на защиту человека-оператора от техногенных воздействий и воздействий неблагоприятных условий окружающей среды, повышение в связи с этим стоимости самого процесса диагностики, остановку производства, а также некоторое снижение оперативности в связи с затратами времени на подготовку специалиста к выезду [1]. Наиболее передовой технологией для решения данной проблемы на сегодняшний день является использование автоматизированных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Беспилотный летательный аппарат – это летательный аппарат самолетного или вертолетного типа без экипажа на борту, оснащенный двигателем и имеющий полезную

нагрузку и продолжительность полета, достаточные для выполнения любых мониторинговых задач [2].

Применение БПЛА обладает множеством преимуществ:

- рентабельность;
- возможность съемки, как издалека, так и с небольших высот, и вблизи объектов;
- получение снимков высокого разрешения;
- оперативность получения снимков;
- возможность применения в зонах чрезвычайных ситуаций без риска для жизни и здоровья пилотов.

Недостатками применения БПЛА на данный момент являются отсутствие нормативно-правовой базы для интеграции их в единое воздушное пространство, а также неурегулированные вопросы сертификации, страхования и регистрации. Однако со временем эти вопросы будут решены и работы над их регулированием уже ведутся. Так, В.В. Путин подписал Федеральный закон [3], обязывающий регистрировать в обязательном порядке все БПЛА с полетным весом более 250 г. Аналогичные законотворческие инициативы приняты в США [4]. Среди стран Евросоюза также ведется активная работа по данному направлению [5].

Среди множества типов БПЛА для решения озвученных задач наиболее эффективны квадрокоптеры. Это беспилотные летательные аппараты, которые в наиболее общем случае представляют собой платформу с четырьмя взаимно перпендикулярными лучами и роторами на концах, одна пара которых вращается по часовой стрелке, а другая – против часовой. Их эффективность связана с тем, что по сравнению с БПЛА вертолетного типа с несущим и рулевым винтами, квадрокоптеры обладают рядом неоспоримых преимуществ, таких как:

- надежность и простота конструкции;
- большая стабильность;
- компактность и маневренность [6,7];

Аппараты такого рода могут быть использованы как недорогое и эффективное средство для получения фото и видео изображений с воздуха, в том числе и инфракрасных снимков, а также снимков, полученных с использованием тепловизора, и других мультиспектральных снимков [2,8,9,10].

Как было отмечено в других источниках, квадрокоптер является динамически нестабильной системой [8,11]. Управление БПЛА такого типа и реализация его полетных режимов в воздухе является нетривиальной задачей ввиду наличия только четырех управляющих воздействий на объект с шестью степенями свободы. Однако, несмотря на это, при реализации достаточно точных алгоритмов стабилизации квадрокоптеры могут успешно выполнять поставленные задачи даже в плохих погодных условиях. Создание таких алгоритмов является наиболее важной и сложной задачей, определяющей возможности будущей системы.

В связи с этим, цель данной работы – разработать систему управления беспилотным летательным аппаратом - квадрокоптером для последующего его использования в задачах автоматизированного визуального контроля. В работе разрабатывается реализация структуры такой системы, всех элементов, содержащихся в ней и реализующих управление. Помимо этого, освещается создание ее физической реализации в виде платы - полетного контроллера, а также выбор компонентов, необходимых для изготовления платы. В результате предлагается готовый прототип платы полетного контроллера, позволяющий управлять квадрокоптером и эффективно решать описанные выше задачи управления аппаратом.

1. Постановка задачи.

Цель данной работы – разработать систему управления беспилотным летательным аппаратом – квадрокоптером для последующего его использования в задачах автоматизированного визуального контроля. Для достижения поставленной цели необходимо решить ряд задач:

1. Изучить характеристики наиболее часто используемых силовых узлов (электродвигатели, аккумулятор и воздушные винты) при построении среднегабаритных квадрокоптером с межосевым расстоянием до одного метра. Рассмотреть среднестатистическую результирующую тягу, грузоподъемность (полезная нагрузка) и среднее время полета.
2. Изучить существующие реализации плат управления мультироторными системами на рынке. Обосновать необходимость разработки собственной концепции управления и изготовления платы
3. Разработать структурную схему управления, основываясь на обзоре рынка и результатах прошлых этапов.
4. Сделать соответствующие выводы по результатам проектирования и изготовления полетного контроллера. Оценить возможность создания спроектированного изделия в условиях современного производства.

2. Выбор силовых узлов квадрокоптера

2.1. Входные данные

На основании высказанных плюсов и минусов различных вариантов существующих решений и концепций, рассмотренных в статьях [2,8,9] был сделан выбор в сторону среднегабаритных квадрокоптеров с межосевым расстоянием от пятидесяти сантиметров и до одного метра. Выбор пал на такого рода квадрокоптеры по причине их:

- достаточной маневренности для облета крупногабаритных объектов (таких как протяженные линии ЛЭП, нефтяные вышки) [9];

- минимальных и, в то же время, достаточных габаритов центральной платформы для установки аппаратуры [2,9];
- достаточной грузоподъемности, достигающей в некоторых случаях показателей в 2-2,5кг полезной нагрузки.

2.2. Выбор электродвигателя

Следующим этапом работы стало изучение характеристики наиболее часто используемых силовых узлов для выбранной конструкции рамы [9]. При этом учитывались параметры среднестатистической результирующей тяги, величины полезной нагрузки и среднее время полета. Рассматривались наиболее удачные конфигурации пар двигатель-винт. Также приняты во внимание основные характеристики электродвигателя и его вид.

Частой практикой является использование бесколлекторных трехфазных электродвигателей в квадрокоптерах, а также специализированных регуляторов оборотов для них [8]. Это обусловлено тем, что в бесколлекторных электродвигателях отсутствуют вращающиеся и переключающиеся контакты (главный источник потерь в электродвигателях на постоянных магнитах). Вместо этого переключение осуществляют полупроводниковые МОП транзисторы, содержащиеся в цепях регуляторов оборотов. Современные МОП транзисторы позволяют поддерживать рабочий ток пределах 10-50А, в зависимости от конкретного типа. Это позволяет сделать электронный коммутатор 3-х фаз питания двигателя с чрезвычайно малыми потерями. Как следствие, бесколлекторные двигатели обладают очень высоким КПД: 80-95%.

Бесколлекторные электродвигатели обладают внушительным ресурсом механической части (ось крепится на шарикоподшипниках, а трущиеся и истираемые части отсутствуют). Саморазмагничивание достаточно медленное – порядка нескольких процентов за несколько лет, что делает моторы чрезвычайно долговечными. Следовательно, выбор бесколлекторных электродвигателей является обоснованным.

Коэффициент KV бесколлекторного мотора выражает количество оборотов в минуту, которые будет совершать электродвигатель при подаче на него напряжения величиной 1В. Выбор конкретной модели электродвигателя производится на основе величины KV и зависит от сферы применения двигателя [8].

Для мультироторных систем используют электродвигатели с гораздо меньшими величинами KV, поскольку в них воздушные винты создают вертикальную тягу и необходимо опираться на большую площадь воздуха при том же весе. В связи с этим, электродвигатели выбирают в связке с планируемым диаметром воздушного винта. При создании вертикального воздушного потока воздух оказывает винту большее сопротивление, чем при создании горизонтального. По этой причине винты выбирают с большим шагом, но используют меньшую скорость вращения. Это необходимо, чтобы уменьшить нагрузки на двигатель.

Для больших винтов выбирают электродвигатели с малыми значениями KV (порядка *450об/В*), а для малых – с большими (порядка *1300об/В*).

Исходя из вышеописанного, был выбран электродвигатель «MT2213-935 MultiStar» (рис.1).

Рис. 1. Выбранный бесколлекторный трехфазный электродвигатель «MT2213-935 MultiStar»

Он обладает коэффициентом *KV=935об/В*. Это является приемлемой величиной для винтов порядка 20-30мм, подходящих для проектируемой рамы.

2.3. Влияние комбинации батарея-воздушный винт на полетные характеристики

После выбора электродвигателя, необходимо подобрать для него оптимальную пару батареи и воздушного винта. Полученная комбинация должна удовлетворять требованиям максимальной полезной нагрузки при максимальном возможном полетном времени.

Выбираемая емкость аккумулятора, в данном случае, напрямую влияет на полетное время: чем она выше, тем больше полетное время (при том же винте). В то же время, емкость аккумулятора косвенно влияет на грузоподъемность будущего квадрокоптера. С увеличением емкости, величина максимальной полезной нагрузки падает, т.к. масса непосредственно аккумулятора довольно сильно возрастает.

Также следует принять во внимание, что с увеличением диаметра и шага воздушного винта возрастает скорость создаваемого воздушного потока, который является основным генератором подъемной силы. При подборе аккумуляторов с одинаковой емкостью и различных винтах, время полета будет выше в том случае, когда используется больший воздушный винт, т.к. ему легче создать необходимую тягу.

Таким образом, подбор воздушного винта или аккумулятора в отдельности при имеющемся электродвигателе выполняется просто. Однако, выбирая приемлемую комбинацию воздушного винта и батареи одновременно, требуется провести полное исследование группы потенциально подходящих вариантов на предмет получения наилучших полетных характеристик [9]. Это необходимо, так как взаимовлияние данных компонентов на среднее полетное время и полезную грузоподъемность не является тривиальным.

2.4. Расчет различных комбинаций батарея-воздушный винт

В данной работе было рассмотрено четыре аккумулятора различной емкости с питающим напряжением 4S (14.8В) и 8 типоразмеров воздушных винтов с различным шагом.

Для упрощения анализа функции четырех переменных (полетное время, емкость аккумулятора, воздушный винт, полезная грузоподъемность) и лучшего отображения результатов анализ разбить на две части. В первой отображена зависимость полетного времени от выбранной комбинации батарея-воздушный винт (результаты расчетов см. в табл.1). Во второй – зависимость максимальной полезной нагрузки от выбранной комбинации батарея-воздушный винт (результаты расчетов см. в табл.2).

Расчет аэродинамических характеристик проводился в специализированном онлайн калькуляторе для мультироторных систем – XcopterCalc [12].

Для расчета, в калькулятор вводятся все электрические, массовые и геометрические характеристики рассчитываемой винтомоторной группы, аккумулятора и регулятора оборотов электродвигателя, предполагаемый вес несущей рамы. Основываясь на результатах, достигнутых в существующих решениях [2,8,9], в качестве веса будущей рамы была назначена величина 700г.

В результате расчета, калькулятор определяет результирующие полетные и электрические характеристики квадрокоптера.

Полученные результаты расчета для всех возможных комбинаций винт-батарея (36 различных комбинаций) были внесены в таблицы (табл.1, 2).

Таблица 1. Зависимость «полетное время, мин – винт-батарея»

		№	Емкость батареи, мАч			
			3300	4000	4500	5000
Винт, дюйм^2	8x4.5	1	7,7	9	9,3	9
	9x5	2	8	9,4	9,7	10,8
	10x4.5	3	8,4	9,9	10,3	11,4
	10x6	4	8,2	9,7	10,1	11,2
	11x5	5	8,6	10,1	10,7	11,8
	12x4.5	6	8,9	10,5	11,1	12,3
	12x6	7	8,8	10,4	11	12,2
	13x4	8	9,2	10,9	11,5	12,8

Таблица 2. Зависимость «полезная нагрузка, г – винт-батарея»

		№	Емкость батареи, мАч			
			3300	4000	4500	5000
Винт, дюйм^2	8x4.5	1	58	14	40	54
	9x5	2	412	368	262	260
	10x4.5	3	664	620	515	513
	10x6	4	764	720	614	612
	11x5	5	970	926	821	819
	12x4.5	6	1188	1144	1039	1036
	12x6	7	1140	1124	1019	1016
	13x4	8	1170	1146	1040	1038

Данные значения затем использовались для построения трехмерных поверхностей, отображающих соответствующие зависимости на основе полученных результатов (рис. 2, 3).

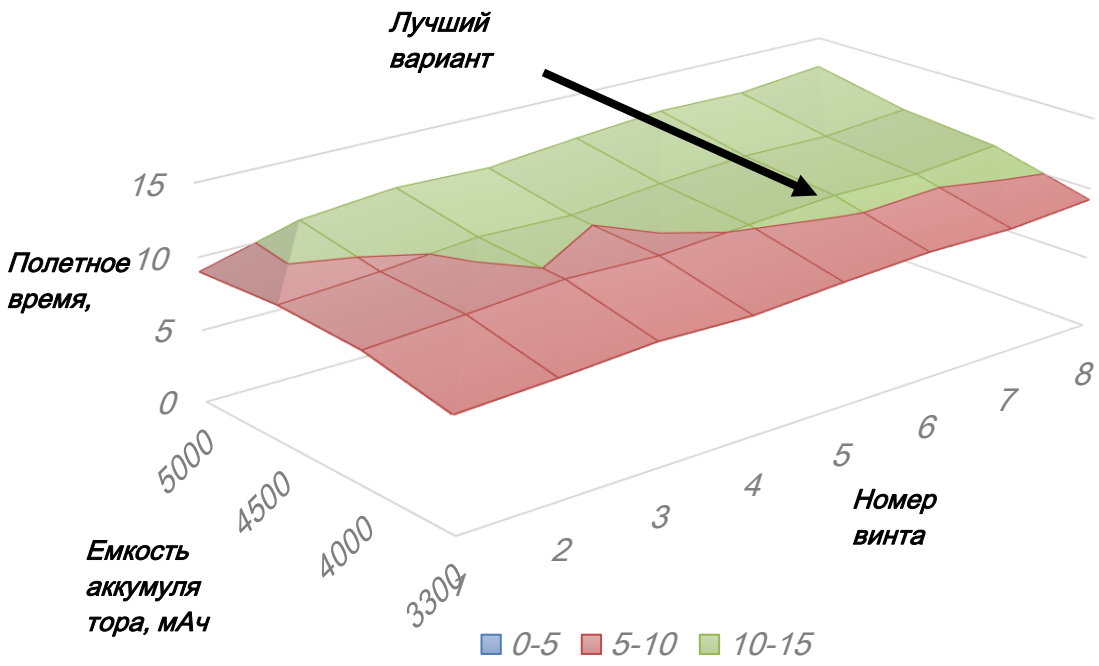

Рис. 2. Зависимость «полетное время, мин – винт-батарея»

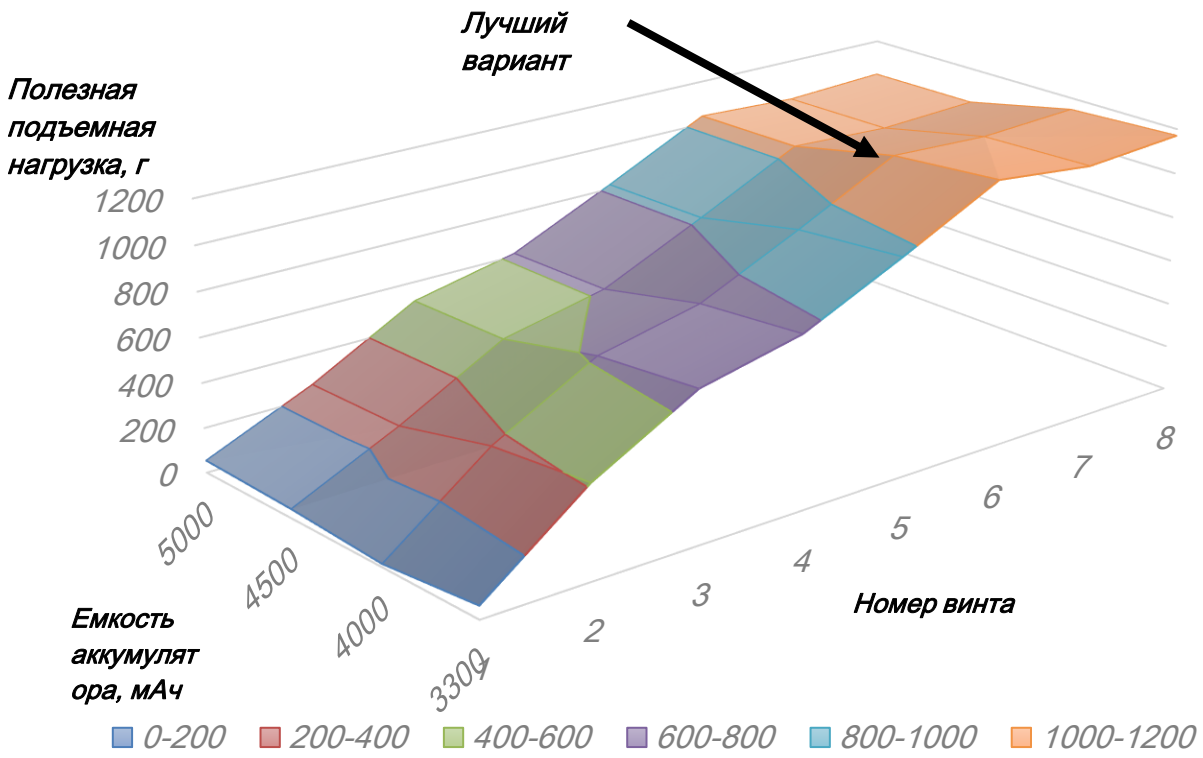

Рис. 3. Зависимость «полезная нагрузка, г – винт-батарея»

2.5. Обоснование выбора наилучшей комбинации

Анализ полученных зависимостей показывает наглядно, что с увеличением емкости аккумулятора, возрастает и полетное время. Однако, параллельно происходит падение величины максимальной полезной нагрузки, что можно наблюдать на рисунке 5. Учитывая эти тенденции, было решено выбрать *аккумулятор емкостью 4000мАч*, как позволяющий получить при некоторых винтах максимально возможную полезную нагрузку при среднем значении полетного времени.

Также полученные зависимости наглядно показывают, что с увеличением диаметра винта, полетное время растет практически линейно, тогда как увеличение шага винта при том же диаметре дает некоторое уменьшение величины полетного времени. Это связано с тем, что при увеличении шага винта, увеличивается и сопротивление воздуха, оказываемое вращению винта. В связи с этим, возрастает ток, потребляемый электродвигателем и, в свою очередь, быстрее иссякает запас заряда батареи, что напрямую связано со временем полета.

Если говорить о полезной нагрузке, то она также возрастает с увеличением винта, так как увеличивается скорость создаваемого поднимающего воздушного потока и его объем. Но данный рост происходит только до определенной величины диаметра винта, и затем практически не наблюдается и даже немного идет на спад, что связано с достижением предела электромеханических характеристик электродвигателя. Если брать винты большего диаметра, чем тот, при котором достигнуто пиковое значение грузоподъемности, то существует достаточно большой риск перегрузки электродвигателя в силу слишком больших потребляемых токов и, как следствие, выхода его из строя.

В связи с этим был выбран наиболее подходящий винт с диаметром *12 дюймов* (приблизительно *30,5мм*) и шагом *4,5 дюйма* (приблизительно *11,5мм*).

После выбора всех составляющих силового узла был проведен повторный расчет в калькуляторе XcopterCalc [12]. Результаты расчета приводятся в таблице 3.

Таблица 3. Результаты расчета аэродинамических характеристик квадрокоптера после выбора всех составляющих силового узла

Характеристика		Значение
Полная тяга, г		2570
Массовые хар-ки	полетный вес, г	1510
	максимальная полезная нагрузка, г	1060
Крен максимальный, град		50
Скорость максимальная, км/ч		40
Эффективность винто-моторной группы усредненная, %		73,7
Обороты электродвигателя (нормальный режим), об/мин		11000
Полетное время	время висения, мин	14,3
	смешанное полетное время, мин	10,5

3. Проектирование платы управления квадрокоптера.

3.1. Обзор существующих решений

В настоящее время существует достаточно большое количество платформ, реализующих управление квадрокоптером. Каждый из полетных контроллеров имеет свои особенности и начинку. В ходе исследования рынка было выделено несколько популярных брендов. Каждая модель рассматривалась относительно следующих критериев:

- К1 – проект с открытым исходным кодом
- К2 – наличие стабилизации от гироскопа
- К3 – автоматическое удержание горизонта
- К4 – инвариантность управления полетом от пульта
- К5 – автоматическое удержание высоты
- К6 – автономное зависание над местом
- К7 – самостоятельный возврат в исходную точку
- К8 – полет по указанным точкам на карте полетной миссии
- К9 – цена
    - М – малая, **< 100 USD** (цвет **зеленый**)
    - С – средняя, **100-300 USD** (цвет **оранжевый**)
    - Б – большая, **> 300 USD** (цвет **красный**)
    - Д – добавочный компонент за дополнительную плату

Таблица 4. Обзор возможностей и цены популярных полетных контроллеров

Название платы	***к1***	***к2***	***к3***	***к4***	***к5***	***к6***	***к7***	***к8***	***к9***
Aeroquad 32	+	+	+	-	+	Д	Д	Д	
APM	+	+	+	+	+	+	+	+	
CC3D	+	+	+	-	-	-	-	-	
DJI NAZA	-	+	+	Д	+	Д	Д	-	
KK 2.0	+	+	+	-	-	-	-	-	
MikroKopter Flight-Ctrl	-	+	+	Д	+	Д	Д	Д	

Исходя из данных, представленных в таблице 4 (источник [13]) можно заключить, что возможности полетных контроллеров сильно варьируются даже в пределах одной ценовой группы. В то же время, и для дорогих плат, например, MikroKopter Flight-Ctrl, возможно отсутствие некоторых важных функций. Открытость ПО для платы управления является важным критерием ввиду того, что позволяет дорабатывать дополнительные приложения для добавления альтернативных возможностей, таких, например, как автопилот со сложной логикой. Кроме того, данные платформы обычно реализованы под очень широкий спектр подключаемого оборудования, обладают избыточностью. Эта искусственно созданная избыточность не всегда нужна.

Вследствие того, что в данной статье рассматривается квадрокоптер для задач визуального мониторинга – предполагается разработать плату, которая решала бы поставлен-

ную задачу с минимумом необходимых средств и позволяла собирать полетные контроллеры с меньшей себестоимостью, но не менее обширными возможностями.

Рассматривая указанные выше варианты плат, можно прийти к выводу, что в большинстве из них был использован либо контроллер AtMega2560, либо STM32. Последний обладает большим количеством периферии, flash-памяти и имеет 32-битную архитектуру в отличии от 8-битной AtMega. Кроме того, все микроконтроллеры STM32 работают в Cortex-M, позволяющим переносить программный код под разные версии плат. Это является очень большим плюсом вкупе с обширными возможностями и прекрасными техническими характеристиками.

Таким образом, в данной статье будет рассматриваться система управления, основанная на использовании микроконтроллера STM32.

3.2. Структурная схема управления квадрокоптером

Проанализировав все указанные продукты в таблице 4, была разработана концепция платы управления, которая представлена на рис. 4:

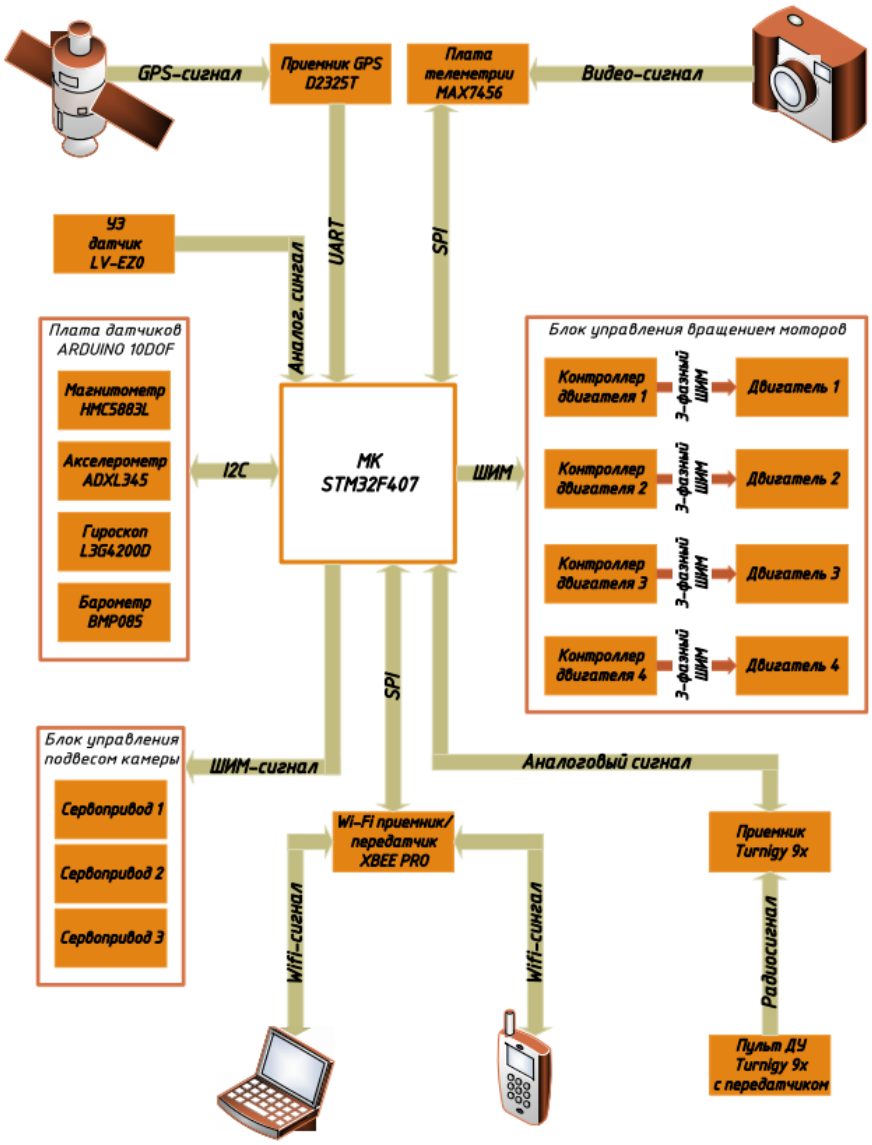

Рис. 4. Структурная схема управления

На данной схеме есть обязательные и дополнительные блоки. Таким образом, были предусмотрены возможности расширения точности позиционирования квадрокоптера, его характеристик и носимой электроники. Основные модули – используемые на первичном этапе работ, когда управление происходит автоматизировано: БПЛА управляет человек, но сам он стабилизирует свое положение в пространстве.

Основные модули:

- *Микроконтроллер STM32F407VGT6(МК)* – главное обрабатывающее устройство, управляющее всей периферией аппарата
- *Пульт дистанционного управления(ДУ) Turnigy 9x с передатчиком* – для ручного управления БПЛА
- *Приемник Turnigy 9x* – для приема сигналов ручного управления
- *Плата датчиков Arduino 10DOF* – для определения относительного положения квадрокоптера в пространстве
- *Блок управления вращением моторов* – передача сигналов с МК на мотор для изменения положения
- *Ультразвуковой(УЗ) датчик LV-EZ0* – для определения расстояний до объектов

Для увеличения возможностей управления должны быть предусмотрены разъемы **дополнительных модулей**:

- *Блок управления подвесом камеры* – необходим для стабилизации положения камеры в любой момент времени и получения четкого и ровного изображения
- *Приемник GPS* – для связи со спутником и корректировки полетной миссии квадрокоптера по его положению.
- *Плата телеметрии* – необходима для помощи оператору, для вывода основных показателей на экран.

Таким образом была разработана концепция управления БПЛА на основе существующих аналогов, а также оставлены возможности для расширения периферийных модулей.

3.3. Проектирование платы полетного контроллера

Входными данными на этапе проектирования послужили твердотельные модели, созданные при проектировании конструкции корпуса. Корпус будет рассмотрен в отдельной статье. В конструкции имеется специальная площадка для крепления платы управления (рис. 5).

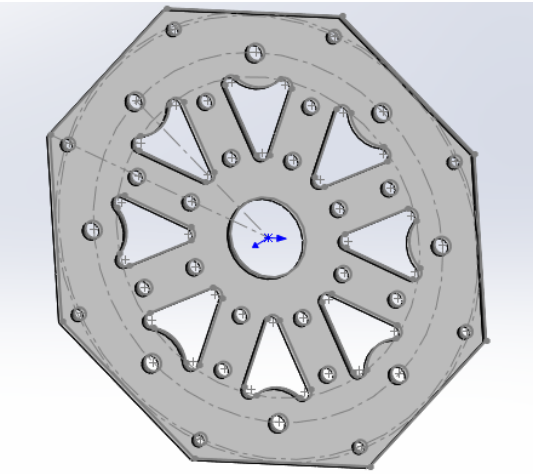

Рис. 5. Площадка для крепления платы

На ее основе разработана геометрия печатной платы. Следующим этапом стало размещение всех элементов на подложке. В результате была проведена автотрассировка со следующими правилами разведения:

- Минимальное расстояние между проводниками – 0.25 мм
- Минимальное расстояние до контура платы – 1 мм
- Толщина проводников – 0.15 мм

В результате работы автотрассировщика получен чертеж печатной платы (рис. 6).

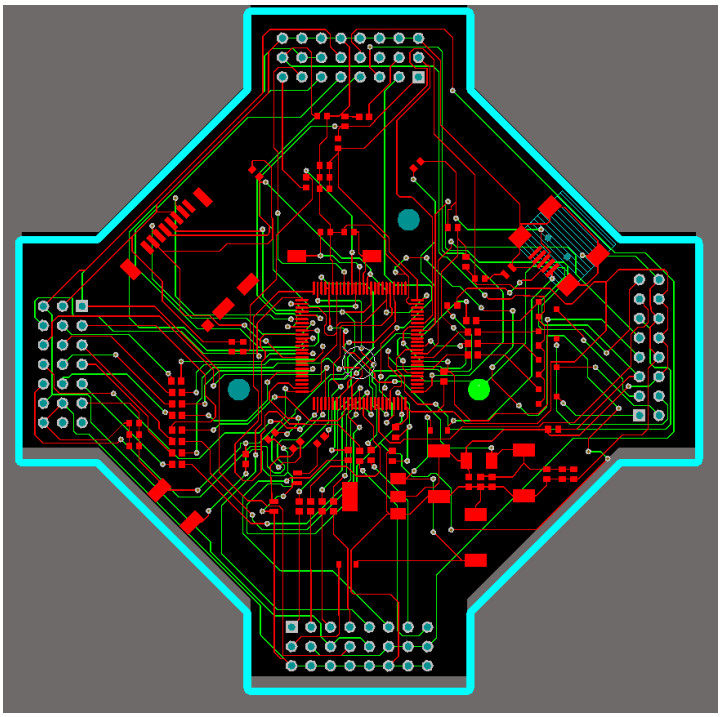

Рис. 6. Информационная модель печатной платы В Altium Designer

Помимо информационной модели полетного контроллера с дорожками и посадочными местами компонентов также была сформирована реалистичная твердотельная модель платы управления (рис. 7). В дальнейшем эта модель использовалась при сборке платы.

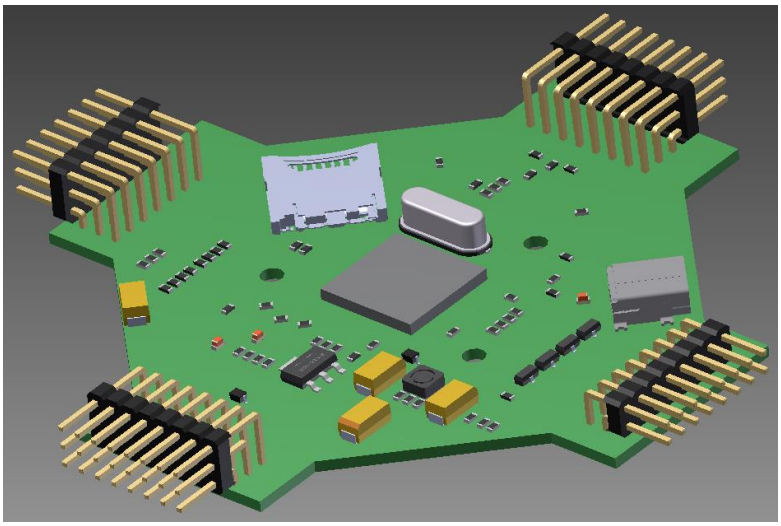

Рис. 7. Твердотельная модель платы управления

4. Изготовление платы управления

4.1. Выбор параметров изготовления

Спроектированная на прошлом этапе плата управления является двухсторонней по ГОСТ 23751-86. Это сделано для экономии места и упрощения разведения дорожек. Ввиду заданных ранее параметров платы, по ГОСТ 23751-86 она имеет класс точности 4 (ширина проводника 0.15 мм). По стандарту выбираем подходящий материал для изготовления – двухсторонний стеклотекстолит СФ-2-35Г. В соответствии с ГОСТ 23751-86 допуски на линейные размеры следует установить в 0.15 мм. Допуски на отверстия в плате:

- Переходные отверстия с металлизацией диаметром 0.4 мм – допуск 0.15 мм
- Присоединительные отверстия для PL-коннекторов диаметром 1 мм – допуск 0.15 мм
- Установочные отверстия диаметром 2.9 мм – допуск 0.15 мм

Для изготовления двухсторонних печатных плат применяют комбинированные методы, в которых печатные проводники получают путем химического травления фольги, а межслойные электрические соединяются путем металлизации отверстий. Для изготовления платы управления выбран позитивный комбинированный метод.

4.2. Изготовление платы управления

В связи с тем, что в Altium Designer содержится информационная модель платы, то из нее можно сформировать управляющие gerber-файлы для автоматизированного изготовления на станке с ЧПУ.

Сгенерированные файлы управляющей программы были отосланы на предприятие ООО «Микролит» [14], где была изготовлена печатная плата управления (рис. 8).

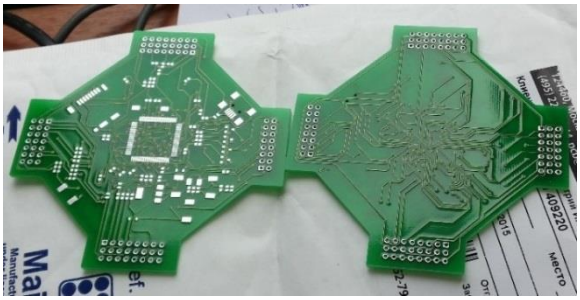

Рис. 8. Изготовленная печатная плата

Плата была изготовлена в соответствии с предъявляемыми требованиями и выбранными технологиями в предыдущем разделе 5.1, а именно:

1. Четвертый класс точности
2. Двухсторонняя печатная плата
3. Толщина подложки 1.5 мм
4. Минимальный зазор между проводниками 0.25 мм
5. Минимальной зазор до контура платы 1 мм
6. Толщина проводника 0.15 мм
7. Стеклотекстолит СФ-2-35Г
8. Маска с двух сторон
9. Финишное покрытие площадок ПОС-61

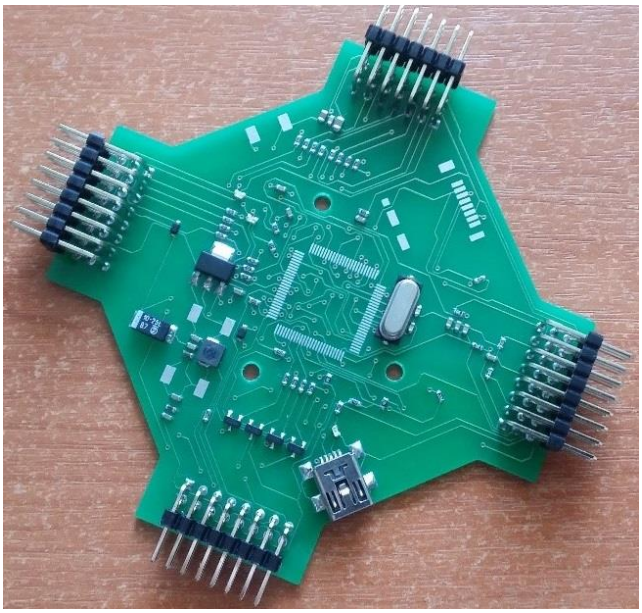

Рис. 9. Промежуточная сборка платы управления

Заключение.

Данная работа является началом серии публикаций по тематике беспилотных летательных аппаратов и системам мониторинга. В следующих статьях будут отражены особенности проектирования корпуса квадрокоптера, системы анализа изображений и управления.

В статье был сделан обзор применяемых силовых узлов для мультироторных систем. Был выбран подходящий тип и модель электродвигателя для разрабатываемой системы на основе желаемого габарита конструкции. Исходя из этих параметров были подобраны остальные силовые компоненты. Особое внимание в этом вопросе уделяется конфигурации винт-двигатель-батарея. На основании этих параметров были построены плоскости функций нескольких переменных. С помощью графиков были определены наиболее подходящие конфигурации для задач мониторинга максимизировалось полетное и полезная нагрузка беспилотника).

В следующей части статьи был проведен обзор существующих решений на рынке полетных контроллеров. Были отобраны наиболее популярные модели. На основе их изучения был сделан вывод об искусственной избыточности и обосновано решение проектировать собственную плату управления, не уступающую по стоимости и возможностям, но более точно подходящую под решаемую задачу. Также была предложена структурная схема проектируемой системы, отражающая все наиболее важные компоненты.

Информационная модель полетного контроллера, разработанная в SolidWorks и AltiumDesigner, была выполнена на основании входных данных от проектировщика корпуса и учитывает особенности геометрии и специфические нужды в интерфейсах и аппаратных соединениях.

В статье были рассмотрены методы изготовления подобной платы. Из них были выбраны те, что наиболее подходят для реализации в условиях современного производства.

Сгенерированная технологическая и конструкторская документация позволила изготовить и собрать проектируемое изделие.

Таким образом, можно заключить, что были выполнены все задачи, поставленные в данной работе. Созданная модель платы может быть безо всяких проблем изготовлена на современном российском заводе, для нее имеются все необходимые компоненты. Работоспособность и проверка концепции управления будут освещены в следующих статьях по данной тематике.

Список литературы.

[1]. Metni N., Hamel T. A UAV for bridge inspection: Visual servoing control law with orientation limits // Automation in construction. 2007. Vol. 17. Is. 1. P. 3-10.

[2]. Kuo C.-H., Kuo C.-M., Leber A., Boller C. Vector thrust multi-rotor copter and its application for building inspection // IMAV 2013, International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition. (Tolouse, 17-20 September, 2013). Toulouse: Fraunhofer-Publica. 2013. 10 p. Режим доступа: http://publica.fraunhofer.de/dokumente/N-337117.html (дата обращения: 27.03.2016).

[3]. Путин подписал указ о регистрации беспилотников в РФ. // Сайт Вести. Экономика. [Электронный ресурс]. 30.12.2015. Режим доступа: http://www.vestifinance.ru/articles/66039 (дата обращения: 27.03.2016).

[4]. Drones: Recreational/hobby owners Web-based registration process. // The National Law Review. [Электронный ресурс]. 15.12.2015. Режим доступа: http://www.natlawreview.com/article/drones-recreationalhobby-owners-web-based-registration-process (дата обращения: 27.03.2016).

[5]. Gregory S. McNeal. European drone regulations are about to get smarter and more permissive. // Forbes. [Электронный ресурс]. 23.03.2015. Режим доступа: http://www.forbes.com/sites/gregorymcneal/2015/03/23/european-drone-regulations-are-about-to-get-smarter-and-more-permissive/#51e69b9a26c7 (дата обращения: 27.03.2015).

[6]. Agrawal K., Shrivastav P. Multi-rotors: A revolution in unmanned aerial vehicle // International Journal of Science and Research. 2015. Vol. 4. Is.11. P. 1800-1804.

[7]. Lozano J. Are Quadcopters Better Than RC Helicopters? // Сайт UAV COACH. [Электронный ресурс]. 22.07.15. Режим доступа: http://uavcoach.com/are-quadcopters-better-than-rc-helicopters/ (дата обращения: 1.03.2016).

[8]. Bouabdallah S. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Lausanne: EPFL publishing house. 2007. 155p. Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/37439805_Design_and_Control_of_quadrotors_with_application_to_autonomous_flying (дата обращения: 1.03.2016).

[9]. Pounds P., Mahony R. Design Principles of Large Quadrotors for Practical Applications. // 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation. (ICRA'09). (May 12 - 17, 2009, Kobe, Japan). Kobe: Czech Technical University publishing house. 2009. P. 3265-3270. DOI: 10.1109/ROBOT.2009.5152390

[10]. Д. Сайфеддин. Мехатронная система управления полетом квадрокоптера и планирование траектории методами оптической одометрии: дис. … канд. техн. наук. Новочеркасск, 2014. 186 с.

[11]. Luukkonen T. Modelling and control of quadcopter // School of Science, Espoo, August 22, 2011. P. 26. [Электронный ресурс]. 22.08.2011. Режим доступа: http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf (дата обращения: 5.03.2016).

[12]. XcopterCalc - MultiCopter Calculator. Online. [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.ecalc.ch/xcoptercalc.php (дата обращения: 10.03.2016)

[13]. Best flight controller for quadcopter and multicopter. // Сайт Robot Kingdom. [Электронный ресурс]. 11.08.2013. Режим доступа: http://robot-kingdom.com/best-flight-controller-for-quadcopter-and-multicopter/ (дата обращения: 10.03.2016)

[14]. Сайт компании ООО «Микролит». [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.microlit.ru/ (дата обращения: 10.03.2016)