

Аннотация.

Объем 46 с., 22 рис., 6 табл., 21 источник.

Проектирование системы управления беспилотного летательного аппарата вертолетного типа.

Объектом исследования является беспилотный летательный аппарат вертолетного типа.

Цель бакалаврской работы заключается в создании системы управления БПЛА вертолетного типа, демонстрирующего уровень подготовки выпускников кафедры "Промышленная электроника", Тольяттинского государственного университета. Задачи выпускной квалификационной работы: создание схемы управления, выбор микроконтроллера, выбор ключевых элементов схемы, выбор блока питания, расчет элементов цепи, расчет экономических затрат.

Работа состоит из 4 разделов, в которых решены упомянутые задачи.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
1 Состояние вопроса.....	5
1.1 Анализ технической проблемы и поиск аналогов	5
1.1.1 Анализ технической проблемы.....	5
1.1.2 Поиск аналогов.....	5
1.1.2.1 Общая информация	5
1.1.2.2 Виды беспилотников	7
1.1.2.3 Обзор производителей беспилотников.....	8
1.2 Требования предъявляемые к устройству.....	12
1.3 Описание объекта исследования	12
1.3.1 Комплектующие.....	12
1.3.2 Элементы питания.....	14
1.4 Система AHRS.....	15
2 Расчетно-проектный раздел.....	18
2.1 Выбор ключевых элементов.	18
2.1.1 Тепловой расчет транзистора.....	19
2.1.2 Тепловой расчет транзистора	22
2.2 Выбор стабилизатора напряжения на 5В.....	24
2.3 Расчет охладителя на КРЕН.....	27
2.4 Выбор стабилизатора на 3,3В.....	30
3 Экспериментально-методический раздел.....	32
3.1 Определение плотности жидкости в обслуживаемом аккумуляторе.....	32
3.2 Грузоподъемность.....	34
3.2.1 Определение максимальной массы, которую БПЛА может поднять над нулевым уровнем	34
3.2.2 Определение максимальной массы, которую БПЛА может поднять до определенной высоты над нулевым уровнем.....	35
3.2.3 Определение зависимости максимально достигаемой высоты от массы дополнительного груза.....	36

4.Экономический раздел.....	38
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	43
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	44

ВВЕДЕНИЕ

Изучение темы по устройству беспилотных летательных аппаратов (далее БПЛА) натолкнуло на мысль о создании своей системы управления для данного вида устройств. Производители БПЛА зачастую оставляют в секрете программную часть[1].

БПЛА вертолетного типа используются для достижения различных целей. Наиболее широкое распространение они получили в военной промышленности, где они являются отличными устройствами для слежения на местности. Еще одним достоинством данного вида техники в военной промышленности является отсутствие личного состава, что сводит к минимуму значение человеческого фактора и человеческие потери. Но помимо предназначения в армейской сфере жизни, БПЛА широко применяют и в повседневной жизни, в основном в качестве развлекательного устройства для детей. Но, как показывает практика, и люди более старшего возраста с удовольствием приобретают данный вид продукции для себя.

1. Состояние вопроса

1.1 Анализ технической проблемы и поиск аналогов

1.1.1 Анализ технической проблемы

Системы управления БПЛА как правило разрабатываются без открытого доступа к алгоритмам программ и расчётам конструкций. Однако, в последние годы набирает популярность создание собственных БПЛА «с нуля». Разработчики выкладывают всю необходимую информацию на форумах, сайтах и в «блогах».

Анализ информации в интернете и сравнения цен на компоненты помог определиться с блоком питания и ключевыми элементами.

1.1.2 Поиск аналогов

1.1.2.1 Общая информация

К разновидностям беспилотных летательных аппаратов относятся: вертолеты, самолеты и квадрокоптеры[2]. Существует мнение, и оно имеет право на жизнь, потому что беспилотные летательные аппараты имеют лишь военное предназначение, поскольку в Российской Федерации лишь недавно получило распространение развитие БПЛА в гражданской сфере деятельности, и, действительно, до недавнего времени возможность использования БПЛА была только у армии. Беспилотники выполняли задачи по фото- и видеосъемке с воздуха, обнаружению различных объектов и др.

Применение БПЛА в гражданском секторе в настоящее время находится в ожидании решения некоторых технических и организационных проблем, без чего невозможно стабильное использование БПЛА. Основные проблемы связаны с использованием воздушного пространства, выделением частотного диапазона для управления БПЛА и передачи информации с борта на землю и наоборот и, наконец, с развитием рынка гражданских услуг, который находится в стадии становления.

Из возможных применений БПЛА в гражданском секторе стоит отметить такие, которые в ближайшее время могут стать востребованными[3]. Это, в первую очередь, контрольные функции БПЛА. С помощью беспилотных систем можно контролировать безопасность, функционирование и техническое состояние объектов, притом, объекты, подвергаемые контролю, могут находиться на большом удалении от станции управления. Соответственно, можно прийти к выводу, что интерес, который в последнее время проявляют организации топливно-энергетического комплекса(ТЭК) к использованию БПЛА, закономерен. Имея в своей структуре сотни тысяч километров трубопроводов, к которым сложно провести охрану на всей протяженности, предприятия ТЭК напрямую заинтересованы в использовании беспилотных систем. В связи с этим можно получить экономическую выгоду, по сокращению штата по охране, тем самым сэкономив на заработной плате сотрудников, и исключить человеческий фактор, который зачастую приводит к финансовым потерям.

Основной вопрос в этой сфере - это получение статуса воздушного судна (ВС) беспилотными аппаратами. И именно потенциальные пользователи беспилотных систем должны стать инициаторами введения некоторых правил применения БПЛА в интересах гражданского сектора в небе России. БПЛА, не являясь ВС, не подлежат регистрации в реестре ВС и не имеют свидетельства о регистрации и годности к использованию. Владельцы данных аппаратов не имеют необходимости по получению разрешения на использование воздушного пространства. Согласно классификации, БПЛА являются радиоуправляемыми моделями, но, учитывая, что они способны летать на высоте порядка 4 км со скоростью до 250 км/ч, при этом имея массу около 100 кг, могут являться потенциально опасными. Но это не свидетельствует о необходимости запретительных мер, а скорее наоборот, об организации разрешительных мероприятий.

В рамках действующего законодательства есть вид авиации, в котором «беспилотники» могут существовать на законном основании. Это –

экспериментальная авиация. По этому пути идут и другие страны (США, Европа). В этой отрасли есть многолетний опыт использования летательных аппаратов, нормативные документы, разработанные десятилетиями, также есть возможность контроля над техническим состоянием БПЛА и многое другое. Получив статус ВС в рамках экспериментальной авиации, БПЛА смогут использовать воздушное пространство по существующим правилам. Конечно, все БПЛА должны быть застрахованы от ущерба третьим лицам. БПЛА должны иметь на борту транспондеры, отвечающие всем требованиям ИКАО в этой области. Те БПЛА, которые не способны нести аппаратуру СНВ-2, могут летать только в специально отведенных районах по предварительным заявкам с большим сроком уведомления.

1.1.2.2 Виды беспилотников

Сейчас производством БПЛА занимаются более 20 отечественных предприятий, выпуская порядка 50 моделей различного предназначения[4]. Но, лишь меньшая их часть осуществляет полный цикл, то есть, начиная с разработки БПЛА и заканчивая его производством. Большинство же выполняют только сборку иностранных аппаратов.

Все БПЛА по своему виду и области выполняемых задач подразделяются на 3 основных типа: беспилотные самолеты, беспилотные вертолеты и беспилотные аэростаты (квадрокоптеры).

Беспилотные самолеты

Беспилотники данного типа используются, прежде всего, для мониторинга площадных и линейных участков местности. Беспилотные самолеты способны преодолевать довольно большие расстояния, выполняя сложнейшую онлайн аэросъемку вне зависимости от времени суток и метеоусловий. Эффективность и качество работы данного вида БПЛА могут достигаться на расстоянии до 70 км от наземной станции, осуществляющей управление. Максимальная скорость, развиваемая данным видом БПЛА, достигает порядка 400 км/час и в зависимости от модели и предназначения могут находиться в полете : от 30 минут до 8 часов.

Беспилотные вертолеты

Основным преимуществом данного вида БПЛА является отсутствие требования к наличию специальной взлетно-посадочной полосы. Также стоит отметить, что они имеют небольшие габариты и относительно легки в управлении. Как и самолеты, беспилотные вертолеты могут работать в любое время дня и ночи и при любых погодных условиях, но максимальное время полета колеблется от 30 минут до порядка трех часов.

Беспилотные аэростаты

Современные высокоэффективные аппараты, предназначенные для разведки и наблюдения местности на высоте до 400 м. Легкие, надежные, мобильные машины, способные долгое время работать в режиме реального времени.

1.1.2.3 Обзор производителей и моделей беспилотников

Как уже говорилось выше, компаний-разработчиков БПЛА в общем числе отечественных производителей не так много[5]. Однако заказывать аппарат лучше именно у этого меньшинства. Ведь они не только сконструируют машину конкретно под ваши требования, но и оснастят её всем необходимым оборудованием, а также подберут оптимальный вариант для её управления.

Сегодня к таким компаниям относятся: ОКБ «Яковлева», ОКБ МиГ, ОКБ «Сухой», ОКБ «Сокол», «Транзас» (все военно-промышленного назначения); ZALA AERO GROUP, БЛАСКОР, Unmanned, Аэрокон (все гражданского назначения) и пр.

В настоящее время одним из наиболее востребованных беспилотников является радиоуправляемый «Серафим», созданный ведущей российской компанией в сфере БПЛА ZALA AERO (рисунок 1)[6]. Это «шестикоптер», то есть 6-винтовой вертолет. Широко используемый ГИБДД России для поиска автомобилей, находящихся в угоне. Управляется компьютером и системами GPS. Весит всего 1,2 кг и легко запускается с руки. Электрзаряда хватает на получасовой полет, но этого

вполне достаточно, чтобы на расстоянии до 5 км и с высоты до 500 м мощнейшая оптика аппарата легко распознала нужный объект.



Рисунок 1- Радиоуправляемый «Серафим»,

Другой беспилотный комплекс Supercam 100[7], разработанный отечественной фирмой Unmanned, называют суперсамолетом(рисунок 2). Это универсальная малогабаритная машина, всегда готовая к запуску в любых климатических условиях. Основное предназначение – дистанционный мониторинг, аэрофотовидео съемка рельефа, водной поверхности, поиска и обнаружения объектов. По желанию заказчика оснащается видеокамерой, фотокамерой, тепловизором.



Рисунок 2- Беспилотный комплекс Supercam 100

Запускается с помощью эластичной катапульты. Посадка осуществляется парашютом. Благодаря специальному пульту возможно объединение в одну систему управления до 4-х беспилотников. Дополнительно имеется защита от потери управления. Дальность полета – 100 км, высота – 3600 м, скорость – 125 км/ч.

В стесненных городских условиях использовать крупные скоростные беспилотные летательные аппараты неудобно. Поэтому компания Аэрокон разработала один из самых легких в мире (0,25 кг) мини-БПЛА «Инспектор-101» для воздушной разведки (рисунок 3). Данная модель отличается миниатюрностью во всем. Оснащается цветной малогабаритной видеокамерой, небольшим винтом, который приводит в движение крохотный электродвигатель, а управляется с земли портативным компьютером. Запуск производится с катапульты, посадка – на «брюхо». Способен работать в очень широком диапазоне температур: от -30 до +50 °С. Дальность полета – 44 км, скорость – 72 км/ч.



Рисунок 3- Мини-БПЛА «Инспектор-101»

И вновь возвращаемся к ведущему отечественному разработчику и производителю БПЛА ZARA AERO GROUP[8]. Помимо мобильных аппаратов вертолетного и самолетного вида, компания занимается выпуском лучших в России беспилотных аэростатов. Например, ZART 180(рисунок 4) – многофункциональный, но простой в управлении аппарат. Предназначен для выполнения очень широкого спектра задач: мониторинг мест скопления людей, разведка, экологические измерения, управление при ЧС и т. д. Автономно работает до 72 часов при скорости ветра до 15 м/с. Охват зоны наблюдения – 360°. Максимальная высота разворачивания – 300 м.



Рисунок 4-ZART 180

1.2 Требования, предъявляемые к устройству

Проектируемая система управления для имеющегося БПЛА ограничена некоторыми параметрами:

1. Цена должна быть достаточно низкой
2. Тяга приводов вертолёта не потянет тяжёлого «обвеса»

1.3 Описание объекта исследования:

По конструктивным признакам данный БПЛА можно классифицировать как аппарат вертикального взлёта и посадки (АВВП) или англ. VTOL — Vertical Take-Off and Landing — самолет(вертолет), способный взлетать и садиться горизонтальной скорости равной нулю, то есть, используя исключительно тягу двигателя[9].

1.3.1 Комплектующие

Изначально в нашем распоряжении было следующее:

- 4 лопасти длиной 26 см (2 нижних и 2 верхних) -масса $4 \cdot 16 = 64$ г
- Корпус от вертолета сума s033 с хвостовым ротором- масса 388г
- Балансирная рейка на верхние лопасти- 68г.
- Шасси-48г.

Рассмотрим каждую составляющую по отдельности:

Лопасты:

Две пары лопастей служат для развития подъемной силы. Особенностью их работы является то, что они вращаются в противоположные друг другу стороны для придания устойчивого положения в воздухе и отсутствия вращения всего БПЛА. Одна пара (верхняя) является несущей, то есть служит для создания движущей силы, вторая- рулевой, то есть служит для компенсации крутящего реактивного момента.

Корпус с хвостовым ротором

Корпус symas033 представляет собой обычный корпус БПЛА вертолетного типа со стандартными весовыми и габаритными показателями. Сам вертолет был куплен в 2006 году, но в процессе его эксплуатации вышла из строя система управления, что в итоге и послужило толчком для ее разработки. Основным предназначением хвостового ротора является баланс полета.

Балансирная рейка

Стабилизатор, или балансир, как видно из названия предназначен для стабильного положения БПЛА во время полета. Он присоединяется к верхним лопастям вертолета с помощью специальных крепежей, которые были изначально в комплекте.

Шасси

Предназначением шасси в БПЛА является устойчивое положение аппарата при старте, а также для «мягкого» приземления.

Вертолет symas033 в заводской сборке представлен на рисунке 5. Существуют различные окраски для корпуса.



Рисунок 5- Вертолет symas033

1.3.2 Элементы питания

В заводской сборке вертолета symas033 было установлено два аккумулятора Li-Ion 18650 3.7V[10]. Аккумулятор имеет следующие технические характеристики:

- Емкость: 1500 мАч
- Тип элемента 18650
- Тип электролита: Li-ion
- Напряжение: 3.7 В
- Масса- 32г

В процессе первичной эксплуатации летательного аппарата данные элементы питания вышли из строя, что привело к необходимости нахождения новых аккумуляторов. Учитывая, что Li-Ion 18650 3.7V являлись установленными изначально, то в первую очередь нами были найдены идентичные аккумуляторы.

Но, как и их «предшественники», они также не справились со своей работой и вышли из строя. В связи с этим, нами был сделан вывод о поиске более надежным элементов питания с большим запасом работы по току. Выбор пал на . Его технические характеристики:

- емкость: 2600 мАч
- непрерывная скорость разряда: 30С
- Скорость съемки: 60С
- напряжение: 11.1 В
- размер: 93 мм * 60 мм * 20 мм (0-3 мм разница)
- вес: 218 ± 2 г

Данный аккумулятор полностью справился с нагрузками при различных режимах работы БПЛА и был использован нами далее.

1.4 система AHRS

Система определения направления и положения в пространстве, более известная как AHRS, представляет собой систему 3-осных датчиков, что позволяет в реальном времени определять относительное трехмерное положение в пространстве - тангаж, крен и вращение[11]. Основная функция AHRS заключается в предоставлении данных об ориентации. Системы AHRS предназначены для замены традиционных гироскопических приборов и обеспечения высокой надежности и точности.

Некоторые из множества устройств с системой AHRS имеют функции управления и стабилизации, измерения и коррекции, а также навигации. Примером функции управления и стабилизации является ситуация, когда камеру или антенну, смонтированную на такой системе, прикрепляют к самолету или судну для стабилизации положения. Функция измерения и коррекции лучше всего подходит системам обработки изображений, где AHRS используется для обеспечения

правильного направления камеры. В навигации систему AHRS можно использовать для ориентации и направления положения в пространстве.

AHRS состоят из магнитометров, микроэлектромеханических систем (МЭМС) акселерометров и МЭМС гироскопов по всем трем осям. Другими словами, на основе МЭМС AHRS включает в себя датчики для измерений 3-осей магнитного поля, 3-осей ускорения, а также 3-осей угловых скоростей. Эти датчики, в сочетании со встроенным процессором создают инерциальную измерительную систему, способную определять относительное положение объектов в трехмерном пространстве.

Датчики AHRS используют алгоритмы, чтобы оценить относительное положение в 3D-пространстве. Некоторые группы элементов системы AHRS работают с традиционными алгоритмами фильтра Калмана, который использует измерения магнитного поля и ускорений для оценки смещения гироскопа, изменяющегося в режиме реального времени. Другие системы AHRS используют модифицированные фильтры, которые вычисляют ориентацию положения в режиме реального времени. Потенциальное преимущество этих модифицированных алгоритмов является то, что они могут превзойти традиционные датчики на основе фильтров Калмана, обеспечивая оптимизацию в режиме реального времени для различных магнитных или динамических сред.

Магнитометры используются в AHRS для измерений направления магнитного поля в точке пространства. Более традиционный магнитометр – это феррозондовая система. Хотя эта технология обеспечивает хорошую точность и надежность, она не подходит МЭМС на основе AHRS из-за своего большого размера и высоких требований к мощности. Альтернативой феррозондовой технологии является технология магнитно-индуктивного (МИ) измерения. Мало того, что эта технология обеспечивает желаемый меньший форм-фактор и удовлетворяет требования малой мощности, МИ также обеспечивает очень высокое разрешение - выше, чем у конкурирующих технологий, такой как анизотропные

магнито-резистивные (АМР) датчики, находящиеся в аналогичной ценовой категории.

Акселерометры измеряют приложенное ускорение – величина, с которой скорость объекта меняется. Они измеряют статические (ускорение свободного падения) или динамические (движения или вибрации) силы ускорения данного объекта. Идеальный акселерометр в системе AHRS обеспечивает долгосрочную стабильность, надежность и низкую погрешность от вибраций.

Системам AHRS необходимы очень точные гироскопы, так как качество этих устройств существенно влияет на общую производительность системы инерционного датчика. Пример гироскопа высокого класса представляет собой волоконно-оптический гироскоп, широко известный как ВОГ. ВОГ обеспечивают чрезвычайно точную информацию о скорости вращения из-за отсутствия движущихся частей. Тем не менее, ВОГ имеют высокую стоимость разработки и производства, а также увеличение форм-фактора и более высокие требования мощности. Поскольку технология улучшается, МЭМС-гироскопы закрыли пробел в производительности на некоторых ВОГ. Когда требуется более низкая стоимость и мощность, устройства на основе МЭМС предоставляют необходимую точность в гироскопе.

МЭМС системы определения направления и положения в пространстве (AHRS) продолжают развиваться и совершенствоваться как в разработке, так и в применении. Поскольку требования для военных и коммерческих систем увеличиваются, растет и спрос на непрерывное улучшение этих систем. Обе существующие системы и те, что в процессе разработки должны включать стандарты SWAP-C - размер, вес, мощность и стоимость. Проще говоря, спросом будут чаще пользоваться системы и их компоненты меньших размеров, более легкие, потребляющие меньше энергии - и все это по более низкой цене. Не AHRS системы не отличаются в этих требованиях. Производители должны придерживаться этих принципов, все это при одновременном повышении

производительности систем АНRS. Производители, которые не приспособятся к этим требованиям, окажутся позади.

2 Расчетно-проектный раздел

2.1 Выбор ключевых элементов

В качестве ключевых элементов схемы были выбраны полевые транзисторы. Одним из факторов по их выбору являются несколько преимуществ перед биполярными. Одно из них это отсутствие инжекции носителей заряда, являющегося неосновным, для данной проводимости. То есть, полевые транзисторы могут работать и при небольших значениях напряжения сток-исток равным нескольким десятым вольт. Еще одним важным преимуществом выбранных ключевых элементов являются лучшие, по сравнению с биполярными транзисторами, шумовые характеристики[12].

После определения типа ключевых элементов схемы возникла проблема по выбору конкретной модели. Первым был выбран транзистор фирмы Hitachi 2SK2937 в связи с их наличием. Его основные характеристики приведены ниже на рисунках 6 и 7.

Absolute Maximum Ratings (Ta = 25°C)

Item	Symbol	Rated	Unit
Drain to source voltage	V_{DS}	60	V
Gate to source voltage	V_{GS}	±20	V
Drain current	I_D	25	A
Drain peak current	$I_{D(pulse)}$ ^{Note1}	100	A
Body-drain diode reverse drain current	I_{DR}	25	A
Avalanche current	I_{AP} ^{Note3}	20	A
Avalanche energy	E_{AR} ^{Note3}	34	mJ
Channel dissipation	P_{ch} ^{Note2}	25	W
Channel temperature	T_{ch}	150	°C
Storage temperature	T_{stg}	-55 to +150	°C

Note: 1. $PW \leq 10\mu s$, duty cycle $\leq 1\%$
 2. Value at $T_c = 25^\circ C$
 3. Value at $T_{ch} = 25^\circ C$, $R_g \geq 50\Omega$

Рисунок 6- Максимальные значения параметров транзистора 2SK2937

Electrical Characteristics (Ta = 25°C)

Item	Symbol	Min	Typ	Max	Unit	Test Conditions
Drain to source breakdown voltage	$V_{(BR)DSS}$	60	—	—	V	$I_D = 10\text{mA}, V_{GS} = 0$
Gate to source breakdown voltage	$V_{(BR)GSS}$	± 20	—	—	V	$I_G = \pm 100\mu\text{A}, V_{DS} = 0$
Gate to source leak current	I_{GSS}	—	—	± 10	μA	$V_{GS} = \pm 16\text{V}, V_{DS} = 0$
Zero gate voltage drain current	I_{DSS}	—	—	10	μA	$V_{DS} = 60\text{V}, V_{GS} = 0$
Gate to source cutoff voltage	$V_{GS(off)}$	1.5	—	2.5	V	$I_D = 1\text{mA}, V_{DS} = 10\text{V}$
Static drain to source on state resistance	$R_{DS(on)}$	—	0.026	0.034	Ω	$I_D = 15\text{A}, V_{GS} = 10\text{V}^{\text{Note4}}$
	$R_{DS(on)}$	—	0.045	0.070	Ω	$I_D = 15\text{A}, V_{GS} = 4\text{V}^{\text{Note4}}$
Forward transfer admittance	$ y_{fs} $	11	17	—	S	$I_D = 15\text{A}, V_{DS} = 10\text{V}^{\text{Note4}}$
Input capacitance	C_{iss}	—	740	—	pF	$V_{DS} = 10\text{V}$
Output capacitance	C_{oss}	—	380	—	pF	$V_{GS} = 0$
Reverse transfer capacitance	C_{rss}	—	140	—	pF	$f = 1\text{MHz}$
Turn-on delay time	$t_{d(on)}$	—	10	—	ns	$I_D = 15\text{A}, V_{GS} = 10\text{V}$
Rise time	t_r	—	160	—	ns	$R_L = 2\Omega$
Turn-off delay time	$t_{d(off)}$	—	100	—	ns	
Fall time	t_f	—	150	—	ns	
Body-drain diode forward voltage	V_{DF}	—	0.95	—	V	$I_F = 25\text{A}, V_{GS} = 0$
Body-drain diode reverse recovery time	t_{rr}	—	40	—	ns	$I_F = 25\text{A}, V_{GS} = 0$ $diF/dt = 50\text{A}/\mu\text{s}$

Note: 4. Pulse test

Рисунок 7- Электрические характеристики транзистора 2SK2937

2.1.1 Тепловой расчет транзистора 2SK2937

Но в процессе эксплуатации возникли проблемы. Рассеиваемой мощности данного транзистора было недостаточно, что приводило к достаточно большому перегреву его выводов и дальнейшее его использование могло привести к выходу из строя не только его, но и всей схемы, в связи с этим потребовался поиск более подходящего транзистора, удовлетворяющего нормальному режиму работы нашей схемы. Тепловой расчет данного транзистора представлен ниже.

Потери в полупроводниковых силовых ключах включают в себя две составляющие: статическую, то есть потери во включенном и выключенном состоянии, и динамическую, определяющие импульсные потери при включении и выключении[12].

Статические потери определяются по формуле 1:

$$P_{s.VT} = I_D^2 \cdot R_{DC_{on}} = 2.7^2 \cdot 0.045 = 3.2 \text{ Вт}$$

где I_D - действующее значение тока через транзистор в открытом состоянии, который определяется по формуле 2 из диаграммы, изображенной на рисунке 80 :

$$I_D = \frac{U_{cp}}{R} = \frac{0,8}{0,3} = 2.7 \text{ А} \quad (2)$$

$R_{DC_{on}} = 0,045 \text{ Ом}$ - статическое сопротивление канала транзистора определяется по справочнику. (рисунок 7)

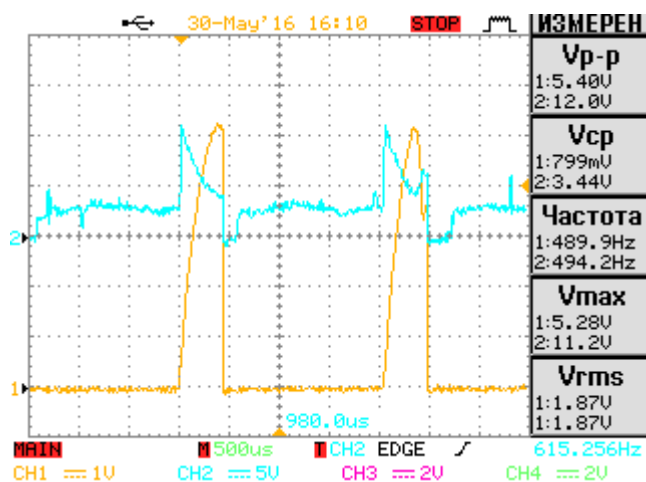


рисунок 8- Диаграммы токов и напряжений при работающем БПЛА,

где 1 канал отображает диаграмму тока через транзистор

2 канал-напряжение на транзисторе

Для измерения тока транзистора с помощью осциллографа был использован шунтирующий резистор общего назначения с номинальным значением 0,3Ом. Данный осциллограф позволяет измерять амплитудные и средние значения напряжения. Для перехода от напряжения к значениям тока воспользуемся законом Ома для участка цепи и рассчитаем среднее значение тока по формуле 3:

$$I_{cp} = \frac{U_{cp}}{R} = \frac{0,8}{0,3} = 2.7 \text{ А} \quad (3)$$

Среднее значение тока примем за действующее.

Динамические потери определяются по формуле 4:

$$P_{dvt} = f \cdot (E_{off} + E_{on}) = 495 \cdot 3.6 \cdot 10^{-5} = 0.02 \text{ Вт} , \quad (4)$$

где f - частота ШИМ, которая составляет 495 Гц

E_{off} и E_{on} - энергия, выделяемая при включении и выключении транзистора.

Поскольку при включении ток транзистором практически не потребляется, то энергией E_{on} можно пренебречь. E_{off} определяется по формуле 5

$$E_{off} = I_{k \max} \cdot U_{вых} \cdot t_{off} = 12 \cdot 12 \cdot 250 \cdot 10^{-9} = 3.6 \cdot 10^{-5} \text{ Дж} \quad (5)$$

где $I_{k \max} = 12 \text{ А}$ - максимальный ток, определяется по рисунку 8;

$U_{вых}$ - напряжение питания, равное 12В

t_{off} - время затрачиваемое на выключение транзистора. Значение t_{off} определяется по формуле 6

$$t_{off} = t_r + t_f = (100 + 150) \cdot 10^{-9} \text{ с} \quad (6)$$

где t_r - время задержки

t_f - время запираения транзистора

Общие потери определяются как сумма динамических и статических потерь по формуле 7:

$$P_{VT} = P_{s,VT} + P_{d,VT} = 3.2 + 0.02 = 3.22 \text{ Вт} \quad (7)$$

Поскольку потери в транзисторе превысили значение предельной мощности, то перед нами встал выбор из двух вариантов. Первый- установка радиатора на транзисторы, второй- поиск новых ключевых элементов. Поскольку охладитель мог значительно увеличить массу летательного аппарата, то был выбран второй вариант.

В итоге, было найдено оптимальное решение проблемы[13]. Транзистор фирмы International Rectifier Ir3101 показал лучшие тепловые характеристики. Основные параметры этого транзистора приведены на рисунках 9 ,10 и 11.

Absolute Maximum Ratings

	Parameter	Max.	Units
$I_D @ T_c = 25^\circ\text{C}$	Continuous Drain Current, $V_{GS} @ 10\text{V}$	55	A
$I_D @ T_c = 100^\circ\text{C}$	Continuous Drain Current, $V_{GS} @ 10\text{V}$	39	
I_{DM}	Pulsed Drain Current	220	
$P_D @ T_c = 25^\circ\text{C}$	Power Dissipation	10.7	W
	Linear Derating Factor	0.71	W/°C
V_{GS}	Gate-to-Source Voltage	± 16	V
E_{AS}	Single Pulse Avalanche Energy	240	mJ
I_{AR}	Avalanche Current	34	A
E_{AR}	Repetitive Avalanche Energy	11	mJ
dv/dt	Peak Diode Recovery dv/dt	5.0	V/ns
T_J	Operating Junction and	-55 to +175	°C
T_{STG}	Storage Temperature Range		
	Soldering Temperature, for 10 seconds	300 (1.6mm from case)	

Thermal Resistance

	Parameter	Typ.	Max.	Units
$R_{\theta JC}$	Junction-to-Case	—	1.4	°C/W
$R_{\theta JA}$	Junction-to-Ambient (PCB mount) **	—	50	
$R_{\theta JA}$	Junction-to-Ambient	—	110	

Рисунок 9- Максимальные значения транзистора Ir3101

Electrical Characteristics @ T_J = 25°C (unless otherwise specified)

	Parameter	Min.	Typ.	Max.	Units	Conditions
V _{(BR)DSS}	Drain-to-Source Breakdown Voltage	30	---	---	V	V _{GS} = 0V, I _D = 250μA
ΔV _{(BR)DSS/ΔT}	Breakdown Voltage Temp. Coefficient	---	0.037	---	V/°C	Reference to 25°C, I _D = 1mA
R _{DS(on)}	Static Drain-to-Source On-Resistance	---	0.019	---	Ω	V _{GS} = 10V, I _D = 33A
		---	0.024	---		V _{GS} = 4.5V, I _D = 25A
V _{GS(th)}	Gate Threshold Voltage	1.0	---	---	V	V _{DS} = V _{GS} , I _D = 250μA
g _{fs}	Forward Transconductance	23	---	---	S	V _{DS} = 25V, I _D = 34A
I _{DSS}	Drain-to-Source Leakage Current	---	---	25	μA	V _{DS} = 30V, V _{GS} = 0V
		---	250	---		V _{DS} = 18V, V _{GS} = 0V, T _J = 150°C
I _{GSS}	Gate-to-Source Forward Leakage	---	---	100	nA	V _{GS} = 16V
	Gate-to-Source Reverse Leakage	---	---	100		V _{GS} = -16V
Q _g	Total Gate Charge	---	---	50	nC	I _D = 34A
Q _{gs}	Gate-to-Source Charge	---	---	14		V _{DS} = 24V
Q _{gd}	Gate-to-Drain ("Miller") Charge	---	---	28		V _{GS} = 4.5V, See Fig. 6 and 13
t _{d(on)}	Turn-On Delay Time	---	9.0	---		V _{DD} = 15V
t _r	Rise Time	---	210	---	ns	I _D = 34A
t _{d(off)}	Turn-Off Delay Time	---	20	---		R _G = 3.4Ω, V _{GS} = 4.5V
t _f	Fall Time	---	54	---		R _D = 0.43Ω, See Fig. 10
L _D	Internal Drain Inductance	---	4.5	---	nH	Between lead, 6mm (0.25in.) from package and center of die contact
L _S	Internal Source Inductance	---	7.5	---		
C _{iss}	Input Capacitance	---	1600	---	pF	V _{GS} = 0V
C _{oss}	Output Capacitance	---	640	---		V _{DS} = 25V
C _{rss}	Reverse Transfer Capacitance	---	320	---		f = 1.0MHz, See Fig. 5



Рисунок 10- Электрические характеристики транзистора Ir3101

Source-Drain Ratings and Characteristics

	Parameter	Min.	Typ.	Max.	Units	Conditions
I _S	Continuous Source Current (Body Diode)	---	---	55	A	MOSFET symbol showing the integral reverse p-n junction diode.
I _{SM}	Pulsed Source Current (Body Diode)	---	---	220		
V _{SD}	Diode Forward Voltage	---	---	1.3	V	T _J = 25°C, I _S = 28A, V _{GS} = 0V
t _{rr}	Reverse Recovery Time	---	81	120	ns	T _J = 25°C, I _F = 34A
Q _{rr}	Reverse Recovery Charge	---	210	310	nC	di/dt = 100A/μs
t _{on}	Forward Turn-On Time	Intrinsic turn-on time is negligible (turn-on is dominated by L _S +L _D)				

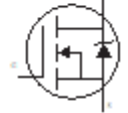


Рисунок 11- Временные характеристики транзистора Ir3101

2.1.2 Тепловой расчет транзистора Ir3101

Произвели тепловой расчет данного транзистора по формулам 1-7 и получили:

Статические потери определяются по формуле 1:

$$P_s \cdot VT = I_D^2 \cdot R_{DC_{on}} = 2,7^2 \cdot 0.024 = 1.7 \text{ Bm}$$

Где по (3) $I_D=2,7A$ - действующее значение тока через транзистор в открытом состоянии

$R_{DCon}=0,024$ -статическое сопротивление канала транзистора в наихудшем режиме его работы определяется по справочнику.(рисунок 10)

Динамические потери:

$$P_{dvt} = f \cdot (E_{off} + E_{on}) = 495 \cdot 1.7 \cdot 10^{-5} = 0.005 \text{ Вт}$$

$$E_{off} = I_{k \max} \cdot U_{вых} \cdot t_{off} = 12 \cdot 12 \cdot 120 \cdot 10^{-9} = 1.7 \cdot 10^{-5} \text{ Дж}$$

$$P_{VT} = P_{s.VT} + P_{d.VT} = 1.7 + 0.005 = 1.705 \text{ Вт}$$

Выделяемая мощность на данном транзисторе оказалась меньше, чем максимально допустимая, и, как показало их практическое применение, Ir3101 действительно не перегревался.

2.2выбор стабилизатора на 5в.

Для поддержания пяти вольтовой логики необходимой для работы ArduinoUnoR3было необходимо установления на цифровой вход стабилизатора на 5В[14].При выборе акцентировали внимание на рассеиваемую мощность и на стабильность выходного напряжения. В результате поиска в сети интернет, наиболее приемлемыми оказались два стабилизатора:KP142EH5A и 78L05. Ниже приведены характеристики данных устройств. Их изображения приведены на рисунках 12 и 15 соответственно.

КР142ЕН5А

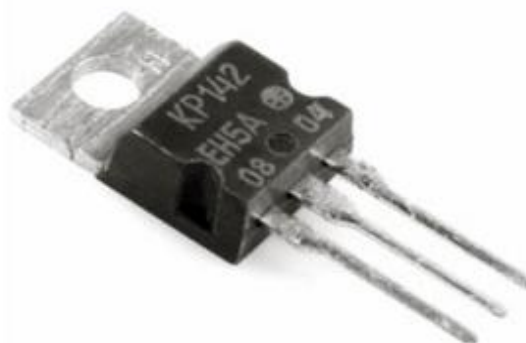


Рисунок 12- Стабилизатор КР142ЕН5А

Характеристики КР142ЕН5А:

- Выходное напряжение: 5В
- Выходной ток: 2 А
- Максимальное входное напряжение: 15 В
- Разность напряжения вход-выход: 2,5 В
- Мощность рассеивания: 1,5Вт
- Точность выходного напряжение: 0,05 В

Максимальное значение работы КР142ЕН5А:

- Рассеиваемая мощность: внутренне ограничена
- Температура хранения: -55 ... +150С
- Диапазон (рабочий) температура кристалла: -45 ... +125С

Наименование	Обозначение	Условия измерения	Мин.	Тип.	Макс.	Единица измерения	
Выходное напряжение	Vout	Tj=25°C	4.9	5.0	5.1	В	
		7В<Vin<20В 5mA<Iout<1.0А Pт<15Вт	4.75	-	5.25	В	
Нестабильность по входному напряжению	Vo line	Tj=25°C	7В<Vin<25В	-	3	100	мВ
			8В<Vin<12В	-	1	50	мВ
Нестабильность по току нагрузки	Vo load	Tj=25°C	5mA<Iout<1.5А	-	15	100	мВ
			250mA<Iout<750mA	-	5	50	мВ
Ток покоя	Iq	Tj=25°C, Iout=0	-	4.2	8.0	mA	
Нестабильность тока покоя	Iq	7В<Vin<25В	-	-	1.3	mA	
		5mA<Iout<1.0А	-	-	0.5	mA	
Выходное напряжение шума	Vn	Ta=25°C, 10Гц<f<100кГц	-	40	-	mkВ	
Кoeffициент подавления пульсации	Rrej	f=120Гц	62	78	-	дБ	
Падение напряжения	Vdrop	Iout=1.0А, Tj=25°C	-	2.0	-	В	
Выходное сопротивление	Rout	f=1 кГц	-	17	-	МОм	
Ток КЗ	Ios	Tj=25°C	-	750	-	mA	
Максимальный выходной ток	Io peak	Tj=25°C	-	2.2	-	А	
Температурная нестабильность выходного напряжения	Vout Tj	Iout=5mA, 0°C<Tj<125°C	-	1.1	-	мВ/°C	

Рисунок 13-

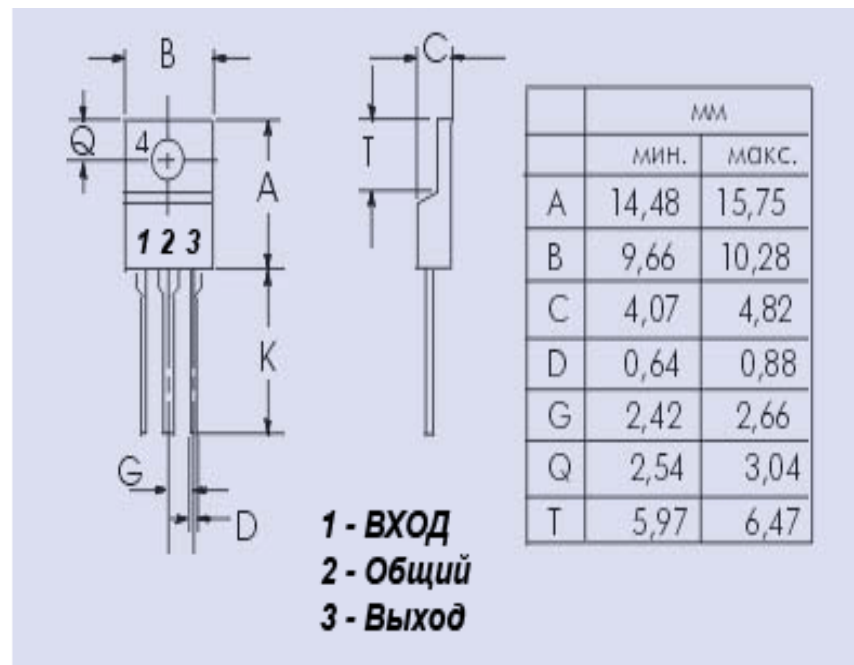


Рисунок 14- Габаритные размеры КР142ЕН5А

78L05

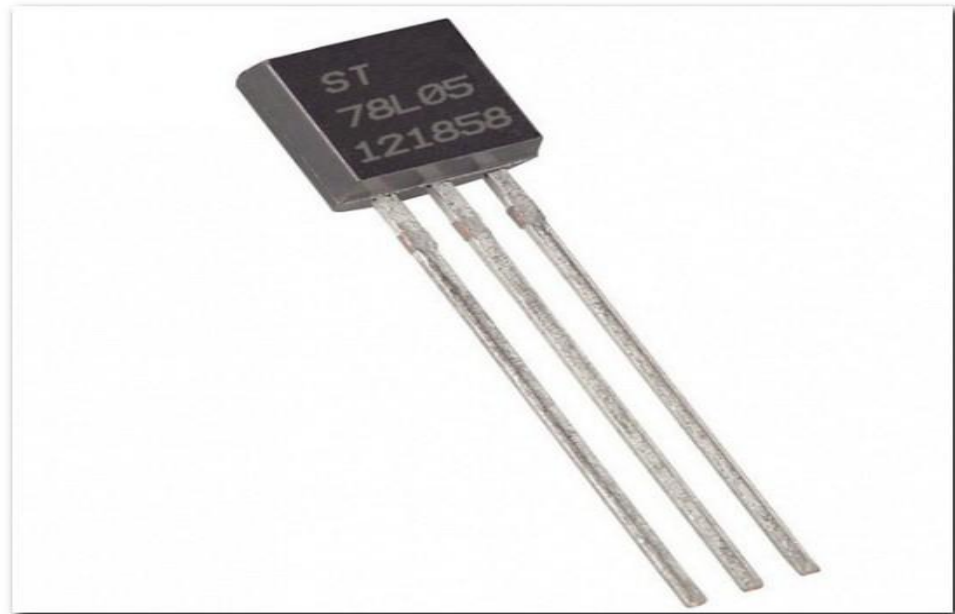


Рисунок 15- стабилизатор 78L05

Характеристики 78L05

- Входное напряжение: от 7 до 20 вольт.
- Выходное напряжение: от 4,5 до 5,5 вольт.
- Выходной ток (максимальный): 100 мА.
- Ток потребления (стабилизатором): 5,5 мА.
- Допустимая разница напряжений вход-выход: 1,7 вольт.
- Рабочая температура: от -40 до +125 °С.

В результате проведенного анализа был выбран КР142ЕН5А, поскольку он представляет собой микросхему в металлокерамическом корпусе и на него может быть установлен радиатор. Тем самым, при наихудшем режиме работы может рассеивать большую мощность (до 10Вт при установке охладителя). В связи с этим произведем расчет охладителя на КР142ЕН5А.

2.3 Расчет охладителя на стабилизатор КР142ЕН5А

Рассчитаем тепловую мощность, выделяемую на стабилизаторе по формуле

8:

$$P_{ст} = (U_{вх} - U_{ст}) \cdot I = (12 - 5) \cdot 0,3 = 2,1 \text{ Вт} , \quad (8)$$

где $U_{вх}=12\text{В}$ - напряжение на входе стабилизатора при максимальном заполнении ШИМ. При расчете берется именно максимальное значение, поскольку необходим расчет для наиболее неблагоприятных условий работы.

$U_{ст}$ - напряжение стабилизации, равное 5В

$I=0,3\text{А}$ -средний потребляемый ток хвостовым двигателем в режиме эксплуатации вертолета .

Получили значение выделяемой мощности, превышающее максимально допустимое значение рассеиваемой мощности. В связи с этим необходим радиатор для данного стабилизатора. В качестве охладителя было решено использовать плоскую алюминиевую пластинку. Для этого воспользуемся термоэлектрической схемой замещения [15](рисунок 16)



Рисунок 16- Термоэлектрическая схема замещения

Согласно термоэлектрической эквивалентной схеме полупроводникового прибора, установленного на радиаторе температура перехода :

$$T_j = T_a + R_{ja} \cdot P_{cm}$$

где T_a – температура окружающей среды максимально допустимая по техническому заданию, 40 °С;

T_j – максимально допустимая температура перехода, определяется как справочная максимальная температура перехода уменьшенная на 20°С для увеличения ресурса работы прибора;

$R_{ja} = R\theta_{jc} + R\theta_{cs} + R\theta_{sa}$ – суммарное тепловое сопротивление переход–корпус, корпус-охладитель, охладитель-среда.

При этом предполагается отсутствие теплообмена корпуса с окружающей средой, т.е. $R_{ja}=0$. При таком упрощении рассчитанный радиатор позволяет переходу работать при несколько меньших температурах, чем T_j взятой в расчет.

Таким образом, определяем:

$$R_{jc} + R_{cs} + R_{sa} = (T_j - T_a) / P_{vt}$$

Выделяем из этой суммы $R_{ca} = R_{cs} + R_{sa}$:

$$R_{ca} = (T_j - T_a) / P_{cm} - R_{jc} = (130 - 40) / 2.1 - 0.5 = 42.3 \text{ K / Вт, где}$$

$R_{jc} = 0.5 \text{ K/Вт}$ (из справочных данных для корпуса ТО-220)

Найдем тепловое сопротивление охладитель-среда:

$$R_{sa} = R_{ca} - R_{cs} = 42.3 - 0.6 = 41.7 \text{ K / Вт}$$

Где $R_{cs} = 0.6 \text{ K/Вт}$ (из справочных данных для корпуса ТО-220)

По сопротивлению охладитель-среда рассчитаем простой по форме радиатор, представляющий плоскую пластину[16]. Для этого понадобятся различные коэффициенты, представленные в таблице 1 и 2.

Таблица 1- Типичные значения коэффициента теплопроводности охладителя при 350К

Материал	λ , Вт/(К·см)
Алюминий	2,08
Медь	3,85
Латунь	1,10
Сталь	0,46

Таблица 2- Типичные значения поправочного коэффициента Cf

Положение охладителя	Состояние поверхности	
	блестящая	черненная
Вертикальное	0,85	0,43
Горизонтальное	1,0	0,50

$$R_{sa} = \left(\frac{3.3}{\sqrt{\lambda w}}\right) \cdot Cf^{0.25} + \left(\frac{650}{A}\right) \cdot Cf = \left(\frac{3.3}{\sqrt{2.08 \cdot 0.2}}\right) \cdot 0.43^{0.25} + \left(\frac{650}{8}\right) \cdot 0.43 = 38.3 \text{ K / Вт}, \text{ где}$$

$\lambda = 2.08$ – коэффициент теплопроводности охладителя из алюминия Вт/(К·см)

$w = 0.3$ – предполагаемая толщина охладителя, см;

$A = 8$ – площадь поверхности, см²

Cf – поправочный коэффициент, учитывающий состояние поверхности и расположение в пространстве охладителя. $Cf = 0.43$ для вертикально расположенного охладителя с черненной поверхностью. Получили сопротивление R_{sa} менее рассчитанного ранее, что позволяет его использование.

2.4 Выбор стабилизатора на 3,3В

Необходимость установки стабилизатора на 3,3В вызвана использованием логики 3,3 вольта для wi-fi модуля ESP8266[17] и модуля ориентации в пространстве GY88[18].

Наиболее выгодным на рынке предложением стал стабилизатор фирмы Texas Instruments lm1117-3.3, изображенный на рисунке 17.

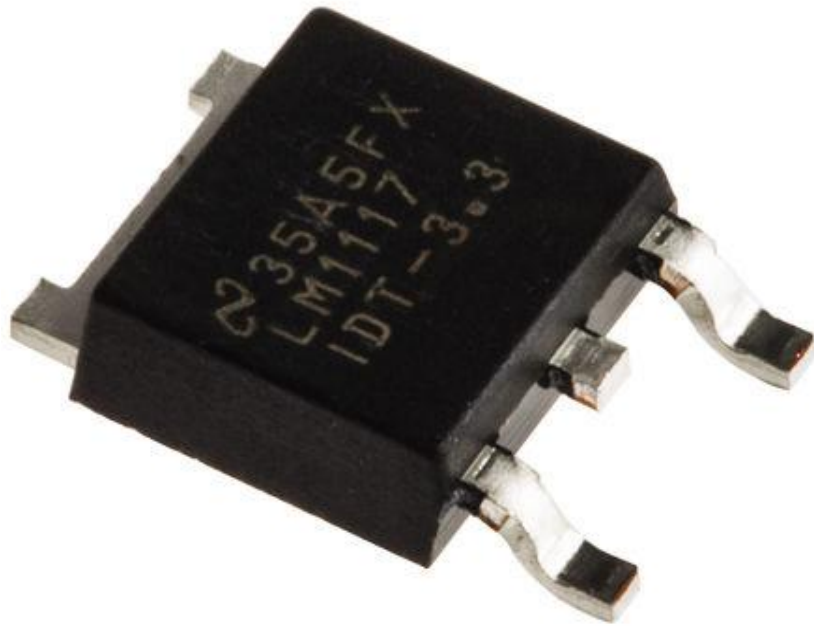


Рисунок 17- Стабилизатор lm1117-3.3

Ниже на рисунках приведены необходимые характеристики данного стабилизатора:

- Выходное напряжение: 3,3В
- Выходной ток: 1,5 А
- Максимальное выходное напряжение: 15 В
- Разность напряжения вход-выход: 5В
- Мощность рассеивания : 2,8Вт
- Точность выходного напряжения: 0,066 В

Максимальное значение работы КР142ЕН5А:

- Рассеиваемая мощность : внутренне ограничена
- Температура хранения: -60 ... +150С
- Диапазон (рабочий) температура кристалла: -45 ... +125С

Рассчитаем тепловую мощность выделяемую на стабилизаторе по формуле 6:

$$P_{ст} = (U_{вх} - U_{ст}) \cdot I = (12 - 3.3) \cdot 0,3 = 2,5В, \text{ где}$$

- $U_{вх}=12В$ - напряжение на входе стабилизатора при максимальном заполнении ШИМ. При расчете берется именно максимальное значение, поскольку необходим расчет для наиболее неблагоприятных условий работы.
- $U_{ст}$ - напряжение стабилизации, равное 3,3В
- $I=0,3А$ - максимальный ток, потребляемый wi-fi модулем ESP8266 и модулем ориентации в пространстве GY88.

В связи с тем, что выделяемая мощность стабилизатора меньше максимально допустимой, то установка радиатора не требуется.

3 Экспериментально-методический раздел

3.1 Определение плотности жидкости автомобильного аккумулятора

Для выполнения последующих опытов по определению грузоподъемности появилась необходимость в использовании автомобильного аккумулятора.

Для проведения эксперимента было необходимо измерить плотность жидкости в аккумуляторе, так как это является одной из важных стадий тестирования и диагностики батареи, а именно определение остаточной емкости[19].

Плотность электролита может снижаться по многим причинам. Первая - это естественное изменение состояния с годами эксплуатации аккумуляторной батареи. Вторая - постоянное доливание дистиллированной воды в банки аккумулятора, что вызывает разжижение электролита, но сохраняет его уровень.

Для определения плотности жидкости был использован ареометр[20]. Принцип работы данного прибора основан на законе Архимеда. Ареометр представляет собой стеклянную трубку, нижняя часть которой при калибровке заполняется дробью или ртутью для достижения необходимой массы. В верхней, узкой части находится шкала, которая проградуирована в значениях плотности

раствора или концентрации растворенного вещества. Плотность раствора равняется отношению массы ареометра к объему, на который он погружается в жидкость.

При работе с ареометром придерживались следующих требований безопасности:

- При работе с кислотами необходимо работать в перчатках
- Трубка и колба должны быть выполнены из материала стойкого к воздействию кислот
- При попадании кислоты на кожу немедленно промыть проточной водой
- Обработать место попадания кислоты на кожу 5% раствором пищевой соды

Поскольку опустить прибор ареометр прямо в банки аккумулятора не представляется возможным, поэтому пришлось откачать немного электролита и проверить его плотность. В связи с тем, что каждая банка аккумулятора работает независимо друг от друга, измерение плотности жидкости производилось для всех присутствующих рабочих пространств. Откачали нужное количество жидкости в специальную колбу для последующего измерения с помощью обычной трубки, один конец которой был закрыт пальцем. Последовательность действий была следующей[21]:

- вставили часть трубки в банку, чтобы жидкость набралась внутрь и осталась на одном уровне во всей банке;
- закрыли пальцем верхнее отверстие трубки, подняли набранную жидкость и слили ее в колбу;
- повторили этот процесс необходимое количество раз, чтобы получить нужное количество жидкости;
- далее в колбу опустили ареометр, дождались его выравнивания и смотрели на цифру, которая находится на линии поверхности жидкости, эта цифра и означала плотность электролита аккумулятора, которую;

- проделали эту процедуру со всеми банками аккумулятора, чтобы получить достоверную картину состояния батареи.

В результате получили следующие значения плотностей в каждой банке аккумулятора: 1.12, 1.16, 1.22, 1.15, 1.18, 1.15 г/см³. Оптимальным значением плотности жидкости является 1.28 г/см³, которые не работали на автомобилях и обладают заводской сертификацией. Поскольку уровень жидкости был оптимальным во всех банках, и критического падения плотности не было, аккумулятор был пригодным для использования.

3.2. Грузоподъемность

В результате проектирования системы управления возникла идея о проведении различных исследований возможностей нашего БПЛА. В качестве первого эксперимента было выбрано определение грузоподъемности нашего БПЛА. Для проведения данного эксперимента нам понадобились весы, различные весовые гири, автомобильный аккумулятор.

При проведении опытов по грузоподъемности для их корректной оценки, создали одинаковые условия:

1 Опыты выполнялись при одинаковом заполнении ШИМ равным 100%

2 Питание осуществлялось от одного и того же автомобильного обслуживаемого аккумулятора АКОМ 60, к основным его параметрам относятся: емкость батареи- 60А/ч, номинальное напряжение 12В.

Использование данного типа аккумулятора позволило уменьшить общую массу аппарата.

3.2.1 Определение максимальной массы, которую БПЛА может поднять над нулевым уровнем (уровень старта)

Методика выполнения исследования заключалась в следующем:

1. Была измерена масса БПЛА на весах без дополнительного груза, она составила 658 грамм.

2. Оставив вертолет на весах и прикрепив его нерастяжимой нитью (масса нити пренебрежительно мала) к неподвижной опоре (в нашем случае стол), ко дну вертолета прикреплялся с помощью обычного скотча груз с известной массой.

3. Запускали установку, и проверяли значение массы на весах. Как только она достигала нуля грамм, то есть давление вертолета и груза на весы становилось нулевым, то БПЛА останавливали и к его дну прикреплялся следующий по возрастанию груз. Опыт повторяли до тех пор, пока не был найден максимально возможный вес, который составил 175 грамм. При добавлении следующего груза массой 175 грамм, вертолет не смог его приподнять.

3.2.2: определение максимальной массы, которую БПЛА может поднять до определенной высоты над нулевым уровнем (уровень старта)

Дальнейшим продолжением данного эксперимента являлось определение грузоподъемности вертолета при условии, что он достигнет определенной высоты. Выбранная высота составила 0,5 метра. Данная высота гарантировано избавляла от эффекта «отскока», при котором аппарат под дополнительным действием силы упругости мог оторваться от уровня старта. Для проведения данного эксперимента была использована линейка. Поскольку большой точности подъема вертолета достичь было сложно, поэтому в определении высоты могла возникнуть небольшая погрешность, но, учитывая, что она не превышала 2-3%, то можно допустить, что опыт проведен с допустимой точностью.

Как и в опыте 3.2.1 для проведения эксперимента использовались грузы с известной массой. При достижении вертолетом выбранной высоты 0.5м, установка возвращалась в стартовое положение и груз увеличивали. Первый используемый груз имел массу 0,05кг. Наша установка с успехом справилась с поставленной задачей по достижению высоты в 0,5м. В дальнейшем, груз последовательно

увеличивали по 0,025кг и в результате, при грузе в 125 грамм вертолет смог подняться лишь на высоту порядка 0,4м. По средствам интерполяции получили, что максимальный вес подъема на высоту 0,5м составляет 120 грамм.

3.2.3 Определение зависимости максимально достигаемой высоты от массы дополнительного груза.

Завершающим опытом по определению грузоподъемности нашего БПЛА стало нахождение зависимости максимального подъема вертолета над уровнем старта при различных грузах. В качестве дополнительного груза, как и в двух предыдущих опытах стали гирьки массой 0.025 кг. Результаты опытов приведены в таблице 3.

Таблица 3- Результаты опыта

Масса дополнительного груза, m , кг	0,05	0,075	0,1	0,125	0,15	0,175
Высота подъема, h , м	0,58	0,53	0,52	0,4	0,18	0

По данным таблицы 1 построили графическую зависимость максимальной высоты h от массы дополнительного груза m .

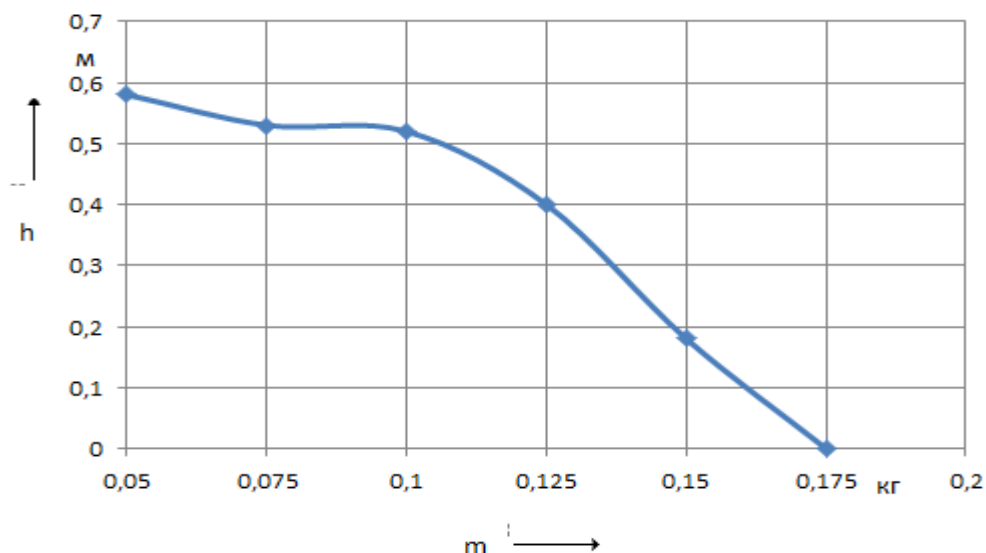


Рисунок 18-График зависимости максимальной высоты от массы дополнительного груза

По данным рисунка 18 были сделаны следующие выводы:

- 1) Увеличение массы груза до 0,1кг не существенно влияют на грузоподъемность летательного аппарата
- 2) Максимальный груз, который способен поднять БПЛА колеблется в пределах 0,15-0,175кг, что соответствует опыту 3.2.1

4 Экономический раздел

Экономическая эффективность разработанного устройства заключается в применении распространённых компонентов малой стоимости. А также, применение Wi-Fi в качестве канала передачи информации и разработка приложения на смартфон с ОС Android позволило убрать специализированный пульт ручного управления. Стоимость опытного образца превышает стоимость разработанного устройства на печатной плате. Это связано с тем, что при изготовлении опытного образца большинство компонентов приобреталось в розничных магазинах электроники. В таблице 4 представлены цены компонентов на опытный образец.

Таблица 4- Стоимость компонентов на опытный образец

Название	Количество, шт.	Цена, руб./шт.	Стоимость, руб
Резистор 10 кОм 0.25 Вт	6	2	12
Переключатель DC	1	20	20
Стабилизатор напряжения 5 В KP142EH5A	1	20	20
Стабилизатор напряжения 3.3 В LM1117-3.3	1	78	78
Конденсатор электролитический 16 В 10 мкФ	4	2	8
Транзистор IRLR3103 30 В 52 А	2	30	60
Транзистор BSS123 100 В 0.17 А	2	5	10
Микросхема L293D	1	100	100
Плата Arduino UNO R3	1	170	170
Модуль ESP8266	1	120	120
Модуль GY88	1	673	673
Макетная плата	1	13	13
Итого	1284 руб.		

С целью повышения экономической эффективности работы, нами был проанализирована торговая интернет-площадка Aliexpress. В таблице 3.2 представлены цены на спроектированное устройство при условии массового производства.

Таблица 5- Стоимость компонентов на Aliexpress

Название	Количество, шт.	Цена, руб./шт.	Стоимость, руб
Чип-резистор 103	7	0.47	3.29
Чип резистор 221	1	0.47	0.47
Светодиод зеленый	1	1.69	1.69
Переключатель DC	1	10	10
Стабилизатор напряжения KP142EH5A	1	5.67	5.67
Стабилизатор напряжения LM1117-3.3	1	37.34	37.34
Конденсатор электролитический 16 В 10 мкФ	4	1.47	5.88
Чип-конденсатор 22 пФ	3	0.37	1.10
Транзистор IRLR3103 30 В 52 А	2	13.85	27.70
Транзистор BSS123 100 В 0.17 А	2	1.48	2.96
Кварцевый резонатор 12 Мгц	1	4.40	4.40
Микросхема L293D	1	23.80	23.80
Микроконтроллер ATMEGA328P-AU	1	79.47	79.47
Модуль ESP8266	1	120	120
Модуль GY88	1	673	673
Печатная плата стеклотекстолит двусторонняя	1	70	70
Итого:		1066.77 руб.	

Конечное устройство можно сравнить по стоимости с тем, что стояло изначально в вертолёте SymaS033G. В таблице 6 отображена итоговая стоимость разработанной системы управления и заводской системы. Цена заводской системы взята с торговой интернет-площадки Aliexpress.

Таблица 6- Сравнение стоимости разработанного и заводского устройства

Критерий сравнения	Разработанное устройство	Заводское устройство
Состав	Плата управления; Приложение на смартфон	Плата управления; Пульт управления
Стоимость отдельных элементов	Плата управления (рисунок 19)-1066.77 руб.	Плата управления (рисунок 21)- 1076.85 руб.
	Приложение на смартфон (рисунок 20)- 0 руб.	Пульт управления (рисунок 22)- 1211.53 руб.
Итоговая стоимость	1067.77 руб.	2288.40 руб.

Таким образом, стоимость разработанной платы управления не превышает стоимость заводской платы. А также перенос управления на смартфон уменьшает затраты.

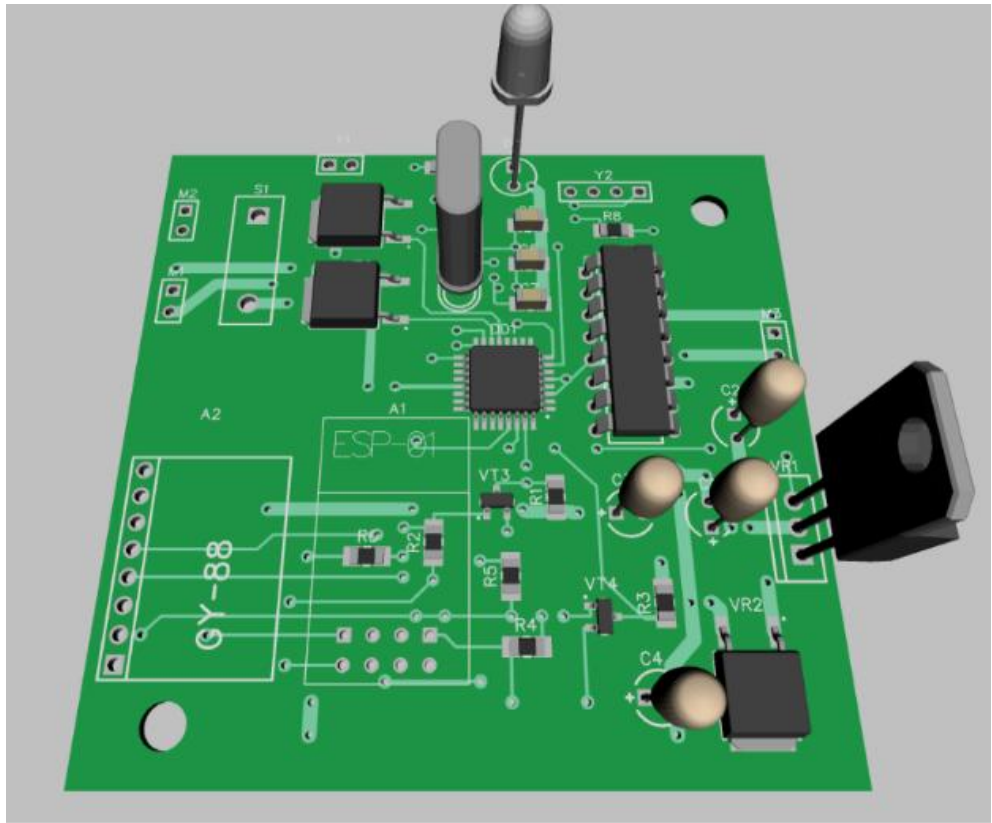


Рисунок 19-Плата управления разработанного устройства

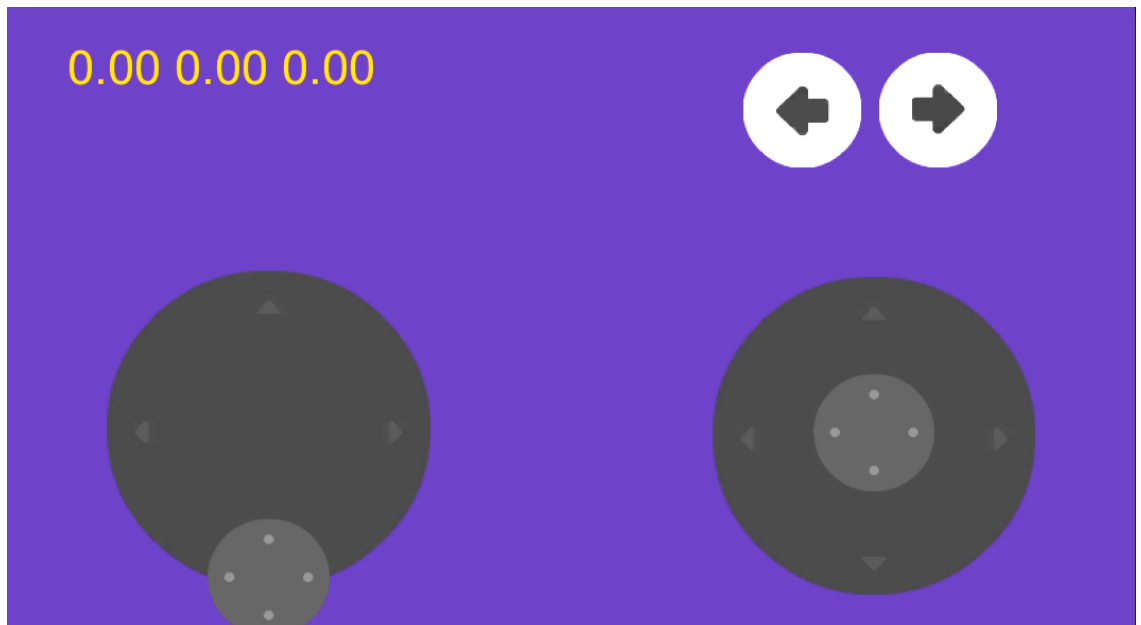


Рисунок 20- Скриншот приложения на смартфон

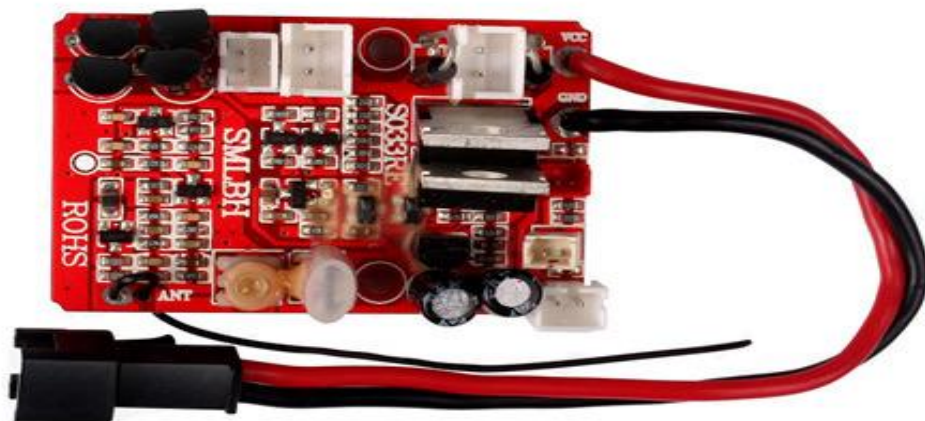


Рисунок 21- Плата управления заводского устройства



Рисунок 22- Пульт управления заводского устройства

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения бакалаврской работы были решены задачи необходимые для достижения поставленной цели. Цель бакалаврской работы заключалась в создании системы управления БПЛА вертолетного типа, демонстрирующего уровень подготовки выпускников кафедры "Промышленная электроника", Тольяттинского государственного университета.

В результате выполнения бакалаврской работы были найдены оптимальные решения по элементной базе в финансовом и эксплуатационном плане, что было подтверждено в результате анализа экономической эффективности данного устройства и во время проведения испытаний экспериментального образца.

Экспериментально была определена грузоподъемность БПЛА вертолетного типа в результате проведения трех опытов, после их выполнения были сделаны соответствующие выводы.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сечин, А. Ю. Беспилотный летательный аппарат: применение в целях аэрофотосъемки для картографирования [электронный ресурс], URL:http://www.racurs.ru/www_download/articles/UAV_2.pdf(дата обращения 4.03.16)
2. Пермин, В.Ю. Беспилотники: воздушные роботы мирного назначения [электронный ресурс], URL:http://www.equipnet.ru/articles/hi-tech/hi-tech_1478.html (дата обращения 4.03.16)
3. Трубников, Г.В. Применение беспилотных летательных аппаратов в гражданских целях [электронный ресурс], URL:http://www.uav.ru/articles/civil_uav_th.pdf (дата обращения 6.03.16)
4. Маляр, Е.А. Мотивация разработки БПЛА [электронный ресурс], URL:<http://fb.ru/article/198705/perspektivnyie-bpla-rossii-spisok> (дата обращения 10.03.16)
5. Козлов, Н.В. Беспилотники России: современные и перспективные модели [электронный ресурс], URL:<http://www.modernarmy.ru/article/333/bespilotniki-rossii-sovremenniye-i-perspektivniye-modeli> (дата обращения 12.03.16)
6. Кочетов, Н.В. Беспилотные летательные аппараты [электронный ресурс], URL:<http://unmanned.ru/uav/> (дата обращения 12.03.16)
7. Волохин, Н.Н. БПЛА SupercamS350 [электронный ресурс], URL:<http://unmanned.ru/uav/supercam.htm> (дата обращения 15.03.16)
8. Авиация: Энциклопедия / Гл. ред. Г. П. Свищёв. — М.: Большая Российская энциклопедия, 1994.
9. Кусаинов, А.А. Разработка системы управления беспилотным летательным аппаратом по заданной траектории [электронный ресурс],

URL:http://www.nsu.ru/xmlui/bitstream/handle/nsu/395/Text_KusainovAA.pdf;jsessionid=335AAC1D74E46F81AE86F91FB052F094?sequence=1 (дата обращения 16.03.16)

10.Бортников, Л.К. Мультиобзор 15 аккумуляторов типоразмера 18650 [электронный ресурс], URL:<http://mysku.ru/blog/others/9018.html> (дата обращения 21.03.16)

11.Jonson, N. What is AHRS? [Электронный ресурс] // URL:
URL:<http://www.spartonnavex.com/ahrs/> (дата обращения 2.04.16)

12. Транзисторы/Чернышев А. А., Иванов В. И., Галахов В. Д. и др.; Под общ. ред. А. А. Чернышева. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Энергия, 1980.— 144 с., ил.— (Массовая радиобиблиотека; Вып. 1002).

13.Уильямс, Б. Силовая электроника: приборы, применение, управление. Справ.пособ:Пер. с англ.-М.: Эннегоатомиздат,1993.-240с.

14.Ferdoush,

SWirelessSensorNetworkSystemDesignUsingRaspberrypiandArduinoforEnvironmentalMonitoringApplications[Электронныйресурс] **URL:**
<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877050914009144> (датаобращения 6.04.16)

15. Ненахов, С.А. Инженерные расчеты импульсных регуляторов напряжения / С.А.Ненахов, А.Н. Кукаев // Электрическое питание .- 2005 .-№4 .- С.25 – 28.

16.Позднов, М.В. Основы преобразовательной техники: Методические указания по проведению курсового проектирования/ М.В.Позднов. - Тольятти: ТГУ,2012.– 24 с

17.Kazala, R Wireless Network for Mobile Robot Applications [Электронныйресурс]
URL:
<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2405896315027123>(датаобращения14.04.16)

18.Gondi, V. Hippocampal Dosimetry Predicts Neurocognitive Function Impairment After Fractionated Stereotactic Radiotherapy for Benign or Low-Grade Adult Brain Tumors

[Электронный ресурс] URL:
<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0360301612038291> (дата обращения
14.04.16)

19. Свободная энциклопедия Википедия, Ареометр [Электронный ресурс]
URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Ареометр> (дата обращения 16.04.16)

20. Лазарев, Н.В. [Электронный ресурс] URL: <http://avto-flot.ru/blog/kak-polzovatsya-areometrom-dlya-izmereniya-plotnosti-elektrolita.html> (дата обращения 16.04.16)

21. Robins, E Application of buoyancy [Электронный ресурс] URL:
<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0040603189853845> (дата обращения
20.04.16)