## Аэродинамика

# Дизайн фюзеляжа

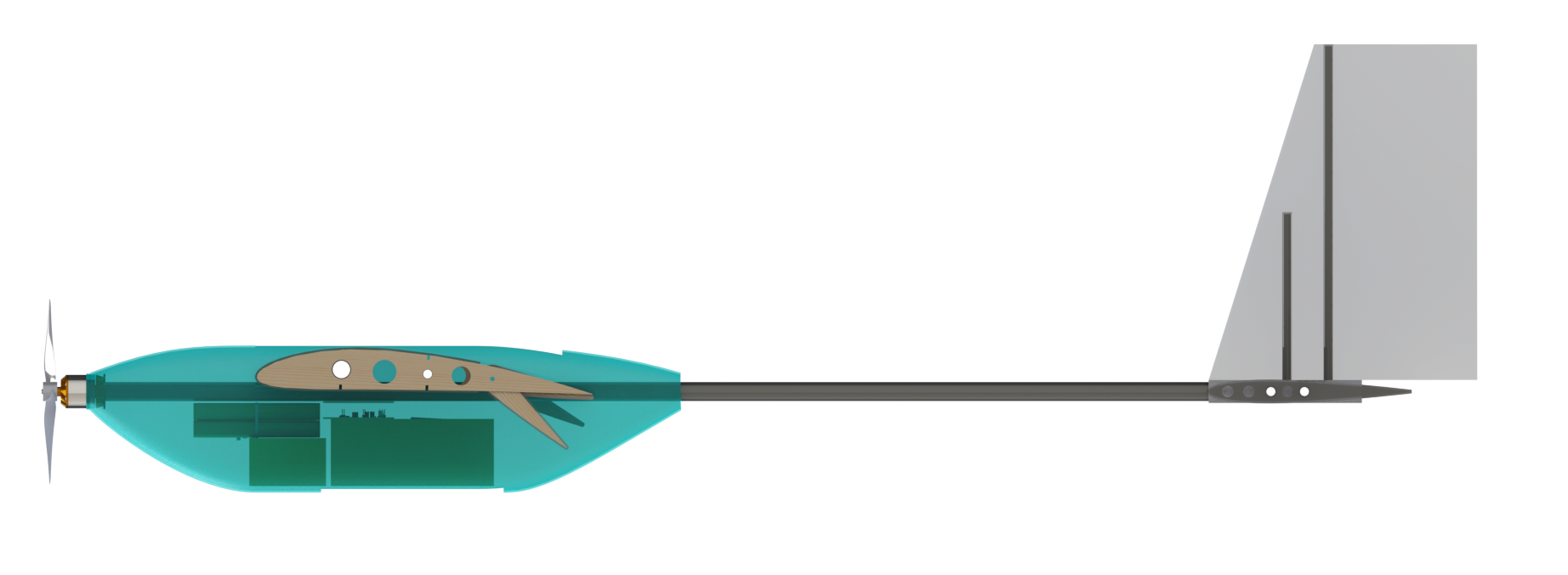


Рисунок №. Общий ид фюзеляжа

Размер фюзеляжа главным образом определялся габаритами груза. Размер поперечного сечения фюзеляжа был выбран как можно меньше для снижения сопротивления и сухого веса ЛА. Продольный размер ЛА . Согласно [] было оценено потребное плечо хвостового оперение, которое составило:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (1) |

# Выбор профиля крыла

Выбор профиля крыла обусловлен рядом факторов: необходимость в большом значении для обеспечения достаточной подъемной силы на коротком участке взлета с рук, высокое значение при малых значениях угла атаки при взлете, оптимальное значение при крейсерском полете, плавный спад кривой зависимости на закритическом участке. Были выбраны следующие профили для оценки, удовлетворяющие вышеописанным требованиям: Clark Y, USA-35B, NACA 4412, NACA 2412. Характеристики профилей исследовались при числе Рейнольдса 500 000 в программе XFLR5. Сравнительная характеристика представлена в таблице №. Как видно, наилучшими характеристиками обладают NACA 4412, USA-35B

Таблица №. Матрица принятия решения для выбора профиля крыла

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Критерии оценки** | **Множитель** | **NACA 2412** | **NACA 4412** | **Clark Y** | **USA-35B** |
| ***Cl(0)*** | 0.3 | 1 | 3 | 2 | 4 |
| ***Cl(α)*** | 0.3 | 1 | 4 | 2 | 3 |
| ***Cl/Cd(α)*** | 0.2 | 1 | 3 | 2 | 4 |
| ***Cd(α)*** | 0.2 | 4 | 2 | 3 | 1 |
|  | **Итог** | **1.6** | **3.1** | **2.2** | **3.1** |

## Дизайн крыла

и были выбраны исходя из размеров транспортировочной коробки, 2.5 м и 0.35 м соответственно для обеспечения большей подъемной силы при взлете с рук и меньшей скорости сваливания.

# Дизайн хвостового оперения

Согласно предложенному методу определения площади хвостового оперения в [], заключающийся в статистической оценке объемных коэффициентов горизонтального и вертикального оперений.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | () |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | () |

и были выбраны 0.5 и 0.04 соответственно. Согласно (),() и учетом () . Основной профиль для всего хвостового оперения был выбран симметричный NACA 0010. Хвостовое оперение представлено на рисунке #



Рисунок№. Хвостовое оперение

# Дизайн управляющих поверхностей

Для обеспечения достаточной подъемной силой было принято решение о размещении на крыле и элеронов и закрылков. Оценка площади занимаемой управляющими поверхностями основана на статистических данных из []. Так закрылки и элероны занимают в размахе каждые и 0.3 от хорды крыла . Руль высоты в размахе на все хвостовое горизонтальное оперение и занимает 0.45 от хорды . Руль направление занимает в размахе все вертикальное оперение и 0.4 от хорды

## Выбор бортового оборудования

# Список оборудования

Весь набор бортового оборудования поделен на 2 систем: система управления полетом, система контроля доставки груза.

Система управления полетом включает в себя подсистему питания СУ и сервоприводов рулевых поверхностей, сервопривода системы контроля доставки груза; и подсистему полетного контроллера. Блок-схема системы управления полетом представлена на рис. №. В качестве источника питания для СУ и сервоприводов была выбрана сборка из Li-Ion батарей 4S2P суммарной емкостью 5.8 Ач., обеспечивающая достаточную токоотдачу. Сборка состоит из батарей Molicel P28A типоразмера 18650, выбор которых обоснован в разделе №. Используется плата распределения питания, для снабжения сервоприводов, полетного контроллера и мотора соответствующим им напряжением. Подсистема полетного контроллера ответственна за обработку данных с датчиков непосредственно реализованных на печатной плате: гироскоп, акселерометр, барометр, компас; а так же выносных датчиков – GPS приемник, датчик скорости воздушного потока. Осуществляется обработка поступающего управляющего сигнала с радиоприемника. Также полетный контроллер ответственен за перераспределение управляющего сигнала на сервоприводы и мотор.

Система контроля доставки груза – микроконтроллерный блок, реализованный непосредственно на печатной плате полетного контроллера. В качестве управляемого устройства выступает сервопривод, обеспечивающий фиксацию груза в объеме фюзеляжа ЛА и его сброс в случае достижения целевой GPS координаты. Блок-схема системы контроля доставки груза представлена на рис. №.

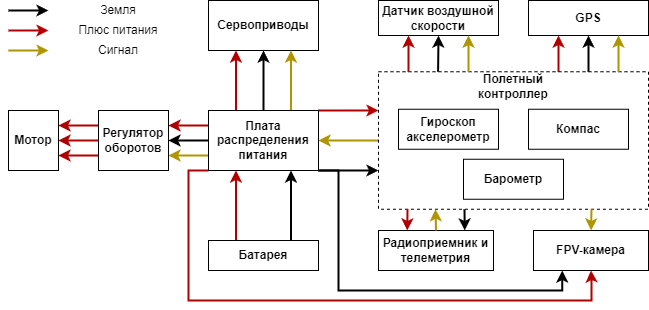


Рисунок №. Блок-схема системы управления полетом

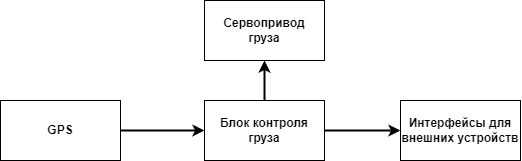


Рисунок №. Блок-схема системы контроля груза

Список оборудования с указанием конкретных моделей представлен в таблице №.

Таблица №. Список оборудования

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **Батарея** | **Регулятор оборотов** | **Мотор** | **Сервоприводы** | **Приемник управления** |
| **4S2P 5600 Ач (Molicel 18650 P28A)** | **Hobbywing Skywalker 60A** | **SURPASS HOBBY C3548 900KV** |  | **Flysky FS-iA6B** |
| **FPV-камера** | **Видеопередатчик** | **Датчик воздушной скорости** | **Сервопривод груза** | **Приемник видеосигнала** |
| **Caddx Ratel 2** | **Eachine TX805** | **Matek ASPD-4525** | **EMAX ES08MD** | **Eachine EV800** |

# Плата распределения питания

Была разработана и заказана в производство плата распределения питания. Представлена на рис. №. Плата непосредственно подключается к выводам аккумуляторной батареи **А** (обозначение на рисунке). Выводы для подключения регуляторов оборотов **Б**. Питание полетного контроллера осуществляется через разъем XH **В**. Питание видеопередатчика и FPV-камеры **Г**. Импульсный стабилизатор напряжения **Д** понижает входное напряжение до 6 вольт для питания сервомоторов, которые в свою очередь подключаются к выводам **Е**. Управляющие сигналы на мотор и сервоприводы от полетного контроллера поступают к PH разъемам **Ж**.

|  |  |
| --- | --- |
| Рисунок№. Плата распределения питания | Рисунок № Полетный контроллер |

# Плата полетного контроллера

Разработана и заказана в производство плата полетного контроллера, представленная на рис.№. STM32F411CEU6 – микроконтроллер **А**, обрабатывающий управляющие сигналы и данные с датчиков. Непосредственно на плате размещены интегральная микросхема 3-х осевого гироскопа и 3-х осевого акселерометра MPU-6500, магнетометр QMC5883L, барометр BMP280. Микроконтроллер STM32F103C8T6 **Б** главный и единственный вычислительный блок системы контроля доставки груза – подключен к внешнему GPS приемнику через интерфейс UART, вывод **E**. Его функция – считывать значения координат, скорости относительно земли и высоты полета ЛА, и сравнивать с целевыми значениями координат, заданными до начал полета на земле, для доставки груза. Были предусмотрены дополнительные интерфейсы UART **Д** и I2C **Г** для возможности подключения дополнительных устройств, а также добавлены несколько PWM выходов для контроля дополнительных четырех сервоприводов в случае возникновения такой необходимости. Система контроля доставки груза, представленная в виде **Б**, не может влиять на действия полетного контроллера ни во время автономной миссии, ни ручного управления. Необходимое программное обеспечение для системы контроля груза будет реализовано командой самостоятельно. Так же на плате размещена интегральная схема AT7456 **В** для обеспечения наложения необходимой информации на видеовыход FPV-камеры.

Программное обеспечение полетного контроллера – INAV. Оно предоставляет возможность осуществления автономного полета согласно заданным GPS координатам, причем количество доступных точек в маршруте миссии может превышать 60, что обеспечивает возможность выбора сложного маршрута на очном этапе.

# Описание, устойчивость и диапазон работы датчиков

Как было отмечено выше, на плате полетного контроллера размещены MPU-6500, QMC5883L, BMP280. Внешние датчики: Matek ASPD-4525 и Matek M10Q-5883.

Согласно документации MPU-6500 имеет максимальный диапазон измерений ускорений g, что обеспечивает возможность измерения ускорений в выбранном режиме перегрузок до 4g. Пределы измерения угловой скорости - . Согласно документации уровень шума гироскопа не превышает . Очевидно, что погрешность измерений, вызываемая разрядностью АЦП и другими особенностями реализации интегральной микросхемы, куда ниже, чем та, что вызвана возмущениями извне: вибрации, температурный режим; поэтому для обеспечения возможности получения данных достаточной точности необходима система демпфирования и надежная фиксация полетного контроллера в корпусе ЛА. Для обеспечения высокой частоты обращения к инерциальному измерительному блоку реализовано подключение через SPI. Интегрированный блок АЦП позволяет оцифровывать поступающие данные с частотой до 8 кГц, что и является предельной частотой опроса датчика микропроцессором полетного контроллера. В новых версиях INAV нет возможности самостоятельно устанавливать частоту опроса каких-либо датчиков, частота опроса меняется динамически.

Компас QMC5883L имеет пределы измерений , чувствительность к измерению магнитного курса - . Подключен к микропроцессору полетного контроллера через шину I2C, спроектированную с возможностью опроса датчиков с частотой до 800 кГц (предельная частота тактирования для данной микросхемы – 400 кГц). Интегрированный АЦП в магнетометре оцифровывает данные с частотой до 200 Гц, что является предельной частотой опроса датчика.

Барометр BMP280 имеет пределы измерений атмосферного давления (, с абсолютной ошибкой измерения , что эквивалентно . Датчик подключен к шине I2C. Максимальная возможная частота опроса – 157 Гц.

Отказоустойчивость интегральных схем низкая, вывод из строя одного из блока влечет невозможность функционирования датчика.

Датчик воздушного потока Matek ASPD-4525 имеет диапазон измерения давлений с относительной погрешностью измерения . Датчик подключается к шине I2C. Согласно документации на MS4525DO максимальная частота опроса датчика – 2 кГц. Отказоустойчивость низкая, требуется надежное крепление.

GPS приемник Matek M10Q-5883 использует протокол передачи данных u-blox, что позволяет определять местоположение с точностью до 2 м. Подключается к полетному контроллеру по UART. Частота опроса – 5 Гц. Отказоустойчивость низкая, требует надежной фиксации вне фюзеляжа ЛА.

Сводная таблица № с описанием действий в случае отказа того или иного датчика приведена ниже

# Расчет энергопотребления БО и времени автономного полета

Для выбора аккумуляторной батареи для ЛА были рассмотрены два варианта – Li-Ion и Li-Po батареи. Определяющим параметром батарей является . Для обоих типов батарей этот параметр составляет около [].

Таблица № Действия в случае отказа датчиков

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **Датчик** | **Случай отказа** | **Действия** | **Увеличение отказоустойчивости** | **Степень критичности** |
| **MPU6500** | Отказ на земле - ПК не включится | Замена ПК | Покупка качественных компонентов для ПК | Критично |
| Отказ в воздухе - отсутствие стабилизации, прерывание полетного задания | Управление в ручном режиме |
| **QMC5883L** | В версии INAV 7.1 осуществлена возможность автономной навигации без магнетометра на основе показаний гироскопа и акселрометра | Продолжение полетного задания | На плате ПК в месте расположения датчика убран медный слой и высокотоковые линии рис.№ | Средняя критичность |
| **BMP280** | ПК имеет канал GPS с данными о координате, скорости и высоте полета | Продолжение полетного задания | ПК должен находиться в среде без активных течений воздуха | Не критично |
| **M10Q-5883** | Прерывание полетного задания | Управление в ручном режиме | Вабрана модель компаса с наименьшим временем холодного старта для увеличения числа доступных для навигации спутников | Критично |
| **ASPD-4525** | Отказ датчика в ветренную погоду влияет на точность автономной посадки и контроля сваливания | Продолжение полетного задания | Надежная фиксация датчика к элементам конструкции ЛА | Средняя критичность |

Однако Li-Po имеют большую токоотдачу при большей массе, чем Li-Ion. Для выбранной конфигурации СУ с максимальным токопотреблением мотора 60 А. подобраны Li-Ion батареи Molicel 18650 P28A со значением и максимальным продолжительным значением выходного тока в 35 A. Для снабжения мотора потребным напряжением используется сборка 4S2P. Согласно выражению (№) оценочное аэродинамическое качество равно. Для оценки в зависимости от и использовалась формула () из [].

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | () |

С учетом того, что . и (), из () получаем ():

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | () |

Получили функцию двух переменных, построим тепловую карту времени автономного полета рис. № при скорости полета

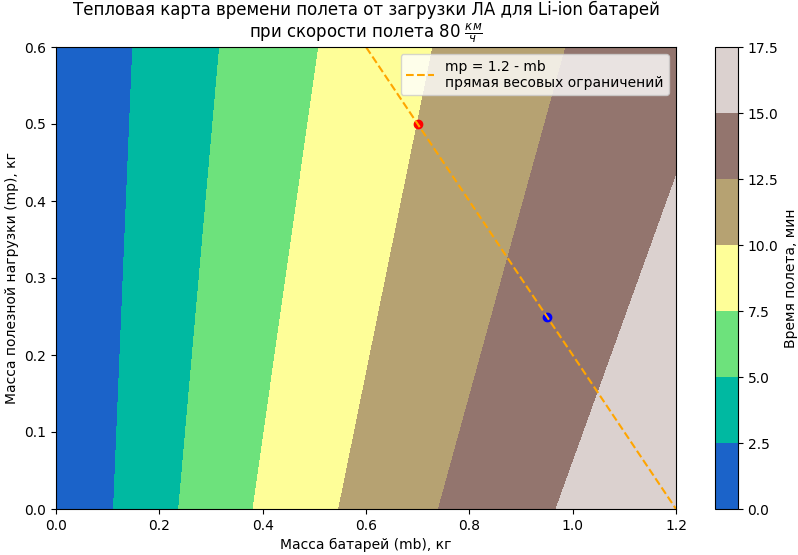


Рисунок №. Тепловая карта времени автономного полета ЛА

Как видно, оценочное время полета при , составляет 10 минут. С учетом того, что после прохождения половины пути сбрасывается груз, будет израсходовано 0.56 доля исходной энергии. Согласно () , после сброса груза время оставшегося полета возрастет в 1.2 раза по отношению ко времени полета с грузом, чего хватит для преодоления оставшегося участка пути длиной 7.5 км.

Для оценки значения и принимались 0.8 и 0.85 соответственно согласно данным для мотора из документации и статистических данных [].