

1. Аэродинамика

Оглавление

1.	Аэродинамика	1
1.1	Дизайн фюзеляжа.....	1
1.2	Выбор профиля крыла	2
1.3	Дизайн крыла.....	3
1.4	Дизайн хвостового оперения	3
1.5	Дизайн рулевых поверхностей.....	4
1.6	Оценка скорости сваливания	4
1.7	Дизайн силовой установки	4
2.	Выбор бортового оборудования.....	6
2.1	Список оборудования	6
3.	Плата распределения питания	8
4.	Плата полетного контроллера.....	8
5.	Описание, устойчивость и диапазон работы датчиков.....	9
6.	Расчет энергопотребления БО и времени автономного полета	10
7.	План работ.....	12

1.1 Дизайн фюзеляжа

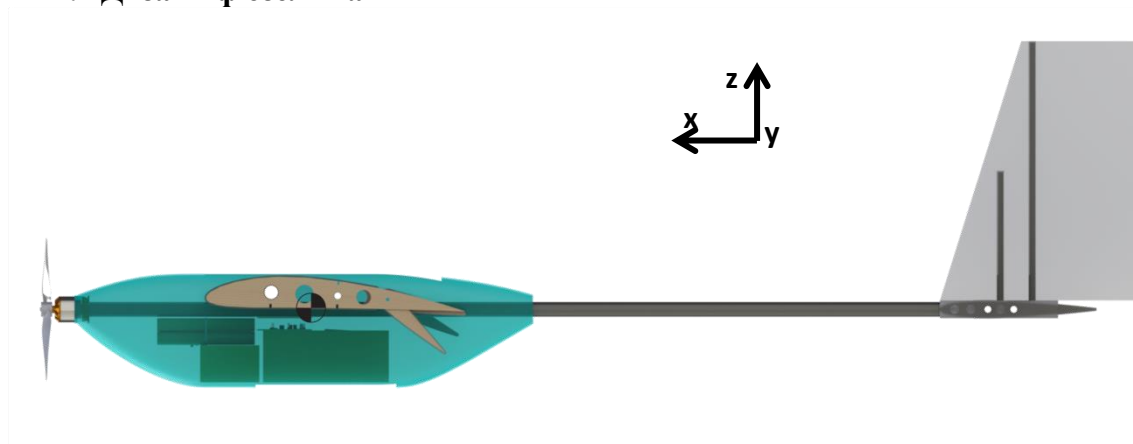


Рисунок №. Общий вид ЛА с центром масс

Размер фюзеляжа главным образом определялся габаритами груза. Размер поперечного сечения фюзеляжа был выбран как можно меньше для снижения сопротивления и сухого веса ЛА. Форма поперечного сечения фюзеляжа – прямоугольник со сглаженными углами, такая

форма отвечает меньшему лобовому сопротивлению по сравнению с кругом и легче в изготовлении. Балка хвостового оперения и силовой лонжерон крыла объединены в общую силовую раму для большой стабильности. Мотор крепится к хвостовой балке в верхней части фюзеляжа. Продольный размер ЛА $L = 1.5$ м. Согласно [5] было оценено потребное плечо хвостового оперения, которое составило:

$$L_{ht} = L_{vt} = 0.6 * L = 0.9 \text{ м.} \quad (1)$$

Для оценки тензора инерции ЛА на данном этапе разработки была создана детализированная модель, где каждому узлу конструкции были определены массовые характеристики (и характеристики материалов). Было определено положение центра масс (рис.), центровка ЛА будет производиться путем размещения авионики и груза таким образом, чтобы достичь расположения центра масс на расстоянии четверти хорды от передней кромки крыла (аэродинамического фокуса), груз размещается так, чтобы его центр масс и центр масс ЛА были на общей строительной оси фюзеляжа. Ниже представлен тензор инерции ЛА относительно строительных осей фюзеляжа (изображены на рис.№) ($\text{кг} \cdot \text{м}^2$):

$$\hat{I} = \begin{pmatrix} 0.49 & 0.00 & -0.04 \\ 0.00 & 0.28 & 0.00 \\ -0.04 & 0.00 & 0.65 \end{pmatrix} \quad (2)$$

В главных осях главные моменты инерции имеют значения:

$$I_x = 0.47 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, I_y = 0.23 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, I_z = 0.62 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

1.2 Выбор профиля крыла

Выбор профиля крыла обусловлен рядом факторов: необходимость в большом значении C_l для обеспечения достаточной подъемной силы на коротком участке взлета с рук, высокое значение C_l/C_d при малых значениях угла атаки при взлете, оптимальное значение C_d при крейсерском полете, плавный спад кривой зависимости $C_l(\alpha)$ 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
$Cl(\alpha)$	0.3	1	4	2	3
$Cl/Cd(\alpha)$	0.2	1	3	2	4
$Cd(\alpha)$	0.2	4	2	3	1
Итог		1.6	3.1	2.2	3.1

1.3 Дизайн крыла

b и C 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. Соответствующая площадь крыла $S = 0.875 \text{ м}^2$ и удлинение $A = 7.14$.

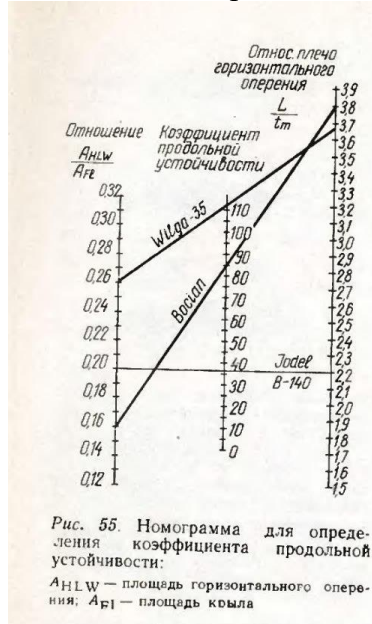


Рисунок к выбору геометрии горизонтального оперения

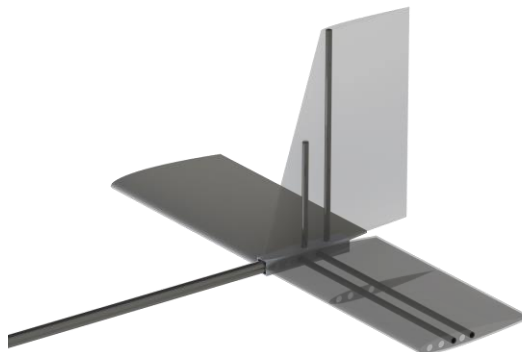
1.4 Дизайн хвостового оперения

Согласно предложенному методу определения площади хвостового оперения в [5], заключающийся в статистической оценке объемных коэффициентов горизонтального C_{ht} и вертикального C_{vt} оперений.

$$S_{ht} = \frac{C_{ht}CS}{L_{ht}} \quad ()$$

$$S_{vt} = \frac{C_{vt}bS}{L_{vt}} \quad ()$$

C_{ht} и C_{vt} были выбраны 0.5 и 0.04 соответственно. Согласно (),() и учетом () $S_{ht} = 0.17 \text{ м}^2$ $S_{vt} = 0.088 \text{ м}^2$. Основной профиль для всего хвостового оперения был выбран симметричный NACA 0010. Хвостовое оперение представлено на рисунке #



Рисунок№. Хвостовое оперение

1.5 Дизайн рулевых 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 [5]. Так закрылки и элероны занимают 50% в размахе каждые и 0.3 от хорды крыла C . Руль высоты в размахе на все хвостовое горизонтальное оперение и занимает 0.45 от хорды C_e . Руль направление занимает в размахе все вертикальное оперение и 0.4 от хорды C_r .

1.6 Оценка скорости сваливания

Для оценки скорости сваливания был проведен анализ аэродинамической схемы в программе XFRLR5. Получены зависимости $C_l(\alpha)$ и $C_l/C_d(\alpha)$, представленные на рисунке №

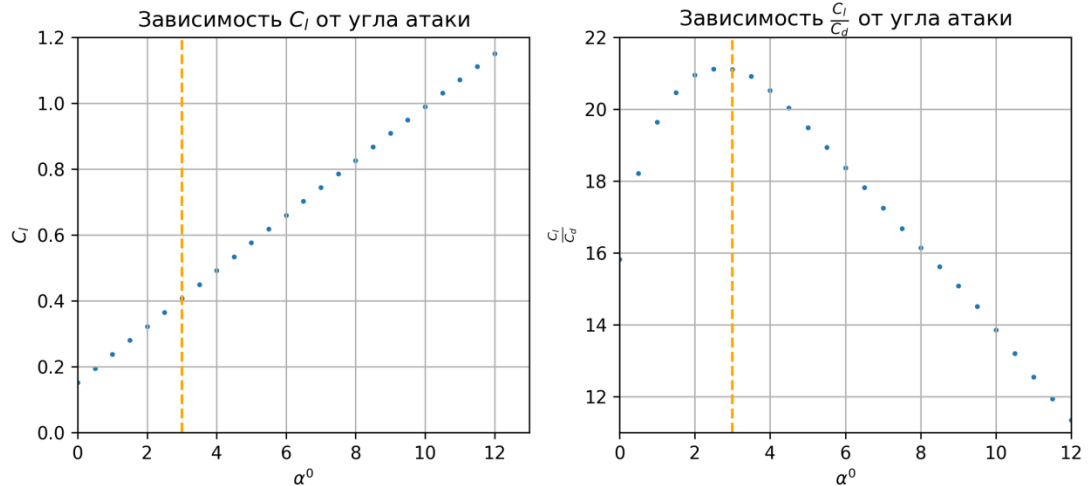


Рисунок №. Результаты исследования аэродинамической конфигурации в XFRLR5

Как видно, максимальное отношение C_l/C_d достигается при 3° угла атаки, что определяет угол установки крыла и оптимальный режим полета с коэффициентом подъемной силы около 0.4. $C_l^{max} = 1.2$. Для оценки скорости сваливания для двух режимов полета: с грузом V_{stall}^{pld} и без V_{stall}^{wpld} получим:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_l^{max} S}} \quad ()$$

$$V_{stall}^{pld} = 25 \frac{\text{км}}{\text{ч}} \quad \text{и} \quad V_{stall}^{wpld} = 23 \frac{\text{км}}{\text{ч}} \quad ()$$

1.7 Дизайн силовой установки

Для определения потребной тяги для крейсерского полета оценим $\frac{L}{D}$, согласно [5], имеем формулу:

$$\frac{L}{D} = 9 \sqrt{\frac{A}{(S_{wet}/S)}}$$

S_{wet} было оценено из модели ЛА и составила 2.5 м^2 , тогда из () получаем:

$$\frac{L}{D} = 14.2 \quad ()$$

Исходя из максимального плана полета в 15 км (60 точек) за 20 минут, крейсерская скорость с учетом маневров оценена в 60 км/ч. По [1] $R_p = mg / (L/D)$, соответственно потребная тяга $R_p = 20 \text{ Н}$.

Мотор выбран SURPASS HOBBY C3548/900KV, так как это наиболее мощный из доступных на российском рынке двигателей, подходящих под требования, выбранные путем анализа аналогичных БВС и различных онлайн – калькуляторов, в основном Escalc, Motocalc. Требуется: 900 – 1100 kv, мощность ~ 1000 – 1300 W, максимальный ток 50-55 А, напряжение питания 4s для тяговооруженности ~0.8, что удовлетворяет этот мотор при условии выбора пропеллера ниже.

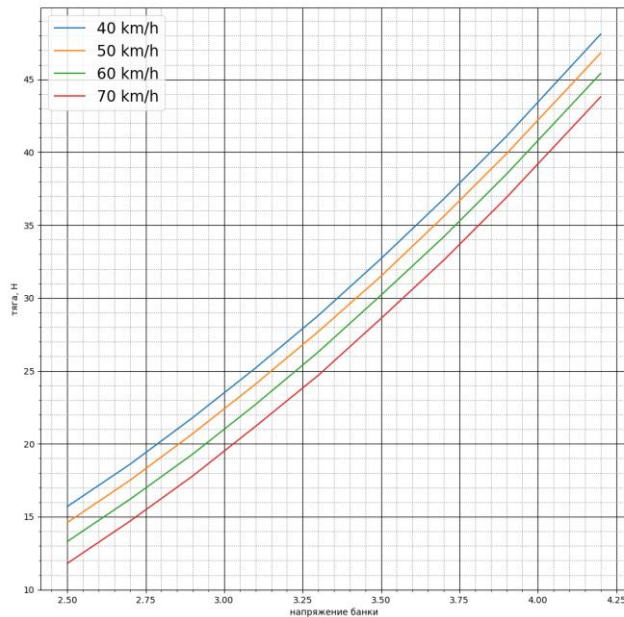
Выбран тянущий воздушный винт, в таком случае реализуется обдув несущих и рулевых поверхностей, необходимый при старте с рук, а так же осуществляется достаточное охлаждение двигателя и ESC. Для упрощения производства, а конкретно создания единой силовой конструкции, включающей в себя скелет фюзеляжа, мотораму, крепление лонжеронов крыло и хвостовой балки, уменьшения аэродинамического сопротивления выбрана схема с одним высокорасположенным двигателем.. Для унификации с существующими решениями и уменьшения массы аккумулятора выбрана сборка Li-Ion 4s2p, так как это достаточно для полета ~20 мин по емкости и унифицирует питание по напряжению и требуемым оборотам.

Пропеллер выбран 12'', так как он не сильно велик чтобы помешать посадке (продумана система защиты винта при приземлении), распространен и выдает достаточную тягу. Из выбора опорных 900kv выбранного мотора, диаметра 12'', рассчитываем потребный его шаг: $H=v/n$, где v — скорость модели, м/с; n — частота вращения. Для крейсерской скорости и комбинации 4s Li-Ion 900kv получаем $H = 8 \text{ см}$.

оцениваем КПД полета по формуле [3] $\eta = N / (IU)$, где $N = F * \sqrt{2F / S * \rho_0}$ — мощность ветрового потока. Расчетное токопотребление берем из калькулятора Escalc — 50А, 4s аккумулятор => $\eta \sim 0.7$. Для двигателя не указан его КПД, берем стандартный 0.8, отсюда итоговый КПД $\eta = 0.56$.

По программе PropSelector [2] производим расчет тяги такого пропеллера на $V_{кр}$: $P = 18 \text{ Н}$. Полученная тяга меньше потребной. Из даташита на выбранный двигатель берем для расчета рекомендуемые пропеллеры 11x8 и 13x6 (inch), получаем тягу 34 и 46 Н соответственно, что покрывает потребную тягу с запасом.

Расчет идет для пропеллера 11x8 по программе PropSelector для напряжений банки 2.5 – 4.2, скоростей полета 40 – 70 км/ч



Эксплуатационный диапазон числа Рейнольдса

Перейдём к оценке эксплуатационного диапазона числа Рейнольдса. Предполагаемый диапазон скоростей (40 — 80) км/ч, максимальная высота полёта 150м. По формуле $Re = V \cdot b / \nu$, где V – скорость самолёта, b – хорда крыла, ν – кинематическая вязкость на заданной высоте. Получаем что $Re = (264.3 — 528.6) \cdot 10^3$.

Расчет нагрузки в неспокойном воздухе по нлг по приказу N 970-П:

удельная нагрузка на крыло по программе xflr5 3.3 кг / м²; САХ 0.35 м; $U_{de} = 23$ м/с из НЛГ, $V = 16.7$ м/с (крейсерская), $C_y(\alpha) = 0.085$. Отсюда $n = 1 \pm 0.42$ [4]

расчет маневренной перегрузки исходил из качественной оценки по приложенной к ТЗ карте радиуса разворота в ~8 м, скорости разворота в 12 м/с. Центростремительная перегрузка $n = \sqrt{V^4 / R^2 + g^2} / g = 2$.

посадка в условиях травяного покрытия не дает возможности оценить численно нагрузку, но качественно оценивается как слабонагруженный участок полета.

Однако так же проведена оценка по формуле $n = V / (dt \cdot g)$ из закона изменения импульса. При взятых вертикальной скорости 1.5 м/с, dt 0.1с получается посадочная перегрузка $n = 1.5$.

Отсюда эксплуатационные нагрузки оцениваются в 0.6 - 2 g.

2. Выбор бортового оборудования

2.1 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. №.

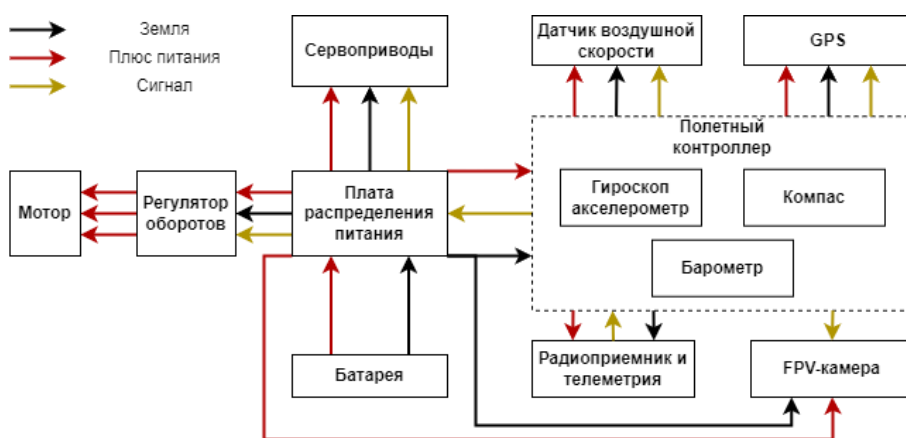


Рисунок №. Блок-схема системы управления полетом

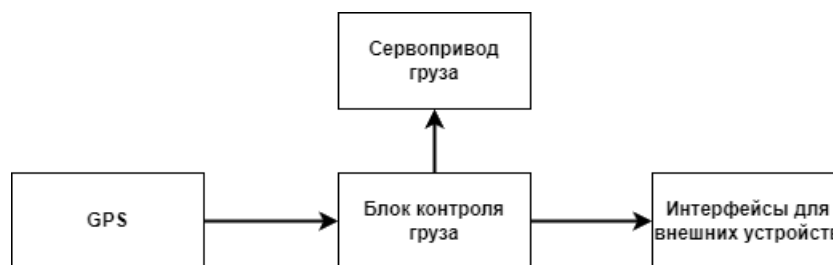


Рисунок №. Блок-схема системы контроля груза

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

3. 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 **ХН 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 **РН** разъемам **Ж**.

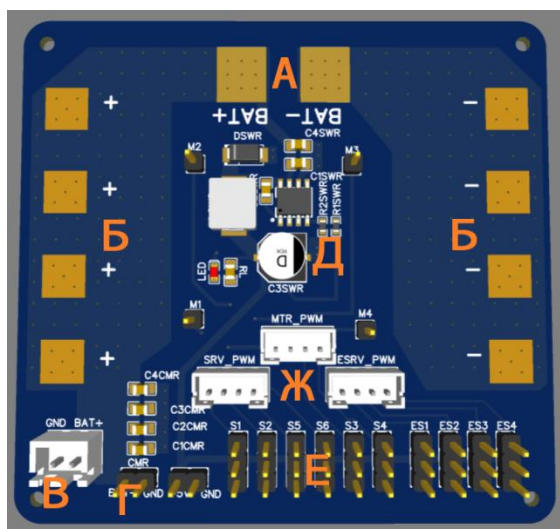


Рисунок №. Плата распределения питания

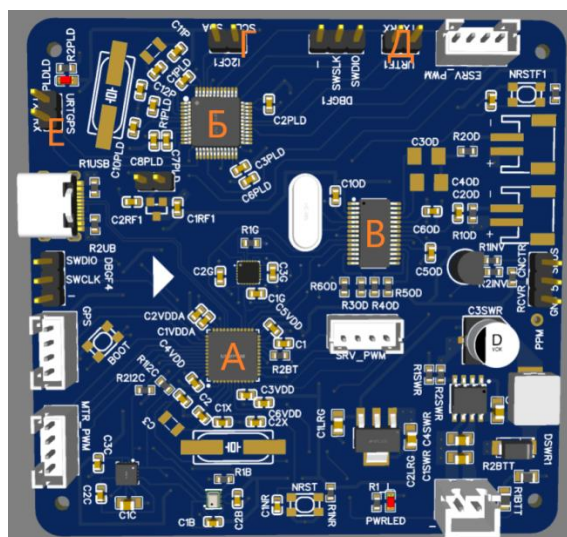


Рисунок № Полетный контроллер

4. 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 **Е**. 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.

5. 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 $\pm 16g$, что обеспечивает возможность измерения ускорений в выбранном режиме перегрузок до $4g$. Пределы измерения угловой скорости - $\pm 2000 \frac{^\circ}{сек}$. Согласно документации уровень шума гироскопа не превышает $0.01 \frac{^\circ}{сек\sqrt{Гц}}$. 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 ± 8 Гс, чувствительность к измерению магнитного курса - $\pm 2^\circ$. 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 $(3 \div 11) \cdot 10^4$ Па, с абсолютной ошибкой измерения ± 100 Па, что эквивалентно ± 8 м. 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 $(7 \div 137)$ кПа с относительной погрешностью измерения 0.25%. 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

6. 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 E_{sb} . Для обоих типов батарей этот параметр составляет около $100 \div 265 \frac{\text{Втч}}{\text{кг}}$ [].

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 акселерометра	Продолжение полетного задания	На плате ПК в месте расположения датчика убран медный слой и высокотокковые 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 $E_{sb} = \frac{3.7 \cdot 2.8}{0.005} = 207 \frac{\text{Втч}}{\text{кг}}$ и максимальным продолжительным значением выходного тока в 35 А. Для снабжения мотора потребным напряжением используется сборка 4S2P. Согласно выражению (№) оценочное аэродинамическое качество равно. Для оценки E в зависимости от m_p и m_b использовалась формула () из [5].

$$E = 3.6 \frac{L}{D} \frac{E_{sb} \eta_p \eta_s}{gV} \frac{m_b}{m} \quad ()$$

С учетом того, что $m = m_e + m_b + m_p = 3 \text{ кг.}$ и (), из () получаем ():

$$E = 3.6 \frac{L}{D} \frac{E_{sb} \eta_p \eta_s}{gV} \frac{m_b}{1.8 + m_b + m_p} \quad ()$$

Получили функцию двух переменных, построим тепловую карту времени автономного полета рис. № при скорости полета $60 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$

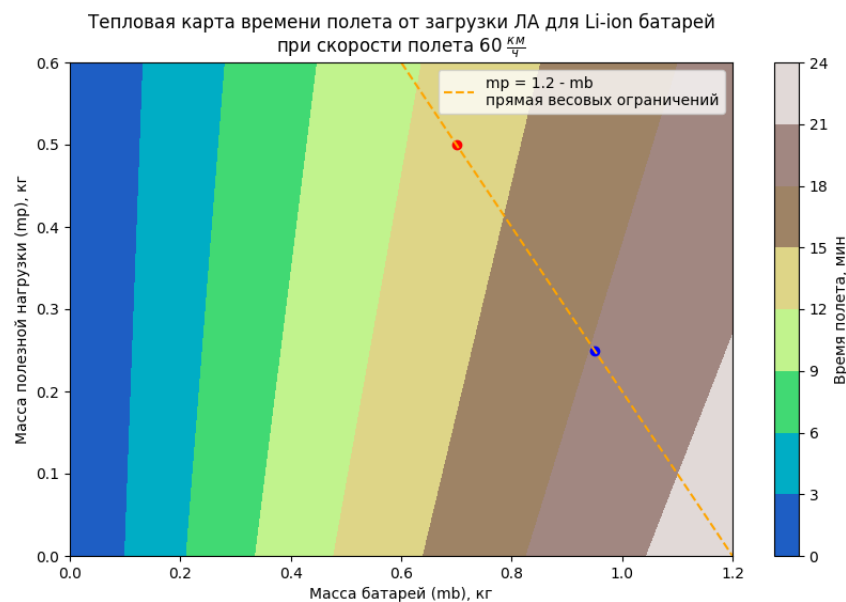


Рисунок №. Тепловая карта времени автономного полета ЛА

Как видно, оценочное время полета при $m_p = 0.5$ кг, составляет 13 минут. С учетом того, что после прохождения половины пути сбрасывается груз, будет израсходовано 0.56 доля исходной энергии. Согласно () $E \sim \frac{1}{m_p}$, 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 η_p и η_s принимались 0.8 и 0.85 соответственно согласно данным для мотора из документации и статистических данных [5].

7. План работ

ФМЙШНИКИ		Планируемые сроки реализации																				
Старт	01.04.2024	Прогресс																				
Текущая дата	07.05.2024																					
Прогресс (недели)	Нед 6																					
Задачи	Ответственный	Начало	Конец	Дни	Прогресс	1 апр Нед 1	8 апр Нед 2	15 апр Нед 3	22 апр Нед 4	29 апр Нед 5	6 май Нед 6	13 май Нед 7	20 май Нед 8	27 май Нед 9	3 июн Нед 10	10 июн Нед 11	17 июн Нед 12	24 июн Нед 13	1 июл Нед 14	8 июл Нед 15	15 июл Нед 16	22 июл Нед 17
Промежуточный дизайн																						
Детализированная модель	А/М	05.04.2024	06.05.2024	31	100%																	
Уточнение эргодических	А/Д	06.04.2024	21.04.2024	15	100%																	
Уточнение силовой установки	М	07.04.2024	22.04.2024	15	100%																	
Уточнение эргод. и конфигурации	А/М/Д	08.04.2024	23.04.2024	15	100%																	
Детальное определение узлов конструкции	А/М/Д	09.04.2024	05.05.2024	26	100%																	
Детальное проектирование контроллера	Д	10.04.2024	05.05.2024	25	100%																	
Промежуточные прочностные расчеты	Д	14.04.2024	06.05.2024	22	100%																	
Производство																						
Выбор материалов конструкции	М/Д	06.05.2024	12.05.2024	6	0%																	
Разработка ПО для ПК	Д	10.06.2024	10.07.2024	30	0%																	
Разработка с-мы контроля/сброса груза	А/М	01.06.2024	10.06.2024	9	0%																	
Изготовление прототипа	А/М/Д	06.05.2024	03.06.2024	28	0%																	
Изготовление конкурсного образца	А/М/Д	03.06.2024	08.07.2024	35	0%																	
Испытания																						
Испытание прототипа	А/М/Д	10.06.2024	17.06.2024	7	0%																	
Испытание конкурсного образца	А/М/Д	08.07.2024	22.07.2024	14	0%																	

8. Ссылки

[1] Балакин, В. Л., Давыдов, И.Е. Расчет летных характеристик дозвукового

самолета

[2] <http://www.hoppenbrouwer-home.nl/ikarus/software/propsselector.zip>

[3] <https://skootsone.yolasite.com/propeller-efficiency.php>

[4]https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_438064/e2f1955dfabfc08cdf013b5593180667146bdba8/

[5] Raymer, D., Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 6th ed., 2018