

Всероссийский конкурс исследовательских и проектных работ
школьников «Высший пилотаж»

Беспилотник для автономного поиска людей

Проект

Направление «Физика»

Автор: Куликов Юрий Алексеевич,
учащийся 11 класса,
ГАОУ МО «ЛНИП», Королёв

2025 г.

СОДЕРЖАНИЕ

1. ВВЕДЕНИЕ	2
1.1. Актуальность работы.....	2
1.2. Цель работы.....	4
1.3. Техническое задание.....	5
2. ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ.....	6
3. СОДЕРЖАТЕЛЬНАЯ ЧАСТЬ: ЭТАП ПОДГОТОВКИ КОНЦЕПТА БВС	7
3.1. Эскиз	7
3.2. Полётное задание	8
3.3. Описание БВС:	8
3.4. Аэродинамическая компоновка:.....	8
3.5. Силовая установка:	9
3.6. БО:	9
3.7. Программное обеспечение для БО:.....	10
3.8. Система Computer Vision	10
3.9. Производство:.....	10
4. СОДЕРЖАТЕЛЬНАЯ ЧАСТЬ: ЭТАП ПОДГОТОВКИ ПРОЕКТА БВС.....	10
4.1. Изменения относительно концепта БВС	10
4.2. Аэродинамика	11
4.3. БО	22
4.4. Чертёж/3D-модель аэродинамического облика БВС	27
5. СОДЕРЖАТЕЛЬНАЯ ЧАСТЬ: ЭТАП ПРОИЗВОДСТВА БВС	28
5.1. Изменения в технических решениях относительно этапа проекта.....	28
5.2. Теоретическое обоснование выбранных решений	28
5.3. БО и САУ	44
5.4. Описание изготовления БВС:	49
5.5. Детализированная смета расходов на производство БВС	54
5.6. Чертёж/3D-модель БВС с КСС	55
6. МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ	57
7. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ.....	57
8. ЗАКЛЮЧЕНИЕ	57
9. ПРИЛОЖЕНИЯ	58
10. Библиографический список	59

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1.Актуальность работы

Проект посвящён технологии беспилотных авиационных систем в соответствии с Федеральным проектом «Перспективные технологии для беспилотных авиационных систем» на период 2024 - 2030 гг. и Указом Президента Российской Федерации от 28 февраля 2024 г. № 145 «О Стратегии научно-технологического развития Российской Федерации».

Проект направлен на создание системы, встраиваемой в коммерчески доступный беспилотный летательный аппарат и позволяющей искать объекты на

аэрофотоснимках, в том числе при поиске пропавших людей в условиях отсутствия радио, сотовой и спутниковой связи.

По данным поисково-спасательного отряда «ЛизаАлерт» в России ежегодно теряется около 180 тысяч человек, из которых 20 тысяч не находятся никогда. В 2023 году Фонд НТИ, МФТИ и «ЛизаАлерт» совместно организовали и провели технологический конкурс «Экстренный поиск», результатом которого стало создание программного комплекса, способного находить пропавших людей на местности при помощи нейросетевых решений. Беспилотное воздушное судно пролетает над зоной поиска и выполняет съемку, затем возвращается на базу, где снимки анализируются на стационарном компьютере. Нейросеть ищет пропавшего человека на фото, после чего поисковый отряд выезжает к месту находки.

Поиск станет намного быстрее, если беспилотник сможет обрабатывать изображения прямо на борту и сообщать на базу координаты найденного человека. Однако на сегодняшний день обработка изображений выполняется главным образом на наземных компьютерах с процессорами на архитектуре x86. Реализация нейросетевой обработки изображений на борту БВС (беспилотного воздушного судна) – актуальная технологическая задача.

Существующие решения БВС приведены в таблице 1.1.

Название БВС	Тип/стоимость
Matrice 300 RTK	Мультиротор (1,2-1,5 млн руб.)
Геоскан 201 Видео	Самолет (2,6 млн руб.)
Геоскан Gemini	Мультиротор (1,4 млн руб.)

Таблица 1.1 Существующие решения БВС

1.2.Цель работы

Целью проектной работы является исследование с расчётом основных характеристик и проектирование беспилотной авиационной системы, предназначенной для поиска пропавших людей.

Задачи, решаемые в ходе выполнения проектной работы:

- Произвести обликовое проектирование БВС
- Определить стартовую массу БВС
- Определить требуемые параметры ВМГ, произвести её подбор из существующих на рынке
- Определить требуемые параметры блока АКБ, произвести их подбор из существующих на рынке
- Определить основные геометрических размеров БВС, основных аэродинамических и динамических характеристик БВС, включая расчет положения центра тяжести, аэродинамического фокуса и запаса устойчивости
- Разработка методологии расчёта основных аэродинамических характеристик БВС, позволяющей производить инженерный расчёт.
- Определение уточнённых аэродинамических характеристик БВС, за счёт использования программного обеспечения позволяющего произвести виртуальную обдувку цифрового двойника БВС.
- Проведение эскизного и детализированного моделирования БВС в САД системах.

- Разработка программно-вычислительного комплекса, позволяющего производить детекцию людей на местности с БВС.
- Исследование прочностных нагрузок БВС в критических состояниях.

1.3. Техническое задание

Основные входные условия для разрабатываемого БВС представлены ниже в таблице 1.3.

Полезная нагрузка включает в себя аппаратуру для поиска потерявшихся людей в лесах или полях.

№ варианта	Тип БВС	Минимальная общая продолжительность полёта, мин	Σп.н., не менее, кг	Размещение ПН на борту БВС	Количество двигателей, шт	$H_{кр}^{min}$, м	$H_{кр}^{max}$, м	Условия старта	Условия посадки	Материалы в конструкции БВС
23.	С	100	2	в носу	2	50	1000	В	Б	ПМ+ПП+К

Таблица. 1.3. Техническое задание на проектирование БВС

С – самолётный тип БВС

МР – мультироторный тип БВС

Σп.н. – общая масса полезной нагрузки

$H_{кр}^{min}$ и $H_{кр}^{max}$ – минимальная и максимальная высота крейсерского полёта

А – полевой аэродром / дорога с твёрдым покрытием

Б – неподготовленная луговая площадка с высокой травой

В – поляна средних размеров в лесной зоне

Г – предусмотреть возможность взлёта / посадки с водной поверхности

Д – возможна посадка только на парашюте

Over – размещение п.н., кроме аппаратуры для аэрофотосъёмки, только над корпусом мультиротора

Under – размещение п.н., кроме аппаратуры для аэрофотосъёмки, только под корпусом мультиротора

Uni – разместить как над корпусом, так и под корпусом

Inside – обязательно разместить часть п.н. внутри корпуса БВС

Необходимость сочетания только этих типов материалов в тех или иных конструктивах одного БВС (кроме бортового оборудования, двигателей, АКБ, метизов, соединителей/переходников и уплотнителей):

ПМ – «массивные» полимеры (литьё, штамповка, 3D-печать и т.д.)

ПП – пленочные рулонные полимеры, в том числе армированные

К – гибкие и твёрдые композиты (карбон, стеклотекстолит и т.д.)

М – авиационные металлы и сплавы

2. ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ

В данной проектной работе используются следующие сокращения и обозначения:

Беспилотная авиационная система (БАС) – комплекс, включающий одно или несколько беспилотных воздушных судов, оборудованных системами навигации и связи, средствами обмена данными и полезной нагрузкой, а также наземные технические средства передачи-получения данных, используемые для управления полетом и обмена данными о параметрах полета, служебной информацией и информацией о полезной нагрузке такого или таких воздушных судов (ВС), и канал связи со службой управления воздушным движением.

Беспилотное воздушное судно (БВС) - воздушное судно, управляемое в полете пилотом, находящимся вне борта такого воздушного судна, или выполняющее автономный полет по предварительно заданному маршруту.

АП – автопилот

АКБ – аккумуляторная батарея
БВС – беспилотное воздушное судно
ВМГ – винтомоторная группа
ИК – инфракрасный
ЛА – летательный аппарат
МР – мультиротор
ПАК – программно-аппаратный комплекс
ПН – полезная нагрузка
ПО – программное обеспечение
РУ – радиоуправление
РЛ – радиолиния
ПКМ – полимерные композитные материалы
САПР – система автоматизированного проектирования
САС – система аварийного спасения

3. СОДЕРЖАТЕЛЬНАЯ ЧАСТЬ: ЭТАП ПОДГОТОВКИ КОНЦЕПТА БВС

3.1. Эскиз

БВС с указанием основных габаритных размеров (размах крыла, длина и др. характерные размеры) и планируемое положение центра масс на Рис. 3.1.

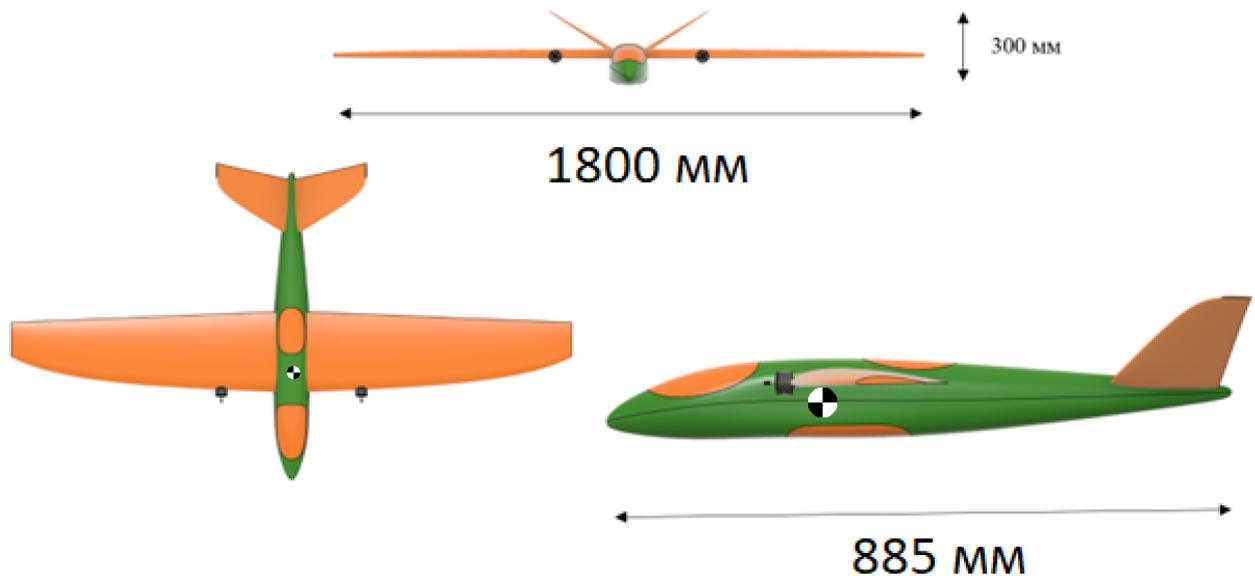


Рис. 3.1. Эскизы БВС в 3х проекциях

3.2. Полётное задание

Маршрут протяжённостью 100 км по маркерам – опорным координатам, заводимым перед вылетом с длительностью 100 минут.

3.3. Описание БВС:

Основные размеры: Д885*Ш1800*В300 выбраны в том числе, чтобы оптимально поместился в транспортировочный ящик.

Вес пустого БВС 1800-2200 г

Взлетная масса 3000-4000 г

3.4. Аэродинамическая компоновка:

- широкий фюзеляж позволяет удобно размесить внутри аппаратуру;
- большое удлинение крыла позволяет добиться большей эффективности полета;
- V-образный хвост уменьшает количество поверхностей, присоединяемых к фюзеляжу, снижает сопротивление и уменьшает количество подвижных поверхностей (по сравнению с классическим хвостом);
- размах 1600мм.

3.5.Силовая установка:

- 2 тянущих мотора 2807 1200KV для большей тяговооруженности (взлет, max масса). Размещены на передней кромке крыла для удобного монтажа и снижения риска повреждения при посадке.
- Вращение двигателей внутрь по направлению к фюзеляжу, для увеличения крутящего момента при дифференциальном рыскании
- 1 пара пропеллеров 7x4.2x3 CW + CCW.
- 4000mah 4S Lipo.

3.6.БО:

- полётный контроллер SpeedyBee F405 WING с датчиками (барометр, акселерометр, гироскоп, GPS/Глонасс) выбран, так как бюджетный по цене, совместим с ArduPilot, поддержка двух моторов;
- радиоканал управления на частоте 900 МГц (высокая дальность действия);
- 2 регулятора оборотов моторов;
- бортовой компьютер ПЭВМ (Orange Pi), так как недорогой и оценочно должно хватить производительности;
- парашютная система;
- 6 сервоприводов (2 для элеронов, 2 для рулей высоты, 1 для сброса груза, 1 для активация парашютной системы);
- система сопряжения САУ и РУ (ручного управления);
- видеосистема с 2-мя камерами – (1 камера для FPV пилотирования, 1 камера для поиска людей на земле);
- JetsonNano.

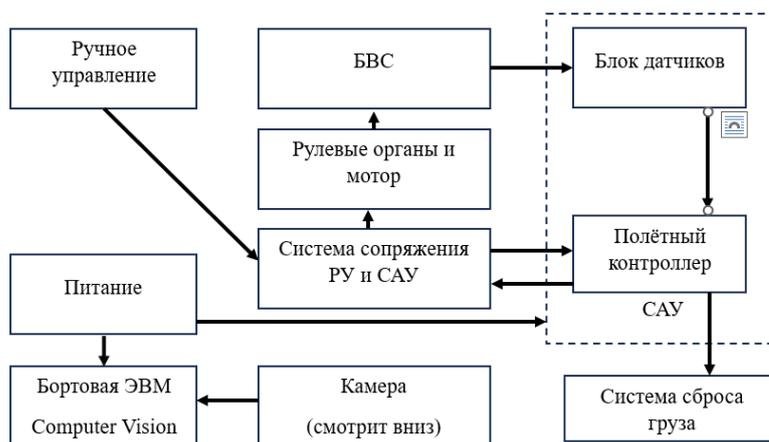


Рис. 3.6 Блок- схема связи БО

3.7. Программное обеспечение для БО:

- ArduPilot – имеет высокий потенциал для автоматизации полёта и совместим с Orange Pi

3.8. Система Computer Vision

В ходе работы планируется апробировать несколько подходов и выбрать наиболее удачный:

- написание программного обеспечения для работы комплекта NVIDIA Jetson Nano;
- написание программного обеспечения для работы Orange Pi с моделью YOLO;
- написание программного обеспечения для работы Orange Pi с библиотекой TensorFlow Lite и акселератором вычислений Coral USB Edge TPU Accelerator.

3.9. Производство:

- широкое использование аддитивных технологий (3D печать), в том числе уникальной технологии тонкостенной печати легких деталей;
- использование разъемных соединений (на закладных гайках) для ускорения сборки и ремонта БВС.

4. СОДЕРЖАТЕЛЬНАЯ ЧАСТЬ: ЭТАП ПОДГОТОВКИ ПРОЕКТА БВС

4.1. Изменения относительно концепта БВС

После инженерных расчётов, уточняющих аэродинамические параметры БВС, внесены небольшие изменения габаритных размеров.

4.2. Аэродинамика

Теоретическое обоснование выбранных решений:

Основные аэродинамические параметры разрабатываемого БВС были рассчитаны исходя из требований к БВС по заданию. Ограничение по времени выполнения полетного задания в 100 мин и протяженности маршрута в 100 км позволили определить целевую крейсерскую скорость БВС в 60 км/ч. Ограничение на полётный вес в 4 кг задали входные параметры для расчета площади крыла. Условие на взлет с рук определили требования на повышенную тягу СУ и выбор двухмоторной компоновки, на требования к минимизации скорости сваливания.

Ниже приведены значения основных рассчитанных параметров и формулы их расчета.

Расчёт аэродинамических параметров произведён с использованием инженерных методов оценок с приведением числовых значений и формул расчёта согласно научно-техническим методическим пособиям и DATCOM. Источники формул и основных подходов указаны в разделе «Используемая литературы». Подробный алгоритм обоснования и расчета параметров БВС приведен в Приложении 3.

4.2.1. Выбор геометрических характеристик БВС

Выполнен расчёт геометрических характеристик с использованием формул расчёта из [1]:

$$S_{\text{крыла}} = \frac{2 G_0}{C_{Y \text{ отр}} * \rho * V_{\text{отр}}^2} = \frac{2 * 4}{0,8 * 1,4 * 0,125 * 10,48^2} = 0,52 \text{ м}^2, \quad (4.2.1.1)$$

G_0 – вес самолёта (4 кгс), коэффициент подъемной силы $C_{Y \text{ отр}} = 0,8 * C_{Y \text{ max}}$, (4.2.1.2)

Коэффициент при $C_{Y \text{ max}}$, равный 0,8, вводится с учетом того, что, во-первых, подъемная сила горизонтального оперения самолета, выполненного по нормальной схеме, направлена вниз и вычитается из подъемной силы крыла; во-вторых, необходим некоторый запас по углу атаки крыла для предотвращения срыва потока

при случайном увеличении угла атаки вследствие вертикальных порывов или ошибок пилота.

$$C_{Y \max} = 1.4, (4.2.1.3)$$

так как выбран профиль Clark Y имеющий ровную нижнюю кромку, что удобно для изготовления из крыла из пенопласта (прототип).

$$V_{\text{отр}} = 1,1 * V_{\text{свал}} = 1,1 * \frac{V_{\text{крейсер}}}{1,75} = 1,1 * \frac{60*1000}{1,75*3600} = 10,48 \text{ м/с}, (4.2.1.4).$$

Проверяем можем ли мы достичь данной скорости из условия что БВС запускается с рук и решения задачи «С какой максимальной скоростью человек может бросить камень или мячик своей рукой?». Для решения задачи используем информацию о рекордной скорости бейсбольного мяча на подаче, равный $v \approx 45 \text{ м/сек}^1$. Масса бейсбольного мяча известна и приближенно равна $m = 0,145 \text{ кг}$. Соответствующую кинетическую энергию (E), затраченную на бросок мяча рукой, оценим из

$$\text{формулы } E = \sqrt{\frac{m*v^2}{2}} \approx \sqrt{\frac{(\delta*M + m)*V^2}{2}}, (4.2.1.5).$$

Где M — масса человека, а $\delta*M = 0,005*M$ — масса кисти руки. Подставив в формулу массу взрослого человека, $M \approx 70 \text{ кг}$, получим, что энергия броска равнялась $E \approx 500 \text{ Дж}$. Зафиксировав это значение как максимальное значение, решим теперь задачу в обратном направлении — найдём приближённую формулу для максимальной скорости (v) произвольного предмета с массой m, брошенного человеком с массой M, при фиксированной максимальной энергии $E = 500 \text{ Дж}$ и с учётом что вес БВС равен 4

$$\text{кг. } V_{\text{броска}} = \sqrt{\frac{1000}{(0,005M + m)}} = \sqrt{\frac{1000}{(0,005*70 + 4)}} = 17,3 \text{ м/с}, (4.2.1.6).$$

То есть $V_{\text{отр}} = 10,48 \text{ м/с}$ достижима.

$\rho = 0,125 \text{ кгс с}^2/\text{м}^4$ - массовая плотность воздуха.

$\lambda = 6,5$ – удлинение крыла выбрано из рекомендуемого диапазона удлинений для свободнонесущих крыльев: от 5 до 7 согласно источнику [1]. С учётом того, что

¹ Самый высокий результат скорости, с которой летел мяч на подаче в бейсболе, — 162,3 км/ч. Рекорд установлен Линном Ноланом Районом на стадионе Анагейм (Калифорния, США) 20 августа 1974 г.

большее удлинение повышает аэродинамическое качество, но увеличивает массу крыла.

$$\text{Размах крыла } l = \sqrt{\lambda * S_{\text{крыла}}} = \sqrt{6,5 * 0,39} = 1,84 \text{ м, (4.2.1.7)}$$

Положение горизонтального оперения определяется через плечо горизонтального оперения (расстояние от точки 25% хорды крыла до 25% хорды горизонтального оперения), которое должно составлять 2-3 хорды крыла согласно источнику [1].

$$\text{Хорда крыла } b_{\text{САХ}} = \frac{S_{\text{крыла}}}{l_{\text{крыла}}} = \frac{0,52}{1,84} = 0,28 \text{ м, (4.2.1.8)}$$

Рекомендуется размах элеронов принимать не менее 50% размаха крыла, относительную хорду элеронов - 20 - 25% хорды крыла согласно источнику [1] и для повышения их эффективности разнести как можно дальше от продольной оси БВС, в нашем случае элероны начинаются с отступом 0,1 м от конца крыла.

$$\text{Размах элеронов } l_{\text{эл}} = 52\% * l_{\text{крыла}} = 0,52 * 1,85 = 0,962 \text{ м, (4.2.1.9)}$$

$$\text{Хорда элерона } b_{\text{эл}} = 22\% * b_{\text{САХ}} = 0,22 * 0,28 = 0,062 \text{ м, (4.2.1.10)}$$

$$\text{Эффективность элеронов } m_x = \frac{a_{\text{эл}} * (l_{\text{эл}}/2)^2}{2 * l_{\text{крыла}}^3} = \frac{(l_{\text{крыла}} - l_{\text{эл}}/2 - 0,1) * (l_{\text{эл}}/2)^2}{2 * l_{\text{крыла}}^3} = 0,025$$

(4.2.1.11), где $a_{\text{эл}}$ – расстояние между центрами «тяжести» эффективных площадей элеронов.

Получившееся значение эффективности элеронов m_x является оптимальным для маневровых БВС, согласно источнику [1].

Положение горизонтального и вертикального оперения определяется через рекомендованное отношение согласно источнику [1]

$$L_{\text{ГО}} \approx L_{\text{ВО}} \approx (2,5 \dots 3,0) * b_{\text{САХ}} = 2,5 * 0,28 = 0,7 \text{ м, (4.2.1.12)}$$

Площадь горизонтального оперения находится через эффективность горизонтального оперения, которая определяется величиной коэффициента статического момента площади горизонтального оперения, величина которого должна составлять 0,45 - 0,5 согласно источнику [1].

$$S_{\text{ГО}} = \frac{A_{\text{ГО}} * b_{\text{САХ}} * S_{\text{крыла}}}{L_{\text{ГО}}} = \frac{0,45 * 0,28 * 0,52}{0,70} = 0,07 \text{ м}^2, \text{ (4.2.1.13)}$$

Площадь руля высоты должна составлять 30 - 50% площади горизонтального оперения согласно источнику [1]

$$S_{p_{\text{В}}} = 40\% * S_{\text{ГО}} = 0,4 * 0,07 = 0,028 \text{ м}^2, (4.2.1.14)$$

Площадь вертикального оперения находится через эффективность вертикального оперения, которая определяется величиной коэффициента статического момента площади вертикального оперения, величина которого должна составлять 0,04 - 0,055 согласно источнику [1].

$$S_{\text{ВО}} = \frac{A_{\text{ВО}} * b_{\text{САХ}} * S_{\text{крыла}}}{L_{\text{ВО}}} = \frac{0,04 * 0,28 * 0,52}{0,70} = 0,0065 \text{ м}^2, (4.2.1.15)$$

Площадь руля направления должна составлять 40 - 55% площади вертикального оперения согласно источнику [1]

$$S_{p_{\text{Н}}} = 40\% * S_{\text{ВО}} = 0,4 * 0,0065 = 0,0026 \text{ м}^2, (4.2.1.16)$$

Эти площади оперения в случае классического, т.к. у БВС оперение «ласточкин хвост», то

Находим параметры для нашего хвоста:

$$\phi_{\text{У оперения}} = 180 - 2 \operatorname{atan} \left(\tan \frac{S_{\text{ВО}}}{S_{\text{ГО}/2}} \right) * \frac{180}{\pi} = 151,3^\circ, (4.2.1.17)$$

$$S_{\text{У оперения}} = 2 * b_{\text{САХ ГО}} \sqrt{\left(\frac{l_{\text{ГО}}}{2}\right)^2 + l_{\text{ВО}}^2} = 0,083 \text{ м}^2, (4.2.1.18)$$

пошаговый расчёт представлен в Приложении 3 (Шаги 6-9 листа «Шаги расчета ч1»).

4.2.2. Оценка тензора инерции БВС и положения центра масс

Выполнен расчёт тензора инерции с использованием формул расчёта из Datcom[7] и С.Г. Баженова [8];

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & 0 \\ -I_{xy} & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,063 & 0 & 0 \\ 0 & 0,072 & 0 \\ 0 & 0 & 0,016 \end{bmatrix}, \text{ где } I_{xx} = \sum_{i=0}^n (m_i * r_i^2 + I_{ox_i}),$$

(4.2.2.1)

и перекрёстный момент инерции $I_{xy} = 0$.

Согласно источнику Datcom [стр. 2826 раздела 8.1, 7] взяты основные узлы, которые входили в расчёт инерции: крыло, фюзеляж, моторы, АКБ. Подробности расчёта изложены в Приложении 3 (шаг 108 листа «Шаги расчета ч2»).

При расчете положения центра масс необходимо стремиться согласно источнику [2], чтобы

$$\Delta x_M = \frac{\sum_{i=0}^n m_i * x_i}{\sum_{i=0}^n m_i} = 0, \quad (4.2.2.2)$$

где m_i — масса отдельной части БВС (агрегата, двигателя и т. д.); x_i - расстояние по продольной оси от центра масс до проекции центра рассматриваемой массы на продольную ось. Причем, если эта масса находится впереди точки x_m , то расстояние x_i берется со знаком «минус», а если позади, то со знаком «плюс». Расположение центра масс в первом приближении согласно рекомендациям источников [стр.62, 1] [стр.27, 2] принята точка, расположенная в плоскости симметрии БВС на 25% САХ, крыла $x_m = 25\% * b_{САХ} = 0,25 * 0,28 = 0,07$ м относительно носка САХ. Далее, составив центровочную ведомость частей самолёта, после нескольких повторений, соблюдение равенства в формуле (4.2.2.2), учитывая основные массовые характеристики узлов/компонентов БВС и координат расположения их локальных центров масс. Для финальной доводки использовали смещение наиболее тяжёлого элемента – батареи АКБ. Подробности расчёта изложены в Приложении 3 (Шаг 120 листа «Шаги расчета ч2»).

4.2.3. Оценка потребной тяги для крейсерского режима и набора высоты

Выполнен расчёт потребной тяги для крейсерского режима с использованием формул расчёта из источника [стр.78, 1] на основе использования уравнений движения для установившегося горизонтального полета.

$$Y_{\text{подъемная сила}} - G_{\text{вес самолета}} = 0 \quad (\text{условие постоянства высоты } H = \text{const}); \quad (4.2.3.1)$$

$$P_{\text{сила тяги двигателя}} - X_{\text{лобовое сопротивление}} = 0 \quad (\text{условие постоянства скорости } V = \text{const}). \quad (4.2.3.2)$$

$$Y = G = C_y \frac{\rho * V_{\text{крейсер}}^2}{2} S_{\text{крыла}}, \quad (2.3.3)$$

$$C_y = \frac{2G}{\rho * S_{крыла} * V_{крейсер}^2} = \frac{2*4}{0,125*0,52 * 16,6666^2} = 0,45, (4.2.3.4)$$

$$Re_{крейс} = \frac{b_{САХ} * V_{крейсер}}{\nu} = \frac{0,28 * 16,6666}{1,5111E-5} = 200,405, (4.2.3.5)$$

Где $\nu = 1.5111 * 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$ - кинематическая вязкость воздуха при 20 градусов
Потребной тягой для горизонтального полета называется тяга, необходимая для установившегося горизонтального полета, т. е. для уравновешивания лобового сопротивления самолета ($P_{\pi}=X$).

$$P_{потр} = \frac{G}{K} = \frac{G}{\frac{C_y}{C_x}} = \frac{4}{14} = 0,286 \text{ кгс}, (4.2.3.6)$$

Где аэродинамическое качество крыла $K = 14$ находим из профиля CLARK Y, для малых чисел Рейнольдса при угле $\alpha=0$ и $C_y = 0,45$, смотрите Рис. 4.2.3.1[3].

$$P_{потр min} = \frac{G}{K_{max}} = \frac{4}{36} = 0,111 \text{ кгс}, (4.2.3.7)$$

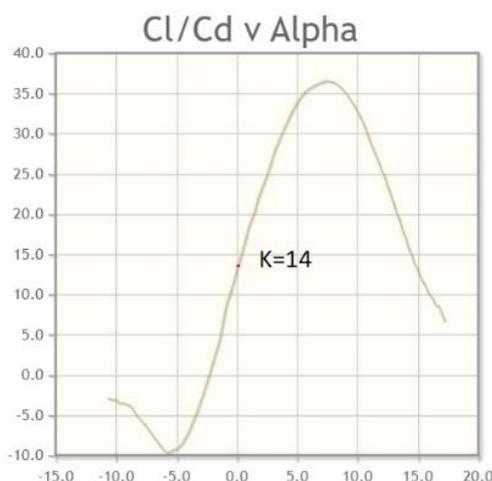


Рис. 4.2.3.1 Аэродинамическое качество профиля CLARK Y от угла α

Выполнен расчёт потребной тяги для набора высоты с использованием формул расчёта из источника [стр.82, 1]; В соответствии с общими техническими требованиями (ОТТ) 1988 года для сверхлёгких самолётов (СЛС) любительской постройки и нормам лётной годности (НЛГ) п 23.65 АП-23 [4] самолёт должен иметь установившуюся скороподъёмность не менее 1,5 м/с и установившийся угол набора высоты не менее 1/12, то есть 7^0 .

формула (4.2.3.1) и (4.2.3.2) преобразуются в.

$Y = G * \cos \theta$ – условие прямолинейности движения, (4.2.3.8)

$P = Q = G * \sin \theta$ – условие равномерности, (4.2.3.9)

$P_{\text{потр подъема}} = P_{\text{потр гориз полёта}} + G * \sin \theta = 0,286 + 4 * \sin 7^{\circ} = 0,5796$ кгс, (4.2.3.10)

где, $\theta = 7^{\circ}$

Дополнительно найдем тягу на угле $\theta = 45^{\circ}$

$P_{\text{потр подъема}} = P_{\text{потр гориз полёта}} + G * \sin \theta = 0,286 + 4 * \sin 45^{\circ} = 2,3353$ кгс, (4.2.3.11)

4.2.4. Аргументация выбора способа размещения СУ, количества двигателей, для винта – шага и количества лопастей, а также оценка КПД на крейсерском режиме полёта.

Для БВС выбраны 2 тянущих мотора 2807 1300kv для большей тяговооруженности (для облегчения взлёта с рук, переноса целевой нагрузки). СУ размещены на передней кромке крыла для того, чтобы лопасти при вращении не задевали фюзеляж и создавался большой поток для увеличения обдува управляющих поверхностей. Использование двух моторов вместо одного позволяет уменьшить диаметр винта, что снижает вероятность повреждения винта при посадке. Вращение двигателей выбрано внутрь по направлению к фюзеляжу, для увеличения крутящего момента при дифференциальном рыскании. Винты выбраны двухлопастными GemFan Flash 7042 (7 inch, CW + CCW) из списка, рекомендуемого производителем мотора, так как согласно данным производителя значимой разницы на средних и низких оборотах нет для параметра располагаемой мощности СУ. Трёх лопастной винт на 0,45 кг более выгоден для высоких оборотов по выдаваемой мощности тяги в 2,64 кг, но учитывая запас по мощности, БВС достаточен двух лопастной винт, который даёт тягу в 2,19 кг. Дополнительным фактором для выбора двухлопастного винта, в отличие от 3-х лопастного, стала имеющаяся возможность остановки-торможения винтов в горизонтальном положении для исключения поломки винта при посадке. Шаг выбранного винта равен 3,6", из рекомендованных производителем.

Согласно источникам [стр.184 (92), 9] и [10]: отношение полезной мощности винта к эффективной мощности двигателя

$$\mu_{\text{КПД}} = \frac{N_{\text{винта}}}{N_e} = \frac{P \cdot V}{N_e} = \frac{\alpha \cdot \rho \cdot n_s^2 \cdot D_{\text{винта}}^4 \cdot V}{\beta \cdot \rho \cdot n_s^3 \cdot D_{\text{винта}}^5} = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} = \frac{\alpha}{\beta} * \lambda = \frac{\frac{P}{\rho \cdot n_s^2 \cdot D_{\text{винта}}^4}}{\frac{75 \cdot N}{\rho \cdot n_s^3 \cdot D_{\text{винта}}^5}} * \frac{V}{n_s \cdot D_{\text{винта}}} =$$

$$\frac{2,19}{1,22 \cdot 333,3^2 \cdot 0,178^4} * \frac{16,7}{333,3 \cdot 0,178} = 36,4\% \text{ (4.2.4.1),}$$

$$V_{\text{крейс}} = 60 \text{ км/ч} = 16,7 \text{ м/с,}$$

$$\text{частота } n_s = 20800/60 \text{ об/сек,}$$

$$D_{\text{винта}} = 0,178 \text{ м.}$$

α – безразмерный коэффициент тяги,

β – коэффициент мощности.

4.2.5. Оценка тяги СУ в зависимости от частоты вращения и скорости горизонтального полёта;

Согласно источникам [стр.184 (92), 9], [10] и формуле (4.2.4.1) находим тягу СУ в зависимости от частоты вращения, скорости:

$$P = \frac{\mu_{\text{КПД}} \cdot N_e}{V} = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} * \frac{N_e}{V} = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} * \frac{N_e}{V} = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} * \frac{P_{\text{идеал винта}}(V) \cdot V}{V} = \mu_{\text{КПД}} * P_{\text{идеал винта}}(V) = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} * P_{\text{идеал винта}}(V), \text{ (4.2.5.1)}$$

	V = 40 км/ч	V _{крейсер} = 60 км/ч	V _{max} = 100 км/ч
P _{винта} при частоте 20000 об/мин, кг	0,844	1,17	1,54
P _{винта} при частоте 10000 об/мин, кг	1,69	2,34	3,08

Таблица 4.2.5.1 Тяга одной из 2-х СУ от частоты вращения и скорости.

4.2.6. Оценка скорости сваливания при различной массе БВС

Выполнен расчёт скорости сваливания при различной массе БВС с использованием формул расчёта источника [стр.78, 2] - V_{свал} увеличивается при росте массы БВС;

$$V_{\text{свал}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_0}{\rho \cdot S_{\text{кр}} \cdot C_{y \text{ max}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_0}{0.125 \cdot 0.58 \cdot 1.4}}, \quad (4.2.6.1) \text{ значения в Таблице 4.2.6.1.}$$

G_0 – вес БВС,

$\rho = 0,125 \text{ кгс с}^2/\text{м}^4$ - массовая плотность воздуха

$S_{\text{крыла}} = 0,58 \text{ м}^2$, из формулы (4.2.1.1)

$C_{y \text{ max}} = 1.4$ из формулы (4.2.1.3), так как выбран профиль Clark Y

m_0	3 кг	3,5 кг	4 кг	4,5 кг
$V_{\text{свал}}$, км/ч	28,2	31,5	34,5	37,3

Таблица 4.2.6.1. Скорость сваливания при различной массе БВС

4.2.7. Эксплуатационный диапазон чисел Рейнольдса

Выполнен расчёт эксплуатационного диапазона чисел Рейнольдса с использованием формул расчёта источника [\[стр.64, 2\]](#):

$$Re = \frac{V_{\text{полёта}} \cdot b_{\text{САХ}}}{\nu}, \quad (2.7.1) \text{ значения в Таблице 4.2.7.1.}$$

где $V_{\text{полёта}}$ – скорость полёта, м/с;

$b_{\text{САХ}} = 0,28 \text{ м}$ - хорда крыла см формулу (4.2.1.2)

$\nu = 15,06 \cdot 10^6 \text{ м}^2/\text{с}$ – кинематическая вязкость воздуха при 20 °С, 101,325 кПа.

	$V_{\text{свал}} = 36 \text{ км/ч}$	$V_{\text{крейсер}} = 60 \text{ км/ч}$	$V_{\text{max}} = 100 \text{ км/ч}$
Re	1,21E+05	2,02E+05	3,37E+05

Таблица 4.2.7.1. Эксплуатационный диапазон чисел Рейнольдса

4.2.8. Прочность

При расчёте прочностных характеристик использовались инженерные методы оценки с коэффициентом запаса 1,5 при расчёте с помощью МКЭ.

4.2.9. Оценка взлётной массы и разрушающей перегрузки

Согласно источнику [стр 12 (11), 1] масса была определена методом последовательных приближений, исходя из массы отдельных частей, исходя из ограничений ТЗ на максимальную массу БВС в 4 кг и выбором полётного задания по транспортировке целевой нагрузки в 2 кг (вес JetsonNano). Относительные доли частей взяты из справочных таблиц.

$m_0 = m_{\text{крыла}} + m_{\text{фюз}} + m_{\text{упр}} + m_{\text{СУ}} + m_{\text{полезная нагрузка}} = 0,17m_0 + 0,15m_0 + 0,04m_0 + 0,11 \text{ кг} + 2 \text{ кг} = 4 \text{ кг}$, (4.3.1.1) пошаговый расчёт представлен в Приложении 3 (Шаги 2-4 листа «Шаги расчета ч1»).

Согласно источнику [стр. 7, 5], величину

$$n_y = \frac{Y}{G} = \pm \frac{V^2}{gr} + \cos \theta, \quad (4.3.1.2)$$

называют нормальной перегрузкой. Знак «-» соответствует манёвру «вход в пикирование», знак «+» - манёвру «выход из пикирования». Максимальное значение нормальной перегрузки для нашего БВС определяется с помощью норм прочности самолётов и называется максимальной эксплуатационной перегрузкой $n_{max}^э$.

Максимальная величина вертикальной перегрузки в полёте можно определить по формуле согласно источнику [стр. 117 (115), 1]

$$n_{y \max} = \frac{C_{y \max} * \rho * V_{\max}^2}{2} * \frac{S_{\text{крыла}}}{G_0} = \frac{1,4 * 0,125 * V_{\max}^2}{2} * \frac{0,52}{4} = 11,2 \quad (4.3.1.3)$$

Коэффициент запаса (безопасности), показывает во сколько раз разрушающая (расчётная) нагрузка больше максимальной эксплуатационной:

$$f = \frac{n^p}{n_{max}^э} = 1,5 \text{ по МКЭ}, \quad (4.3.1.4)$$

то есть $Y_{\text{разруш}} = G * n_{max}^э * f = 4 * 4 * 1,5 = 18 \text{ кгс}$, (4.3.1.5)

где $n_{\text{разр}} = n_{max}^э * f = 4 * 1,5 = 6$, (4.3.1.5)

4.2.10. Расчёт эксплуатационной перегрузки и определение нагрузок на БВС: манёвренных, посадочных и в неспокойном воздухе по НЛГ

Согласно источнику [стр 12 (11), 5], для задачи проекта допустимую эксплуатационную перегрузку можно задать в диапазоне $-2 \leq n_{max}^3 \leq 4$. БВС попадает в категорию «ограничено маневровые самолёты».

В горизонтальной плоскости при выполнении маневра «правильный вираж» величина перегрузки составляет согласно источнику [5]

$$n_{y \text{ вир}} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{V_{\text{ГП}}^2}, \quad (4.3.2.1)$$

Нагрузки при воздействии сильных одиночных порывов воздуха (однократная болтанка) составляет согласно источнику [5]

$$\text{При горизонтальных порывах } n_y = \left(1 + \frac{W}{V_{\text{ГП}}}\right)^2, \quad (4.3.2.2)$$

$$\text{При вертикальных порывах } n_y = 1 \pm \frac{C_{y \text{ max}} * \rho * V_{\text{ГП}} * W}{2} * \frac{S_{\text{крыла}}}{G_0}, \quad (4.3.2.3)$$

Согласно источнику [6], были построены по НЛГ БВС диаграммы нагрузок от скорости при манёвре, посадке и при болтанке (симметричные вертикальные порывы воздуха интенсивности $W=7,62$ м/с на скорости $V_{\text{пикирования}} = 113$ км/ч и $W=15,24$ м/с на скорости $V_{\text{крейсерская}} = 80$ км/ч). См. рис. 4.3.2.1. Подробности расчёта изложены в Приложении 3 (Шаг 121 листа «Шаги расчета ч2»).

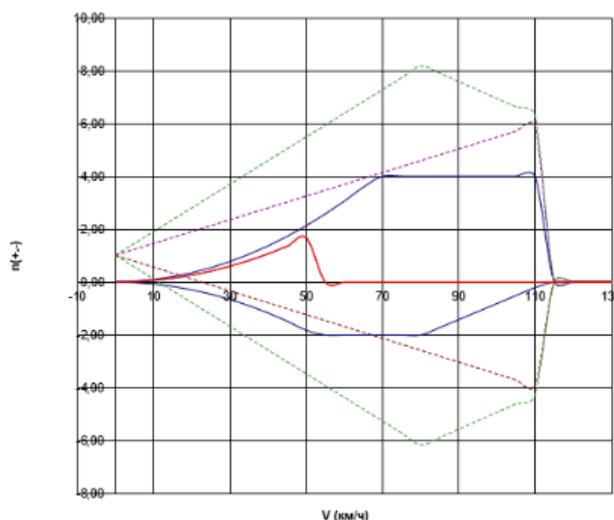


Рис. 4.3.2.1 V-n диаграммы (огибающая полёта). Эксплуатационные нагрузки от скорости.

4.3.БО

4.3.1. Список оборудования и блок-схема логической связи:

- полётный контроллер SpeedyBee F405 WING с датчиками (барометр, акселерометр);
- радиоканал управления на частоте 900 МГц — TBS Crossfire (обосновано высокой дальностью действия);
- 2 регулятора оборотов моторов;
- 2 мотора 2807 EMAX ECO II;
- 6 сервоприводов (2 для элеронов, 2 для рулей высоты, 1 для сброса груза, 1 для активация парашютной системы);
- бортовой компьютер Orange pi (достаточно мощности и доступен по цене);
- видеосистема с 2-мя камерами – (1 камера для frv пилотирования – DJI O3, 1 камера для поиска целей на земле);
- GPS/Глонасс модуль Beintain 880;
- парашютная система;
- JetsonNano.

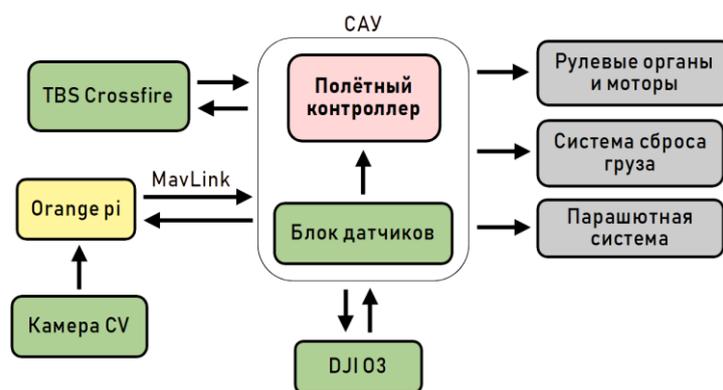


Рис. 4.3.1 Блок-схема логической связи БО

4.3.2. Описание рабочих диапазонов и погрешностей датчиков

Датчики были выбраны исходя из параметра доступности по цене, их массовости, совместимости для эксплуатации в летний период времени. Список необходимых датчиков был выбран для возможности автоматизации полёта - Таблица 4.3.2.

Акселерометр ICM-42688P IMU	рабочий диапазон по температуре: -40...+85 °С; точность измерения: 2,048 LSB/g; рабочий диапазон измерений: ± 16G
Гироскоп ICM-42688P IMU	рабочий диапазон по температуре: -40...+85 °С; точность измерения: 16.4 LSB/(°/s); рабочий диапазон измерений: ± 2000 °/s.
Барометр SPL006	рабочий диапазон по температуре: -40...+85 °С; точность измерения: ± 0,5 м.
GPS модуль Weintain 880	рабочий диапазон по температуре: -40...+85 °С; точность измерения по позиционированию: ± 2 м; точность измерения по скорости: ± 0,1 м/с; точность измерения по времени: 1 us

Таблица 4.3.2 Описание рабочих диапазонов и погрешностей датчиков

4.3.3. Описание частоты опроса датчиков и их отказоустойчивости

- Частота предоставления данных от 27 Гц до 6.4 кГц для гироскопа ICM-42688P IMU.
- Частота предоставления данных от 0,78 Гц до 1,6 кГц для акселерометра ICM-42688P IMU.
- Частота предоставления данных от 35 Гц до 0,3 кГц для барометра SPL006.
- Частота сигналов управления 40 Гц для регулятора частоты управления двигателем. ESC Protocol DSHOT300/600 скорость цифрового протокола 25 микросекунд для управления двигателем.
- Частота предоставления данных от 1 Гц до 10 Гц для GPS Weintain 880.

Общую частоту работы алгоритма автопилота и опроса датчиков определили как 300 Гц. Исходя из необходимости определения положения БВС каждые 10 см пути полета. Учитывая, что максимальная скорость составляет 100 км/ч, то есть 27,8 м/с, получаем что 10 см БВС пролетает за 3,6 мс - то есть необходима частота опроса 278 раз в секунду.

В случае отсутствия ответа от датчика сообщаем о его ошибке. Если повторно не работает, то выходим из автоматического полета и пишем это на FPV очки пилоту, для возможного перехода на ручное управление.

4.3.4. Расчёт электропотребления бортового оборудования и расчёт времени автономного полёта без подзарядки

Сделали список всех основных электрокомпонентов БВС (детализация в Приложении 3, Шаг 114, лист «Шаги расчета ч2») с параметрами заявленными производителями максимальной мощностью энерго потребления. Из списка следует, что основным энерго потребителем являются двигатели БВС, их максимальная суммарная потребляемая мощность 2,6 кВт. Суммарная мощность остальных устройств составляет 31 Вт, чем можно пренебречь в расчётах. Поэтому далее расчёт ведётся по энергопотреблению СУ.

Расчёт ёмкости АКБ выполнен согласно формулам расчёта источника [\[стр.64, 2\]](#):

$$Q_{\text{АКБ}} = \frac{P_{\text{нагр}} * t}{U_{\text{акб}} * k_{\text{ёмкости акб}}} = \frac{P_{\text{нагр}} * 100 \text{ мин} / 60 \text{ мин}}{14,8 * 0,7}, \quad (4.3.4.1)$$

где, $Q_{\text{АКБ}}$ – рассчитываемая емкость АКБ (А*ч);

$P_{\text{нагр}}$ – нагрузочная мощность (Вт);

$t = 100 \text{ мин} = 100/60 \text{ час}$ – временной промежуток резервирования выбран исходя и времени длительности полётного задания 100 мин без подзарядки;

$U_{\text{акб}} = 14.8 \text{ В}$ – напряжение батареи у выбранного 4S LiPo;

$k_{\text{ёмкости акб}}$ – коэффициент использования ёмкости АКБ, допустимая ёмкость использования батареи 70% (полный разряд аккумулятора не допустим и учитываем 5% разряда на предполётную подготовку БВС).

Коэффициент тяговооружённости для спокойного полёта составляет 0,2-0,3, то есть для БВС с массой 3 кг требуется 0,6-1 кг тяги. Эффективность выбранных моторов с пропеллером равна 5 грамм/Вт, следовательно $P_{\text{нагр}}$ требуется 120-200 Вт, то есть по формуле (4.4.1) требуемая ёмкость АКБ составляет от 19,3 до 32,2 Ah (ампер/час).

4.3.5. Описание датчиков.

Датчик	Что произойдёт в случае его отказа	Что делать в случае отказа	Как уменьшить вероятность отказа	Степень критичности
Гироскоп/ Акселерометр	Перестанет определяться угол тангажа, рысканья, крена	Повторный опрос датчика в течении 3 секунд. Переход на ручное управление	Использовать качественные датчики; Использовать в заявленных производителем условиях. В автопилоте предусмотреть возможность отказа датчика	Высокая степень критичности
Барометр	Перестанет определяться высота	Использовать GPS для определения высоты	Защитить от попадания пыли в сенсор; Использовать в заявленных производителем условиях. В автопилоте предусмотреть возможность отказа датчика.	Низкая степень критичности
GPS модуль	Перестанут определяться координаты самолёта, скорость, высота, курс, время	Определять высоту по барометру; Повторный опрос датчика в течении 3 секунд. Переводить в	В автопилоте предусмотреть возможность отказа датчика и использовать данные с гироскопа/акселерометра.	Средняя степень критичности

		режим ручного управления		
--	--	-----------------------------	--	--

Таблица. 4.3.5.1. Описание датчиков

4.4. Чертёж/3D-модель аэродинамического облика БВС

4.4.1. Чертёж

Чертёж по ГОСТ составлен на основе 3D модели БВС разработанной в Fusion 360, далее трансформирован для открытия в ПО Компас 3Д, где использованы инструменты формирования чертежа по ГОСТ. Чертёж представлен на Рис. 4.4.1.1 и в приложении 1 (Прил_1_Чертёж БВС.pdf).

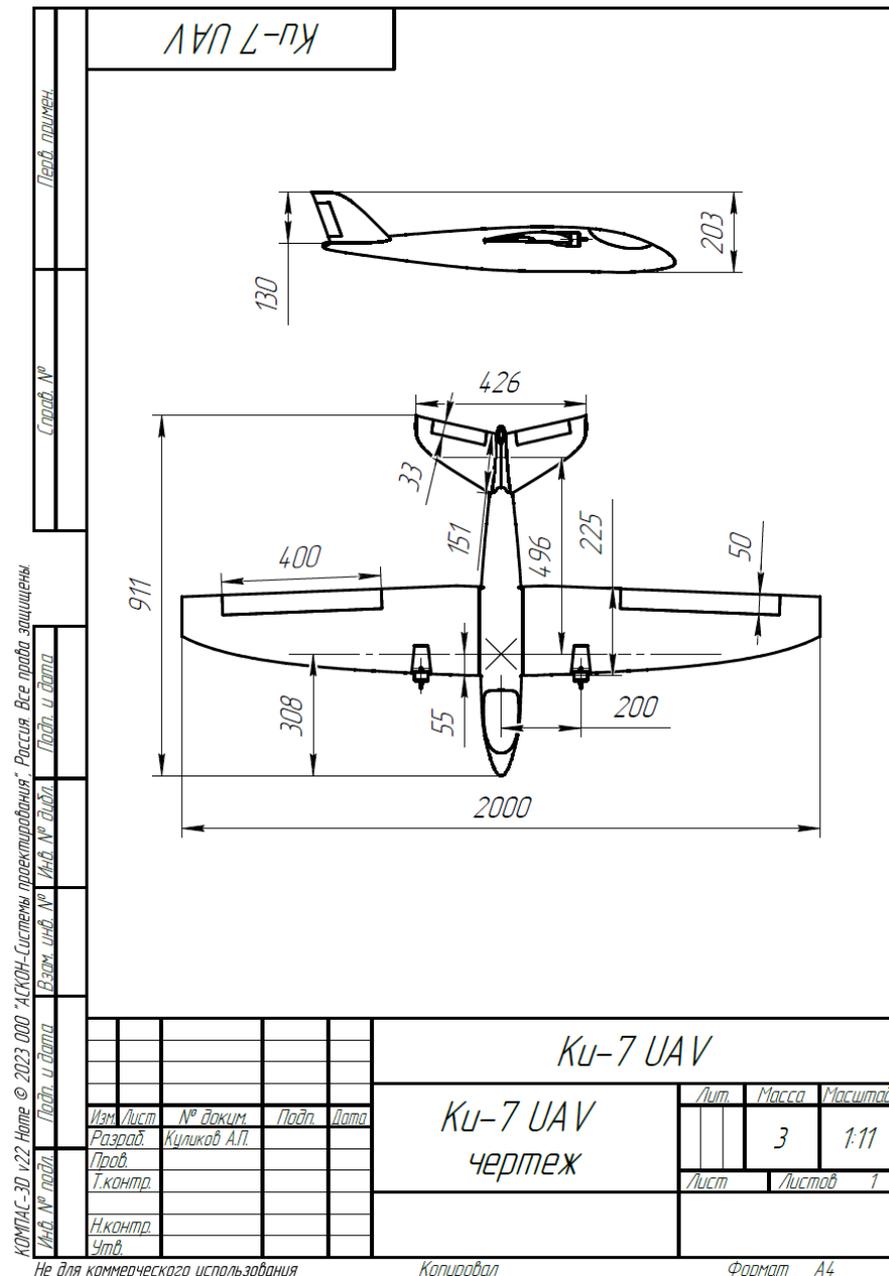


Рис. 4.4.1.1 Чертёж БВС

4.4.2. Геометрическая 3D-модель

Геометрическая модель представлена на Рис. 4.4.2.1 и в Приложении 2 в формате step (Прил_2_3D_модель_БВС.step).

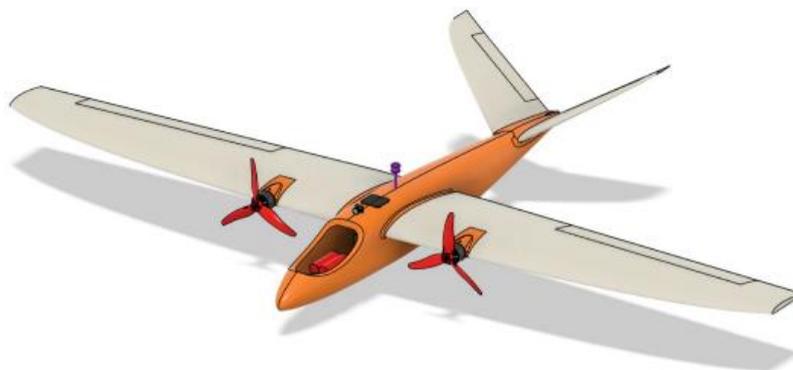


Рис. 4.4.2.1 3D-модель БВС

5. СОДЕРЖАТЕЛЬНАЯ ЧАСТЬ: ЭТАП ПРОИЗВОДСТВА БВС

5.1.Изменения в технических решениях относительно этапа проекта

После инженерных расчётов и обдува в XFLR5, уточняющих аэродинамические параметры БВС, внесены небольшие изменения габаритных размеров: увеличен размах с 1850мм до 2000мм, на 30мм увеличена концевая хорда стабилизатора. Не было изменений в аэродинамической схеме БВС, количестве двигателей, их положении, расчётной мощности и ёмкости аккумуляторов.

5.2.Теоретическое обоснование выбранных решений

5.2.1. Аэродинамика

Аэродинамические расчёты статических и динамических характеристик были проведены в программе XFLR5, которая позволяет произвести виртуальный обдув БВС. В данное ПО была загружена 3d модель БВС, и были рассчитаны характеристики при различных видах профилей, углов атаки, полной массы и расположении центра масс. Графики и числовые значения, с анализом полученных значений приведены в пунктах ниже. Были апробированы 4 метода расчёта аэродинамических характеристик. Теория несущей линии (LLT – метод) для расчётов аэродинамических характеристик крыла. Методы вихревой решётки

VLM-1 и VLM-2 для расчёта характеристик БВС (Π-образные и круговые вихри, распределённые по средней поверхности крыла). Метод 3D панелей (3D panels) моделирует обтекание тела суммой источников и стоков, распределённых по верхней и нижней поверхностям крыла. Файл проекта XFRLR5 приложен к отчёту (Приложение 6).

5.2.1.1. Коэффициенты аэродинамических сил и моментов в зависимости от аэродинамических углов; аэродинамическое качество в зависимости от скорости полёта и угла атаки; m_z в зависимости от положения центра масс ЛА

Коэффициент продольной аэродинамической силы C_x (C_D – Drag по ISO) = $\frac{2X}{\rho * S_{крыла} * V^2}$, (3.2.1.1) Согласно графику сила минимальна в диапазоне $-1^0 \leq \alpha \leq 3^0$, что позволяет установить α в диапазоно от 0^0 до 3^0 . График демонстрирует резкий рост силы сопротивления при $\alpha \geq 10^0$, то есть резкий рост затрат на движение БВС и потерю энергетической эффективности.

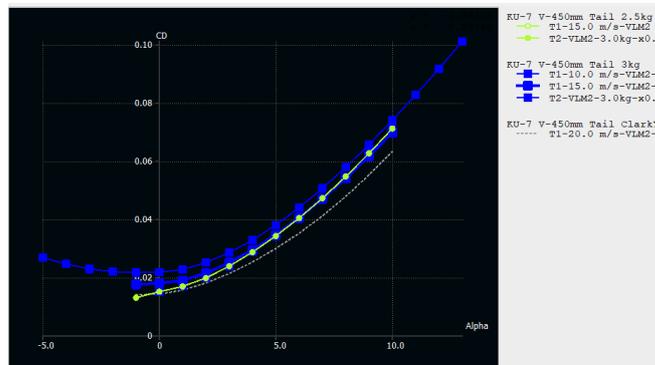


Рисунок 5.2.1.1.1 C_x (C_D) от угла атаки, от скорости, от профиля.

Коэффициент подъёмной силы согласно инженерному расчёту C_y (C_L – Lift по ISO) = $\frac{2Y}{\rho * S_{крыла} * V^2} = \frac{2G}{\rho * S_{крыла} * V_{крейсер}^2} = \frac{2 * 3}{0,125 * 0,39 * 16,6666^2} =$

0,45, (3.2.1.2) совпал с моделированным расчётным значением в XFRLR5 при $V_{крейсер} = 16,6 \frac{м}{с}$ и $\alpha = 0^0$ (Рис. 5.2.1.1.2.). Согласно графику находим

$\alpha_{критический} \approx$

$9,5^0$ после которого происходит падение подъёмной силы, то есть $\alpha_{допустимый} \leq$

9,5°. Графики показывают что профиль Clark Y более устойчив к срыву потока на критических углах атаки по сравнению с профилем NACA4311. При этом у NACA4311 больше коэффициент подъемной силы $C_y=0.451$ при нулевом угле атаки, чем у Clark Y $C_y=0.376$. Эта особенность сохраняется до угла атаки в 9,5 градусов.

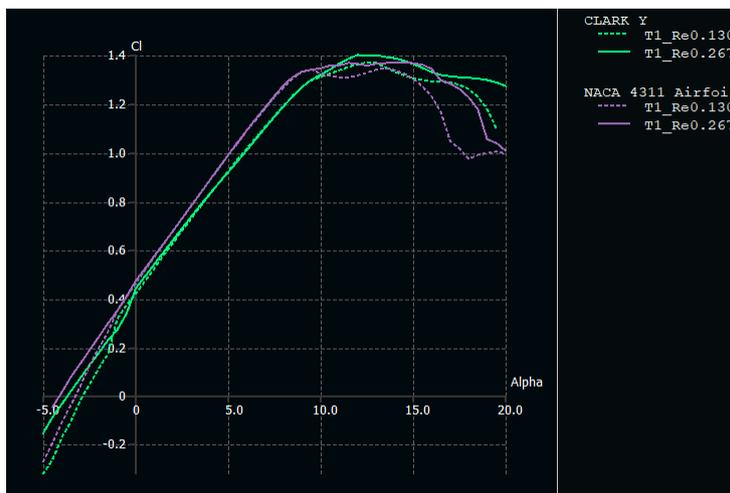


Рисунок 5.2.1.1.2 C_y (C_L)– коэффициент подъемной силы от угла атаки, от профиля (NACA4311, Clark-Y) и скорости.

Коэффициент боковой силы C_z (C_y по ISO) = $\frac{2Z}{\rho * S_{\text{крыла}} * V^2}$, (5.2.1.3) В расчётах были рассмотрены случаи полёта БВС без скольжения ($\beta = 0$). В этом случае $C_z=0$ согласно источнику [12].

Коэффициент момента тангажа $m_z(C_m \text{ pitch по ISO}) = \frac{2M_z}{\rho * S_{\text{крыла}} * b_{\text{САХ}} V^2} =$
 $\frac{2M_z}{0.125 * 0.305 * 0.25 V^2}$, (5.2.1.4)

Согласно графику наклон отрицательный и БВС устойчив по тангажу, более подробно об устойчивости в п.2.1.6.

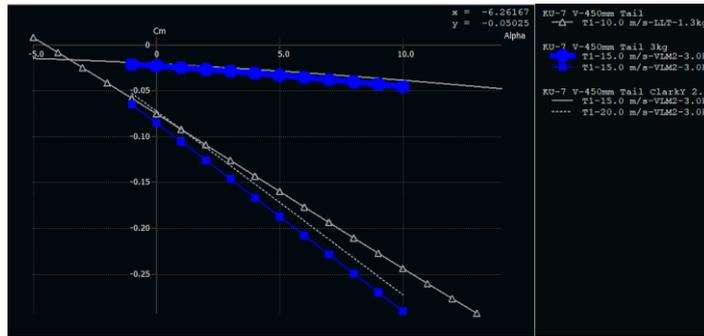


Рисунок 5.2.1.3 Коэффициент момента тангажа m_z (C_m) от угла атаки, от скорости, от профиля.

$$\begin{aligned}
 \text{Коэффициент момента крена } m_x(C_l \text{ Roll}) &= \frac{2M_x}{\rho * S_{\text{крыла}} * l * V^2} = \\
 &= \frac{2M_x}{0.125 * 0.505 * 1.85 * 0.25 * V^2}, \quad (5.2.1.5)
 \end{aligned}$$

Согласно графику m_x принимает значения близкие к нулю, то есть БВС нейтрален по крену при изменении α .



Рис. 5.2.1.4 Коэффициент момента крена m_x (C_l) от α , от скорости, от профиля.

$$\text{Коэффициент момента рысканья } m_y(C_n \text{ Yaw}) = \frac{2M_y}{\rho * S_{\text{в.о.}} * l_{\text{в.о.}} * V^2}, \quad (3.2.1.6)$$

Согласно графику, БВС устойчив по рысканью для профиля [NACA4311](#) в диапазоне $-10^0 \leq \delta \leq 10^0$. Летные испытания подтвердили устойчивость по рысканью.

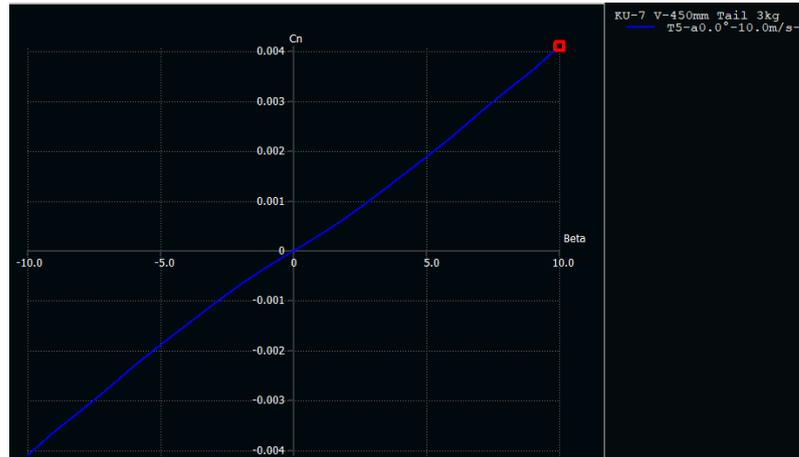


Рисунок 5.2.1.5 Коэффициент момента рысканья $m_y(C_n)$ от угла скольжения.

Динамические производные аэродинамических моментов имеют отрицательный знак в зависимости от угловых скоростей, то есть БВС устойчив в путевом канале и канале тангажа. В канале крена БВС устойчив за счёт верхнего расположения крыла – при возникновении крена, проекция силы тяжести по оси Z в связанной системе координат возвращает БВС в первоначальное положение.

БВС показывает хорошее аэродинамическое качество в зависимости от угла атаки и скорости (см. Рис.5.2.1.6): в диапазоне $3^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$, и в диапазоне $10 \leq V \leq 14$ м/с.

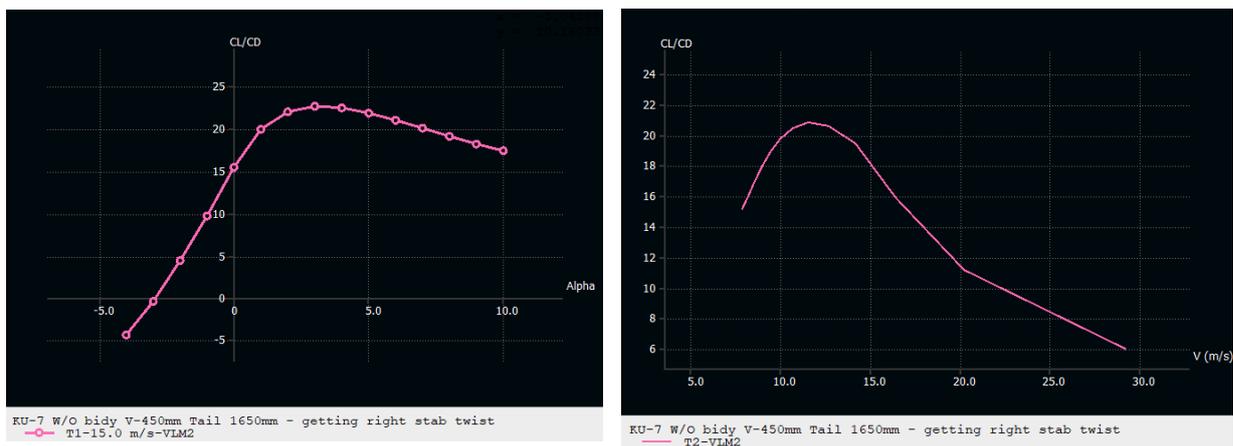


Рисунок 5.2.1.6 Аэродинамическое качество от угла атаки и скорости полёта.

График коэфф-та момента тангажа $m_z (C_m)$ в зависимости от разных центровок представлен на Рис.5.2.1.7

На графике видно, что если центр масс находится перед фокусом, то производная момента тангажа $\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T) < 0$, (3.2.1.4), то есть отрицательная и БВС

обладает продольной статической устойчивостью. По графику было определено значение $\bar{x}_F = 0.105\text{м}$. $\bar{x}_T = 0,25$ $b_{CAx} = 0,25 * 0,25 = 0,0625$ м.

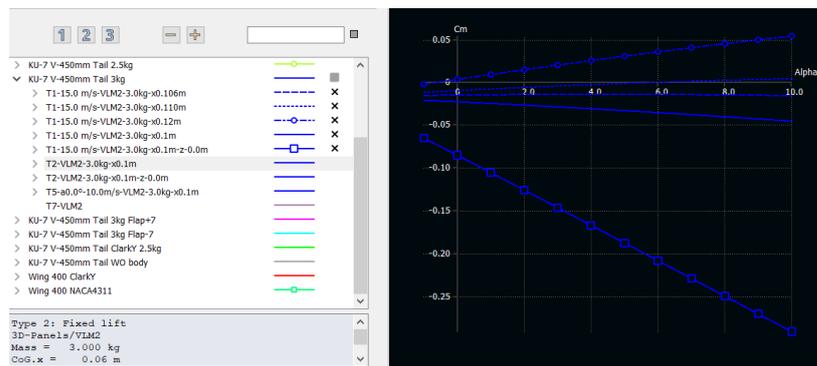


Рисунок 5.2.1.7 $m_z(C_m)$ в зависимости от разных центровок и угла атаки.

5.2.1.2. Оценка моментов от рулевых поверхностей

Проанализирована зависимость коэф-та момента тангажа $m_z(C_m)$ от угла атаки при различных отклонениях руля высоты (стабилизатора V-Tail (Elevator)). При отклонении вверх происходит уменьшение подъемной силы на V-Tail, что вызывает положительный момент и приращение m_z . Согласно источнику [стр. 50, С.Г. Баженов 8] выполнен критерий статической устойчивости по тангажу - отрицательный наклон кривой $C_m(\text{Alpha})$. Также БВС обладает свойством: коэффициент подъемной силы при нулевом моменте больше нуля — для полетов на положительных углах атаки.

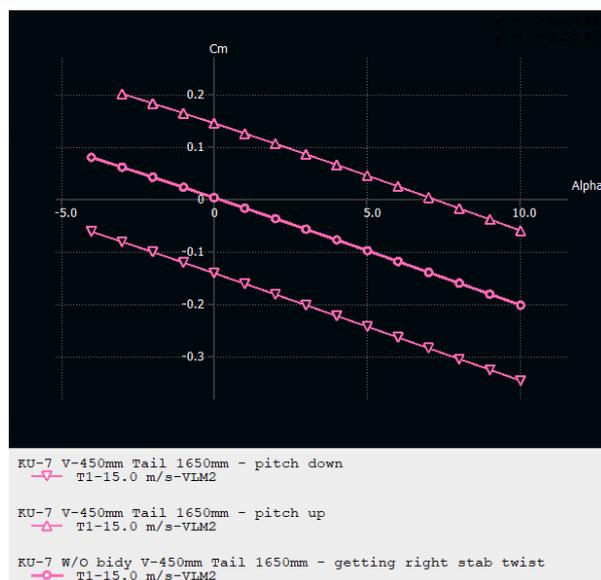


Рисунок 5.2.1.2 Коэф-т момента m_z в зависимости от угла атаки и рулевых поверхностей.

График Коэф-т момента рысканья m_y (C_n) в зависимости от угла скольжения, при 3-х положениях рулевых поверхностей представлен на Рис. 5.2.1.2.2. БВС статически устойчив в путевом отношении, так как на графике кривая $m_y = f(\beta)$ имеет положительный угол наклона согласно источнику [стр. 223, С.Г. Баженов 8]. В отличие от представленной на графике системе координат в ISO, в советских учебниках аэродинамики положительный момент рыскания имеет противоположное направление, потому что нормальная ось направлена вверх (при нормальном положении самолёта)². Согласно графику на рис. 5.2.1.2.2 у БВС хорошая степень устойчивости движения рысканья или путевой устойчивости, характеризуемая наклоном кривой на графике.

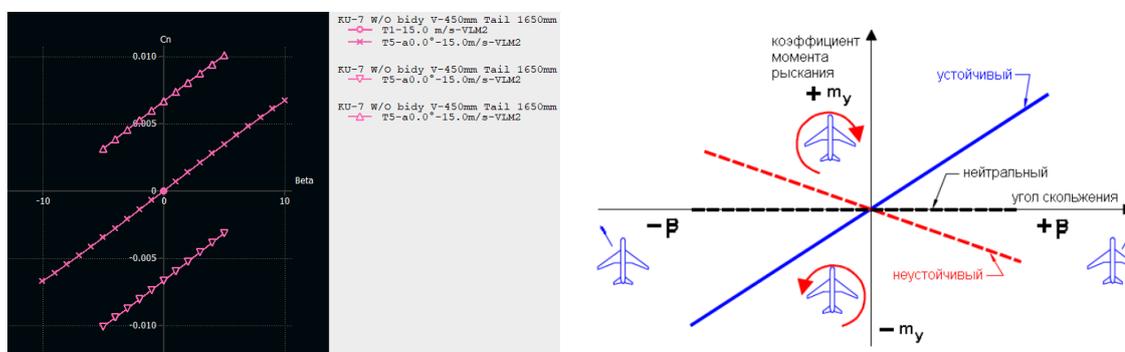


Рисунок 5.2.1.2.2 Коэф-т момента m_y в зависимости от угла скольжения, при 3-х положениях рулевых поверхностей.

5.2.1.3. Обоснование выбора аэродинамических профилей

При выборе профиля крыла мы исходили из следующих критериев:

- ✓ простота изготовления – с возможностью первоначального апробирования на крыле, изготовленном из пенополистерола - нижняя кромка относительно плоская для вырезания на «пенорезке» по шаблонным нервюрам профиля;
- ✓ быстрота изготовления – для возможности быстрой замены при повреждениях при лётных испытаниях;
- ✓ использование недорогих материалов – пенополистерол или пластик PLA+;

² <https://studfile.net/preview/5374574/>

- ✓ большой коэффициент аэродинамического качества на малых скоростях (малых числах Рейнольдса) – для взлёта «с рук» и при крейсерской скорости 60 км/час;
- ✓ устойчивость к сваливанию при больших углах атаки на малых скоростях (взлёт);
- ✓ широкое использование профиля в малой авиации и практическом авиамоделлизме.

Из нескольких рассматриваемых, отвечающих вышеописанным критериям, был выбран профиль НАСА 4311 ($M=4.0\%$ $P=35.0\%$ $T=11.0\%$), обладающий большим коэффициентом подъемной силы при нулевом угле атаки, чем Clark-Y (см. Рисунок 5.2.1.1.2). Это позволяет добиться необходимой подъемной силы на крейсерской скорости полета 16.6 м/с (см. п. 5.2.1.1). Подробности в источнике [3].

При выборе профиля для оперения также опирались на массовость использования при простоте изготовления – в результате был выбран классический симметрический профиль НАСА0009.

5.2.1.4. Оценка влияния силовой установки на аэродинамические характеристики

Согласно источнику [\[6, стр. 39\]](#) в БВС реализована так называемая энергетическая система увеличения подъемной силы. Используемая у военно-транспортных самолетов короткого взлета и посадки (Ан-70, С-17, А-400 и др.), у которых струя двигателя обдувает крыло и отклоняется вниз с помощью механизации задней кромки крыла, за счет чего достигается значительное приращение подъемной силы. Воздушные винты, установленные на БВС, при работе испытывают влияние от расположенных вблизи него частей БВС, при этом уменьшается скорость воздушного потока в плоскости вращения винта, что увеличивает тягу воздушного винта. С другой стороны, воздушный винт отбрасывает за собой массу воздуха, скорость которого больше скорости полета, увеличивает тем самым лобовое сопротивление частей крыла, находящихся в струе за воздушным винтом. Увеличение сопротивления самолета превышает по своей

величине прирост тяги. В итоге - влияние обдувки самолета выражается общим понижением тяги двигательной установки. За счет того, что скорость отбрасываемого воздушного потока воздушным винтом больше скорости полета, при обтекании частей самолета создается дополнительный прирост подъемной силы. По результатам моделирования в XLFR5, см. Рис. 2.1.4.1 видно, что обдувка крыла увеличивает значения C_y и C_x , причем C_y увеличивается больше, чем C_x . Чем больше углы атаки крыла, тем больше прирост C_y . При $V=10$ м/с на взлетном режиме работы двигателя на угле атаки $\alpha=10^\circ$, прирост C_y составляет примерно 0,6. То есть происходит улучшение аэродинамических характеристик за счет обдувки от воздушного винта, в том числе характеристики - скорость отрыва (снижается скорость сваливания).

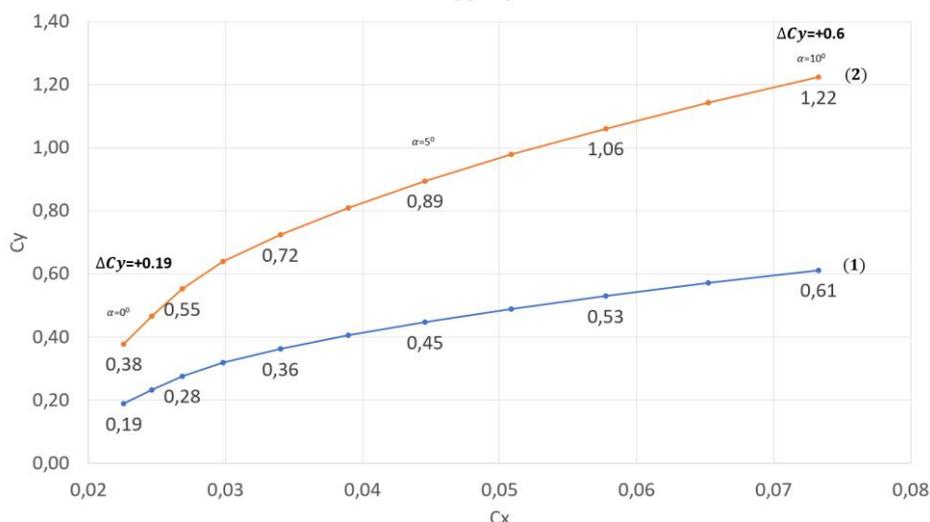


Рис. 5.2.1.4.1 Поляра с учётом обдува крыла винтами. (1) – без обдува, (2)-с обдувом

5.2.1.5. Балансировочная кривая (α от δ рулей высоты)

В XLFR5 проведено моделирование при трёх положениях руля высоты δ ($-7^\circ; 0; +7^\circ$). В результате была построена балансировочная кривая подъёмной силы C_y в зависимости от отклонения руля высоты δ – см. рис. 5.2.1.5.1. Анализ показывает, что БВС обладает продольной статической устойчивостью, так как производная α (пропорциональна C_y) по δ отрицательная.

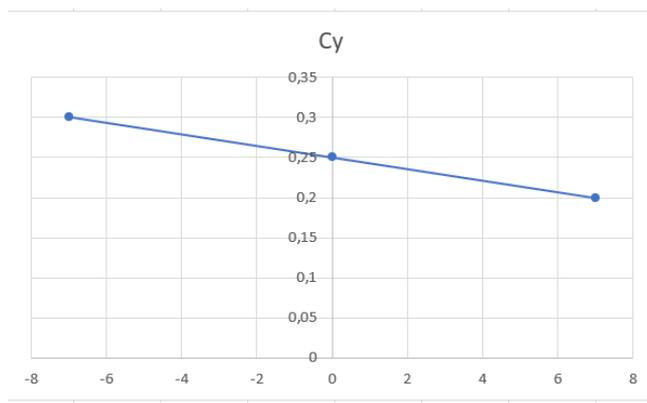


Рисунок 5.2.1.5.1 Балансировочная кривая C_y от отклонения руля высоты δ .

5.2.1.6. Запасы устойчивости по скорости и перегрузке в продольном канале

Произведён расчёт и анализ двух видов продольной устойчивости: устойчивость по углу атаки (по перегрузке) и устойчивость по скорости.

Устойчивость по перегрузке проявляется в начале возмущенного движения. Быстрое восстановление угла атаки и перегрузки обеспечивает быстроту управления самолетом. Согласно п 5.2.1.1 и графикам на Рис. 5.2.1.1.7 и Рис. 5.2.1.1.3 коэффициент момента тангажа m_z отрицательный и БВС обладает устойчивостью по перегрузке. Исходя из анализа графиков в XLFR5 был определён фокус самолёта $\bar{x}_F = 0,105$ м от носка крыла, что составляет 42% САХ. Центр тяжести БВС расположен перед фокусом. Учитывая рекомендацию по расположению предельной задней центровки в 3-4% САХ ($0,225 \cdot 4\% = 0,095$), точку предельной задней центровки определили $\bar{x}_{\text{пред.задн ЦТ}} = \bar{x}_F - 0,095 = 0,01$ м. $\bar{x}_T = 0,25 b_{САХ} = 0,25 \cdot 0,28 = 0,07$ м. То есть, согласно источнику [стр. 69, 6] запас центровки или запас устойчивости по перегрузке $m_z^{c_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F = 0,105 - 0,0625 = 0,04251$ м (разность между нейтральной и фактической центровками).

Продольной устойчивостью по скорости называется способность самолета восстанавливать скорость полета и угол наклона траектории исходного режима. Это происходит при $\frac{dy}{dv} > 0$, (5.2.1.6.1). Анализ графика на Рис. 5.2.1.6.1 показывает, что БВС устойчив по скорости до достижения скорости 21 м/с.

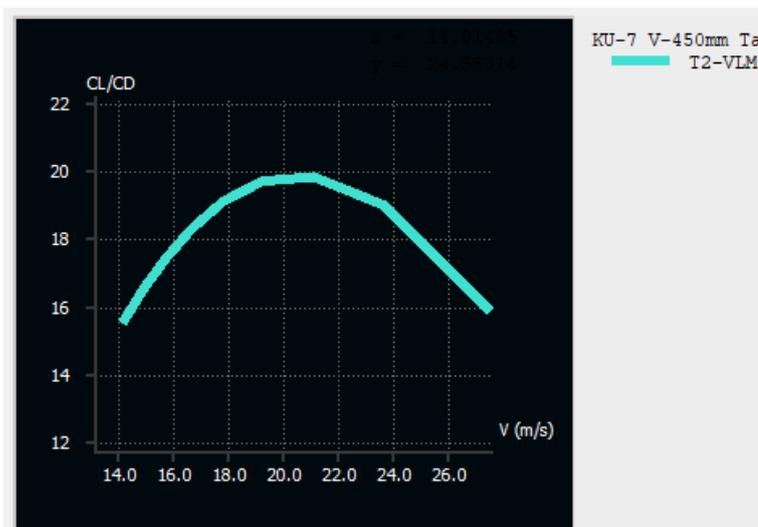


Рисунок 5.2.1.6.1 Аэродинамическое качество от скорости полёта.

5.2.1.7. Зависимость тяги СУ от скорости БВС

Согласно источникам [стр.184 (92), 9] и [10]: отношение полезной мощности винта к эффективной мощности двигателя

$$\mu_{КПД} = \frac{N_{\text{винта}}}{N_e} = \frac{P \cdot V}{N_e} = \frac{\alpha \cdot \rho \cdot n_s^2 \cdot D_{\text{винта}}^4 \cdot V}{\beta \cdot \rho \cdot n_s^3 \cdot D_{\text{винта}}^5} = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} = \frac{\alpha}{\beta} * \lambda = \frac{\frac{P}{75 \cdot N}}{\frac{\rho \cdot n_s^3 \cdot D_{\text{винта}}^5}{75 \cdot N}} * \frac{V}{n_s \cdot D_{\text{винта}}} =$$

$$\frac{\frac{2,19}{1,22 \cdot 333,3^2 \cdot 0,178^4}}{\frac{75 \cdot 1,34}{1,22 \cdot 333,3^3 \cdot 0,178^5}} * \frac{16,7}{333,3 \cdot 0,178} = 36,4\% \quad (5.2.1.7.1), \quad V_{\text{крейс}} = 60 \text{ км/ч} = 16,7 \text{ м/с}, \text{ частота}$$

$n_s = 20800/60$ об/сек, $D_{\text{винта}} = 0,178$ м. α – безразмерный коэффициент тяги, β – коэффициент мощности.

Согласно источникам [стр.184 (92), 9], [10] и формуле (5.2.1.7.2) находим тягу СУ в зависимости от частоты вращения, скорости - см Табл. 5.2.1.7.1:

$$P = \frac{\mu_{КПД \text{ двиг}} \cdot N_e}{V} = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} * \frac{N_e}{V} = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} * \frac{N_e}{V} = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} * \frac{P_{\text{идеал винта}}(V) \cdot V}{V} = \mu_{КПД} * P_{\text{идеал винта}}(V) = \frac{\alpha \cdot V}{\beta \cdot n_s \cdot D_{\text{винта}}} * P_{\text{идеал винта}}(V), \quad (5.2.1.7.1)$$

	$V = 40$ км/ч	$V_{\text{крейсер}} = 60$ км/ч	$V_{\text{max}} = 100$ км/ч
$P_{\text{винта}}$ при частоте 20000 об/мин, кг	0,844	1,17	1,54

$P_{\text{винта}}$ при частоте 10000 об/мин, кг	1,69	2,34	3,08
---	------	------	------

Таблица 5.2.1.7.1 Тяга одной из 2-х СУ от частоты вращения и скорости.

5.2.2. Прочность

Прочностные расчёты произведены в ПО ANSYS, где коэффициент запаса для всех расчётных случаев не менее 1,5.

5.2.2.1. Наиболее нагруженные расчётные случаи (АП-25)

Требования, предъявляемые к прочности и жесткости конструкций ЛА, изложены в Авиационных правилах (АП). Были использованы требования из «Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории». Соответствие требованиям прочности должно быть доказано при всех комбинациях скорости и перегрузки на и внутри огибающей условий полета при выполнении маневров и полете в беспокойном воздухе. Расчетные случаи нагружения: А, А', В, С, D и D' приведены в п. 5.2.2.4. на Рис. 5.2.2.4.1 V-n диаграммы (огибающая полёта). Наибольшее значение экспл-й перегрузки $f=1.5$ происходит в случае А и А', то есть при выполнении горки, при выходе из пикирования и планировании и др.

Согласно источнику [стр. 17, 5] расчётная (разрушающая) подъёмная сила равна $Y^P = Y^{\text{э}} * f = n_3 * m * g * f = 4 * 4 * 9,81 * 1,5 = 235,44 \text{ Н}$, (5.2.2.1.1)

Согласно источнику [стр. 55-56, 5] для случая А' уравновешивающая нагрузка на горизонтальное оперение $Y_{\text{ур. го}}^{\text{разруш}} = Y_{\text{ур. го}}^{\text{э}} * f = (Y_{\text{ур. го}}^{\text{э}} \pm Y_{\text{ман1. го}}^{\text{э}}) * f = (m_{z0} * q * S * \frac{b_a}{L_{го}} + m_z^{c_y} * \frac{n * G * b_a}{L_{го}} \pm k * n_{\text{max}}^{\text{э}} * \frac{G}{S} * S_{го}) * f = 120 \text{ Н}$, (5.2.2.1.2)

5.2.2.2. Характеристики конструктивных материалов и источники информации о характеристиках

Выбор материалов для построения БВС был ограничен технологий изготовления элементов (3д печать) и обработки (ручное или фрезерный станок). Для 3д печати был выбран PLA+ пластик так как среди остальных пластиков для 3д печати он имеет лучшие характеристики по упругости и по прочности. Для ручного изготовления деталей БВС был апробирован экструдированный

пенополистирол высокой плотности. Сравнение характеристик конструктивных материалов приведено в Таблице 5.2.2.2.1. Основными источниками информации была книга Materials Data Book, 2011 Edition, Cambridge University Engineering Department [11], сайт производителя PLA+ и справочник материалов из ПО Ansys (ANSYS Granta Materials Data for Simulation, значения в таблице 5.2.2.2.1 выделены жирным шрифтом). Анализ источников показал, что характеристики имеют диапазон значений, зависящий от модификации конкретного материала и производителя.

Для изотропных материалов справедливо следующее соотношение, связывающее их упругие свойства: $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$

№п/п	Материал	Модуль упругости 2 рода (shear modulus), G	Модуль Юнга (Young's Modulus) при изгибе, E	Коэффициент Пуассона (Poisson's Ratio, ν)	Предел текучести при сжатии, σ (yield stress, σ _y)	Прочность при растяжении, σ ⁺ (поперек слоев) (tensile strength, σ _{ts})
1	Пластик (ABS)	1.6GPa	1.628GPa	0.4089	18.5-51MPa (49.3MPa)	29.6MPa
2	Пластик PLA (polylactide)	2.4GPa	0.35-3.5GPa	0.36	50-94MPa (77.4MPa)	90-165MPa (34.8MPa)
3	Пластик PLA+ (polylactide)	2.3 GPa	2.68 ± 0.2GPa	0.38	55.3 MPa	35.7 ± 0.9 MPa
4	Экструдированный пенополистирол (Extruded polystyrene foam XPS)	250KPa	0.2-0.48GPa	1/3-1/4	0.8-12MPa	1.2-12.4MPa

Таблица 5.2.2.2.1 Характеристики конструктивных материалов

5.2.2.3. Эпюры напряжений, деформаций для крыла, фюзеляжа для соответствующего критического случая

3D модель БВС, разработанная в Fusion 360, была подана на модуль симуляции нагрузок Fusion. В модуле были заданы материалы, величина и место приложения сил. Модуль позволяет передать настройки в ПО Ansys, где и были рассчитаны эпюры напряжений и деформаций для крыла и для фюзеляжа в случае наибольшей эксплуатационной перегрузки f=1.5 для случаев А и А'. Расчётные файлы проектов ПО Ansys приложены к отчёту (Приложение 3 и Приложение 4).

В симуляции была приложена сила в 235 Н (см. формулу (5.2.2.1.1)) на нижнюю часть левой консоли крыла при зафиксированной корневой хорде - Рисунок 5.2.2.3.1. На рисунке видно, что участок с наибольшим напряжением в 4,6МПа находится в месте примыкания консоли к фюзеляжу и это место было соответственно усилено, за счет двух лонжеронов (10мм и 8мм карбоновые трубки). Наибольшая деформация со значением 0,028 возникает на конце консоли. Данное предельное значение было проверено на прототипе – при данной деформации разрушения крыла не произошло.

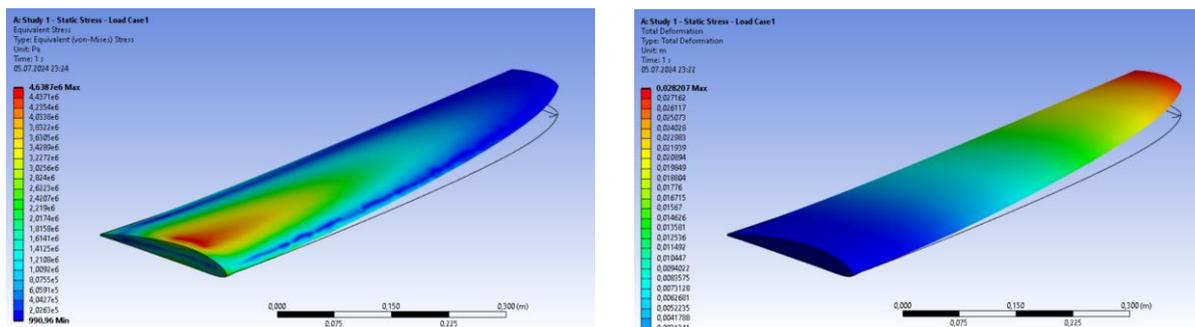


Рисунок 5.2.2.3.1 Эпюры напряжений и деформаций крыла.

Согласно источнику [стр. 73, 5] были рассмотрены основные случаи нагружения фюзеляжа: все места крепления основных агрегатов (крыло, оперение, моторы) и несколько дополнительных. Например, случай П_ф – аварийная посадка на «брюхо». Для него, согласно источнику, должна быть рассмотрена вертикальная нагрузка $P_y = 4G = 4 \cdot 4 \cdot 10 \text{ Н} = 160 \text{ Н}$, (5.2.2.3.1).

Для критичного случая были рассмотрены 2 примера с наибольшим влиянием на фюзеляж. В первом случае была рассмотрена нагрузка, передающаяся на фюзеляж с передней нижней стороны фюзеляжа при зафиксированном центроплане. В симуляции была приложена сила 160 Н (согласно расчёту по формуле 5.2.2.3.1) на нижнюю площадку фюзеляжа - Рисунок 5.2.2.3.2:

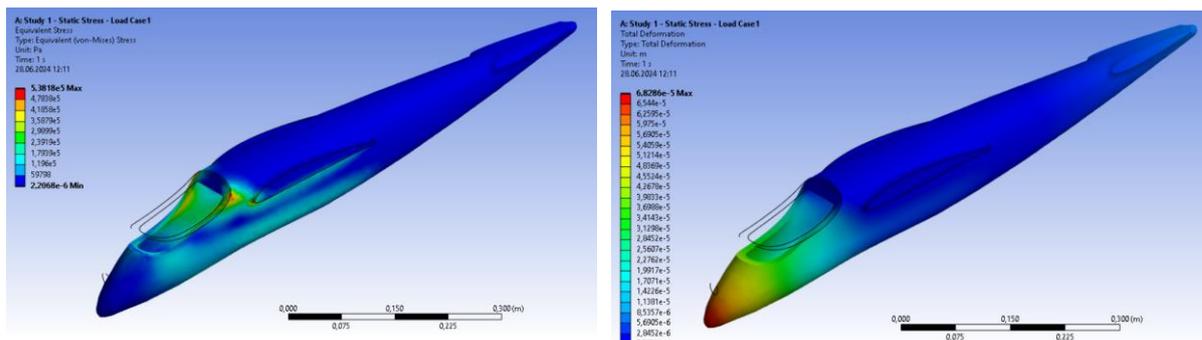


Рисунок 5.2.2.3.2 Эпюры напряжений и деформаций фюзеляжа для случая №1.

На рисунке видно, что участок с наибольшими напряжением в 0,5МПа находится в месте передней каноны и это место было соответственно усилено, за счет добавления фанерной вставки. Наибольшая деформация со значением $6.8 \cdot 10^{-5}$ возникает на носке фюзеляжа.

Во втором случае была рассмотрена нагрузка, передающаяся на фюзеляж со стороны стабилизаторов при зафиксированном центроплане. В симуляции была приложена сила 120 Н (см формулу 5.2.2.1.2) на хвост фюзеляжа - Рисунок 5.2.2.3.3. На рисунке видно, что участок с наибольшими напряжением в 1,41МПа находится в верхней части, сразу за крылом, и это место было соответственно усилено, за счет добавления 3д печатных лонжеронов. Наибольшая деформация со значением $5 \cdot 10^{-4}$ возникает на конце фюзеляжа.

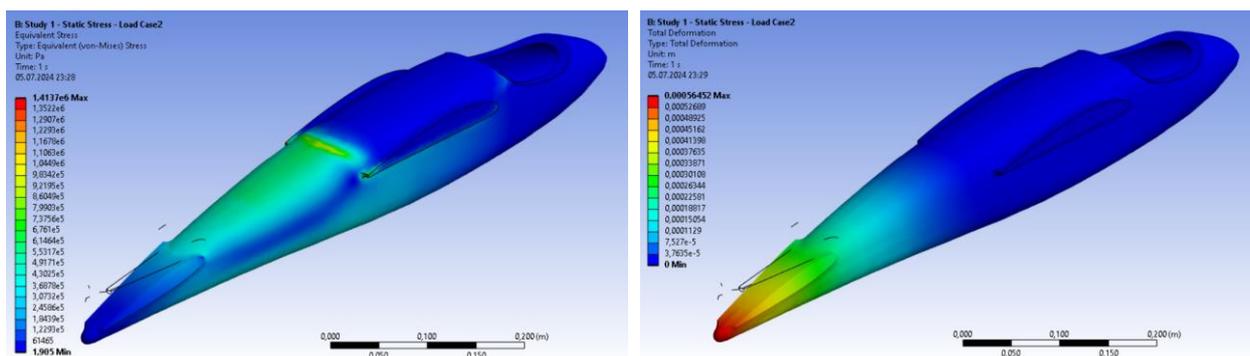


Рисунок 5.2.2.3.3 Эпюры напряжений и деформаций фюзеляжа для случая №2.

5.2.2.4. Безопасность полёта для всех случаев

Согласно источнику [стр. 12 (11), 5], для задач проекта допустимую эксплуатационную перегрузку можно задать в диапазоне $-2 \leq n_{max}^a \leq 4$. БВС попадает в категорию «ограничено маневровые самолёты».

В горизонтальной плоскости при выполнении маневра «правильный вираж» величина перегрузки составляет согласно источнику [5]

$$n_{y \text{ вир}} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{V_{\text{ГП}}^2}, \quad (5.2.2.4.1)$$

Нагрузки при воздействии сильных одиночных порывов воздуха (однократная болтанка) составляет согласно источнику [5]. При горизонтальных порывах

$$n_y = \left(1 + \frac{W}{V_{\text{ГП}}}\right)^2, \quad (5.2.2.4.2)$$

При вертикальных порывах $n_y = 1 \pm \frac{C_{y \text{ max}} * \rho * V_{\text{ГП}} * W}{2} * \frac{S_{\text{крыла}}}{G_0}$, (5.2.2.4.3)

Согласно источнику [6], были построены по НЛГ БВС диаграммы нагрузок от скорости при манёвре, посадке и при болтанке (симметричные вертикальные порывы воздуха интенсивности $W=7,62$ м/с на скорости $V_{\text{пикирования}} = 113$ км/ч и $W=15,24$ м/с на скорости $V_{\text{крейсерская}} = 80$ км/ч). См. рис. 5.2.2.4.1. Подробности расчёта изложены в Приложении 3 (Шаг 121 листа «Шаги расчета ч2»).

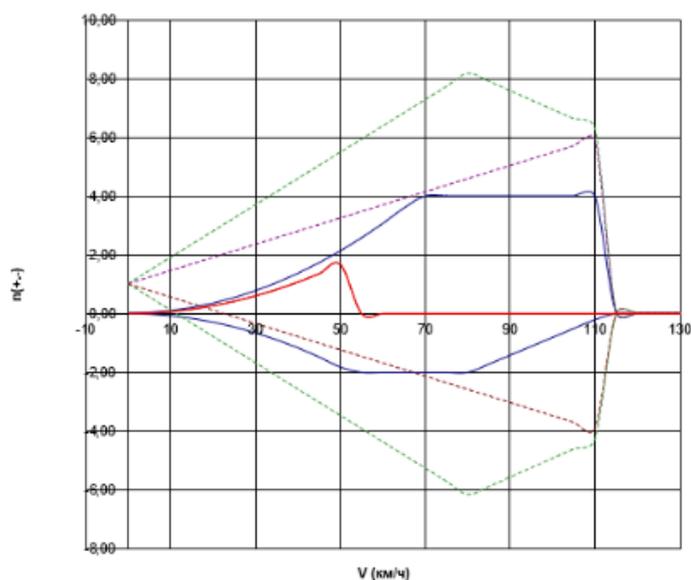


Рис. 5.2.2.4.1 V-n диаграммы (огибающая полёта). Эксплуатационные нагрузки от скорости.

5.2.2.5. Наиболее нагруженные критические узлы конструкции

Моделированием в Ansys и практическими/натурными испытаниями были выделены следующие наиболее нагруженные узлы БВС (см. Рис. 5.2.2.3.1, Рис. 5.2.2.3.2, Рис. 5.2.2.3.3):

Узлы крепления консолей крыла к фюзеляжу – усилены двумя карбоновыми трубками – 10мм и 8мм, которые проходят через крыло и фюзеляж и выполняет функцию лонжеронов.

Узлы крепления хвостового оперения (стабилизаторов V-Tail) к фюзеляжу – усилены 6мм алюминиевой трубкой

Узлы крепления силовой установки к крылу – моторамы фактически крепятся к основному несущему лонжерону -карбоновая трубка 10мм, который проходит через крыло и фюзеляж.

Узел, отвечающий за удерживание груза, крепится к основному несущему лонжерону (карбоновая трубка 10мм), который проходит через крыло и фюзеляж.

3D печатное крыло усилено нервюрами, выполняемые путем 3д печати – крыло смоделировано таким образом, чтобы при печати принтер делал внешнюю обшивку и КСС в виде нервюр и лонжеронов (пластик). Также печатаются посадочные места под основные карбоновые лонжероны и мотораму. За счет расположения нервюр под углом к продольной оси самолета появляется возможность 3D печати крыла без поддержек. Визуализация КСС представлена на рис 6.2.1.

3D фюзеляж изготовлен методом тонкостенной печати внутренней и внешней обшивки усиленный печатными лонжеронами и шпангоутами.

5.3. БО и САУ

Описание используемого САУ и БО:

5.3.1. Ссылка на github-репозиторий программного обеспечения собственной разработки

На БВС было установлено дополнительное БО: камера и микрокомпьютер для выполнения полётного задания по определению расположенных на земле символов армянского алфавита и их координат. Эта задача была решена за счёт разработки собственного программного обеспечения. Ссылка на Git-репозиторий с кодом - <https://github.com/Kulikov/computer-vision>.

Краткие результаты работы: первоначально распознавание производилось с помощью библиотеки YOLO11, которая "из коробки" предоставляет множество предобученных моделей для распознавания объектов. За основу был взят файл YOLO11, однако в ходе проверки выяснилось, что он показывает околонулевую точность распознавания на потоке с камеры, выдавая огромное количество ложных срабатываний на различных объектах (предметы в комнате, тени, люди и т.д.). Было решено провести дообучение на своем наборе данных, после чего удалось добиться средней точности в 85% на небольшом расстоянии благодаря обучению модели на изображениях, которые были взяты с сети Интернет. В результате с помощью стандартного функционала обучения и программы разметки данных [iTessBoxEditor](#) был получен файл best.pt. Метрику точности удалось повысить за счёт алгоритма деления изображения высокой разрешающей способности на более мелкие тайлы 640*640. Для работы с видеопотоком, обработки кадров и визуализации результатов распознавания были использованы библиотеки OpenCV2, PIL (pillow) и imutils. В качестве альтернативного решения поиска и распознавания была проведена аналогичная работа с использованием нейросетевой модели YOLO9. На текущий момент её использование даёт среднюю точность обнаружения 80% на датасете из 500 изображений. Необходимо провести работу по увеличению датасета изображений после аугментаций. Модели семейства YOLO в н.в. являются общепризнанными передовыми образцами для применения в задачах распознавания, включая real-time случай, поскольку модель уже успешно выполняет распознавание с необходимой высоты. После обнаружения объекта на кадре с помощью функции `calculate_lat_long()` координаты на изображении переводятся в широту и долготу в системе WGS84.

Дополнительно для снижения влияния оптических искажений, была составлена матрица коррекции на основе съёмки юстировочной таблицы. Использован алгоритм коррекции проективных искажений при маловысотной съёмке, изложенный в источнике [13].

Пример работы ПО представлен на рисунке 5.3.1

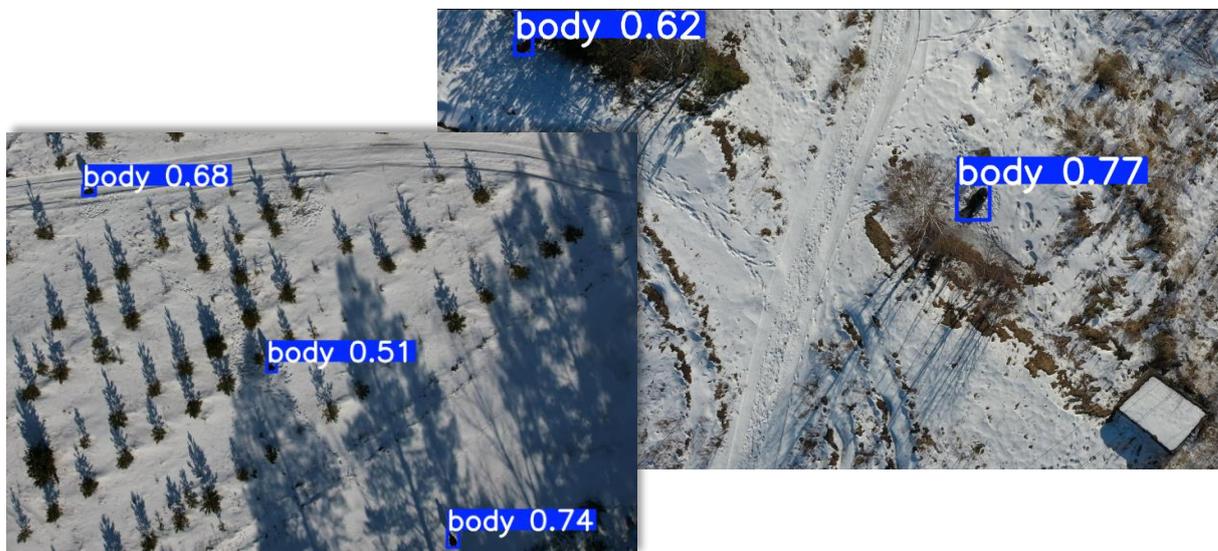


Рис. 5.3.1 Работа ПО для распознавания людей в зимний период.

5.3.2. Описание принципа работы используемого САУ:

На БВС используется САУ с открытым исходным кодом «ArduPilot».

Базовая структура ArduPilot разбита на 5 основных частей:

- Программный код транспортного средства – использована прошивка для транспортного средства «Plane»;
- Разделяемые библиотеки – в том числе драйверы датчиков, библиотеки для оценки положения в пространстве, коды управления ПИД-регуляторов;
- Уровень аппаратной абстракции;
- Каталоги инструментов – в том числе tools/autotest предоставляет фреймворк автотестирования;
- Код внешней поддержки (MavLink, DroneKit) – дополнительные функции контроллера в том числе для связи с внешними устройствами. Использовали MavLink для получения связи с микроконтроллером Orange pi, а также для вывода телеметрии в планировщик миссий во время полёта.

В рамках ТЗ, будем использовать режим работы ArduPilot AUTO. Он основан на алгоритме стабилизации, а далее наслаиваются каналы управления БВС в соответствии с заданной миссией полёта.

5.3.3. Расчёт электропотребления бортового оборудования и расчёт времени автономного полёта без подзарядки

Составлен список всех основных электрокомпонентов БВС (детализация в Приложении 3, Шаг 114, лист «Шаги расчета ч2») с параметрами заявленными производителями максимальной мощностью энерго потребления. Из списка следует, что основным энерго потребителем являются двигатели БВС, их максимальная суммарная потребляемая мощность 2,6 кВт. Суммарная мощность остальных устройств составляет 31 Вт, чем можно пренебречь в расчётах. Поэтому далее расчёт ведётся по энергопотреблению СУ.

Расчёт ёмкости аккумулятора (далее-АКБ) выполнен согласно формулам расчёта источника [\[стр.64, 2\]](#):

$$Q_{\text{АКБ}} = \frac{P_{\text{нагр}} * t}{U_{\text{акб}} * k_{\text{ёмкости акб}}} = \frac{P_{\text{нагр}} * 100 \text{ мин} / 60 \text{ мин}}{14,8 * 0,7}, \quad (5.3.3.1)$$

где, $Q_{\text{АКБ}}$ – рассчитываемая емкость АКБ (А*ч); $P_{\text{нагр}}$ – нагрузочная мощность (Вт); $t = 100 \text{ мин} = 100/60 \text{ час}$ – временной промежуток резервирования выбран исходя и времени длительности полётного задания 100 мин без подзарядки; $U_{\text{акб}} = 14.8 \text{ В}$ – напряжение батареи у выбранного 4S LiPo; $k_{\text{ёмкости акб}}$ – коэффициент использования ёмкости АКБ, допустимая ёмкость использования батареи 70% (полный разряд аккумулятора не допустим и учитываем 5% разряда на предполётную подготовку БВС).

Коэффициент тяговооружённости для спокойного полёта составляет 0,2-0,3, то есть для БВС с массой 3 кг требуется 0,6-1 кг тяги. Эффективность выбранных моторов с пропеллером равна 5 грамм/Вт, следовательно $P_{\text{нагр}}$ требуется 120-200 Вт, то есть по формуле (5.3.3.1) требуемая ёмкость АКБ составляет от 15 до 25 Ah (ампер/час).

5.3.4. Блок-схема БО

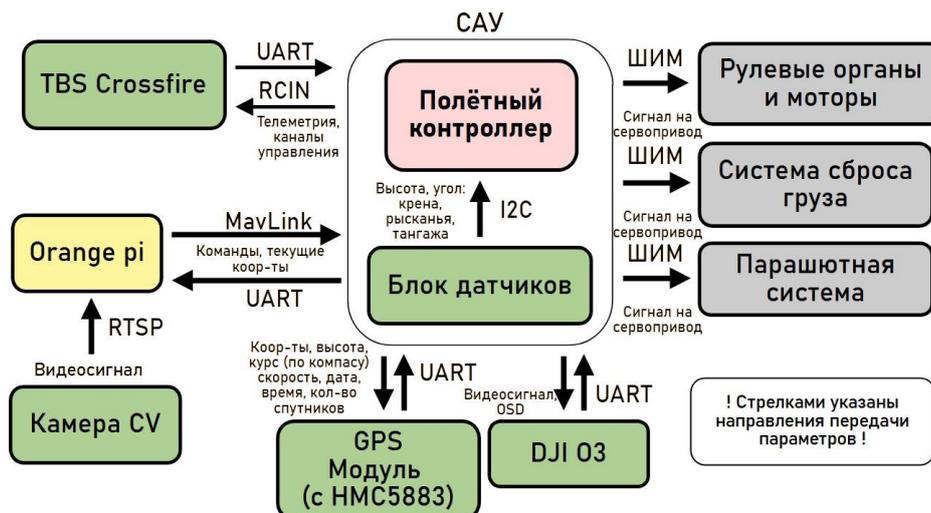


Рис. 5.3.4.1 Блок-схема логической связи БО (протоколы, направление передачи управляющих/информационных сигналов)

5.3.5. Описание датчиков в виде таблицы

Для заполнения таблице ниже были проанализированы требования НЛГ БАС Нормы летной годности беспилотных авиационных систем с воздушным судном самолетного типа с взлетным весом до 750 кг, включая действия в случае отказа канала контроля и управления.

Наименование датчика	Что произойдёт в случае отказа	Что делать в случае отказа	Как уменьшить вероятность отказа	Степень критичности
Гироскоп/ Акселерометр	Перестанет определяться угол тангажа, рысканья, крена	Определять угол рысканья по компасу; Переводить в режим ручного управления	Обеспечить развязку от вибраций мотора; Использовать в заявленных производителем условиях. Зарезервировать.	Критично
Барометр SPL006	Перестанет определяться высота	Использовать GPS для определения высоты	Защитить от попадания пыли и мусора в сенсор; Использовать в заявленных производителем условиях.	Не критично

			Зарезервировать.	
<i>GPS модуль Foxeer M10Q-250</i>	Перестанут определяться координаты самолёта, скорость, высота, время. Выдача некорректных координат (далеко от точки запуска)	Использовать барометр для определения высоты; Переводить в режим ручного управления	Использовать модули, способные работать одновременно с несколькими системами позиционирования Исключить затеняющие антенну GPS факторы. Зарезервировать.	Критично
<i>Компас HMC5883 L (встроенный в GPS)</i>	Перестанет определяться угол рысканья	Определять угол рысканья по гироскопу	Располагать модуль компаса вдали от паразитных магнитных полей. Зарезервировать.	Средняя степень критичности

Таблица. 5.3.5.1. Описание датчиков

Степень критичности для датчиков была выбрана исходя из возможности замены значений с других датчиков, а также из способности БВС продолжать полёт по полётному заданию. Так «не критично» означает, что значения можно заменить значениями с других датчиков и это не повлияет на безопасность дальнейшего полёта БВС. Средняя степень означает, что значения можно заменить значениями с другого датчика, но они будут недостаточно точны и при их использовании могут возникать ошибки. А «критично» означает, что полёт в автоматическом режиме по полётному заданию продолжать не получится. Если в ходе первичных облётов будут выявлены случаи отказа датчиков, планируется задублировать датчики. В этом случае для всех датчиков значение в таблице будет «Не критично».

5.4.Описание изготовления БВС:

5.4.1. Материалы для элементов БВС (с обоснованием выбора)

Материалы для элементов БВС выбирались с учётом их характеристик, стоимости и доступности технологии и времени изготовления (сравнение упругости и прочностных характеристик разных материалов приведено в пункте выше):

Крыло и оперение – PLA+ пластик (экструдированный пенополистерол для прототипирования). PLA+ пластик был выбран из ABS, PLA, LW-PLA и PETG, как самый оптимальный. Пенополистирол использовался для изготовления прототипа БВС и проведения лётных испытаний. Основным его преимуществом была низкая масса относительно PLA+ пластика – разница в весе крыла составила 250 грамм.

Фюзеляж – были рассмотрены три варианта: ручное изготовление из бальзы с последующей обтяжкой плёнкой, автоматизированная 3д печать из PLA+ пластика, фрезерование из экструдированного пенополистерола. Каждый вариант имел свои преимущества, но с учётом имеющегося оборудования (доступ к 3д принтеру был, а доступ к фрезерному станку не удалось получить) и больших ручных затрат на фюзеляж из бальзы, был выбран вариант изготовления из PLA+.

Лонжероны – были апробированы алюминиевая трубка 8 мм весом 47 грамм и карбоновая трубка 8 мм весом 35 грамм. В ходе лётных испытаний, выяснилось, что после падения БВС алюминиевая трубка деформируется и в дальнейшем не может использоваться. Поэтому используем карбоновую трубку, которая обладала большей упругостью и прочностью, позволяющая её переиспользовать после падений БВС.

Для сочленения элементов и при изготовлении элементов также использовались такие материалы, как: фанера 3 мм для изготовления площадок крепления элементов САУ, 3д пластик. Более подробно в разделе 5.4.3 (технология изготовления) и пункте 5 (стоимость закупленных материалов)

5.4.2. Инструменты и оборудование, необходимые для изготовления БВС

Для изготовления БВС будет использоваться 3Д-печать на домашнем 3Д-принтере Prusa3 пластиком PLA+. Подробная аргументация выбора пластика изложена в пункте упругость и прочность. Подробнее в таблице 6.1.2.1. Также будут использованы стандартные инструменты из мастерской (паяльник, шкурка, нож и др.).

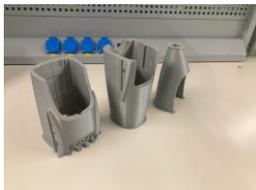
№ п/ п	Наименование инструмента/ оборудования	Область применения	Аргументация выбора
1	3Д принтер Prusa-I3	Предварительная печать частей элементов БВС для проверки их на прочность и возможность стыковки. Печать элементов БВС (Моторамы, обтекатели и кронштейны)	<ul style="list-style-type: none"> • имеется в наличии • позволяет изготавливать 3д детали • ручное изготовление элементов БВС трудоёмко
2	3Д принтер Creality K1	Печать элементов БВС (корпус, фюзеляж, оперение)	<ul style="list-style-type: none"> • точность и быстрота изготовления деталей сложной формы • уменьшение разнообразия используемых материалов для унификации и организации производства
3	Лазерный станок	Резка шаблонов нервюр для «пенорезки».	<ul style="list-style-type: none"> • быстрота и точность изготовления

		Изготовление крепёжных площадок внутри фюзеляжа	<ul style="list-style-type: none"> автоматизация снижает ошибки/брак при ручном изготовлении
4	Основные инструменты (скальпель, паяльник, пассатижи, кусачки, отвертки)	Окончательная подгонка и сборка частей БВС, а также установка БО	<ul style="list-style-type: none"> необходимый инструмент для окончательной подгонки и сборки

Таблица 5.4.2.1 Основные инструменты и оборудование с аргументацией их выбора.

5.4.3. Технологии производства

Технологическая карта технологии производства БВС с последовательностью этапов изготовления представлена в Табл. 5.4.3.1.

№п/п, шаг операции	Описание технологической операции	Эскиз	Материалы, Оборудование, инструменты и приспособления	Время, ч
1	3д печать элементов/деталей БВС (фюзеляж, 2 консоли крыла, хвостовое оперение) на 3d принтере		Пластик PLA+ 3d Принтер	30
2	Резка лазерном станком 2-х технологических площадок из 4-мм фанеры		Многослойная фанера 3мм и лазерный станок	0,25

3	Установка закладных гаек, защелок каноп		Паяльник, стяжки, резинки, циакрин, винты М3	3
---	---	--	--	---

Таблица 5.4.3.1 Технологии производства.

5.4.4. Технологический процесс производства типовых деталей

При изготовлении БВС процесс 3д-производства типовых деталей (консоли, фюзеляж, хвостовое оперение и др.) будет единый, так как детали обладают общими конструктивно-технологическими признаками, поверхностями и возможностями по их постобработке. Описание типового процесса (Табл. 5.3.4.1), где использовался принцип унификации 1-го уровня – технологическая унификация, через типизацию технологических процессов и групповой (модульный) метод изготовления деталей – выбор технологии 3-д печати соответствует этому принципу. Что поможет сократить общее время на производство БВС и его трудоёмкость, в отличии от первоначального ручного изготовления крыла, оперения и фюзеляжа БВС из пенополистерола.

№п/п	Описание технологической операции
1	Подготовка чертежа/3-д модели детали в среде Fusion 360
2	Уточнение линейных размеров детали и допусков по ней
3	Проверка возможности 3д-печати с учётом рабочей области. При необходимости разбиение на детали, помещающиеся в размеры рабочей области.
4	Формирование файла 3д печати
5	Учёт и расчёт размещения детали с учётом ориентации и необходимых дополнительных поддержек.
6	Подготовка оборудования к 3-д печати (калибровка, очистка, смазка стола) и печать с периодическим контролем правильности печати
7	По окончанию печати проверка на дефекты/брак/допуски по размерам

Таблица 5.4.4.1 Технологический процесс производства типовых 3d деталей.

5.4.5. Технологический процесс сборки

Технологическая карта процесса сборки БВС представлена в Табл. 5.4.5.1.

№п/п, шаг операции	Описание технологической операции	Эскиз	Материалы, оборудование, инструменты и приспособления	Время, ч
1	Пайка эл. Элементов		Паяльник и необходимые компоненты (провода, припой и др.)	3
2	Установка сервоприводов, установка моторов		Гаечный ключ, пассатижи, отвертка, циакриновый клей, винты М3	1
3	Сборка элементов (фюзеляж, консоли крыла, оперение)		Отвертка, винты М3	2
4	Установка электрических компонентов и их взаимное подключение		Разъемы, кусачки, стяжки, сервотестер	4
5	Программирование и заливка ПО		Компьютер, ПО, полётный контроллер	1
6	Тестовое включение, проверка базовой функциональности		Радиопередатчик, компьютер, аккумулятор	0,2

Таблица 5.4.5.1 Технологический процесс сборки.

5.5. Детализированная смета расходов на производство БВС

Стоимость материалов по изготовлению БВС представлена в Табл. 5.4.1. Полная смета расходов по проекту, включающая закупленное наземное

оборудование и изготовление нескольких прототипов представлена в Приложении 7.

№п/п	Наименование материала/детали (ссылка на online-магазин (fpvmatrix.ru, AliExpress))	Ед. изм.	Кол-во	Цена за 1 ед., руб.	Стоимость, руб.
	Построение основного БВС				
1	Цифровой FPV модуль DJI O3 AirUnit	шт.	1	20 800	20 800
2	Servo 9г MG90S	шт.	6	200	1 200
3	Мотор EMAX ECO II 2807 1300kv	шт.	2	2 000	4 000
4	ESC 45A BИHeli_S Dshot600 2-6S	шт.	2	900	1 800
5	Пропеллеры Gemfan 8045 2-blade	шт.	2	350	700
6	Аккумулятор HRB 4S 21000mah	шт.	1	3 447	3 447
7	полётный контроллер - SpeedyBee F405 WING	шт.	1	3 500	3 500
8	Радиоприёмник Nano SE RX	шт.	1	3 300	3 300
9	Камера для ComputerVision	шт.	1	3 500	3 500
10	БЭВМ Raspberry Pi Lite	шт.	1	2 500	5 000
11	Филамент PLA+ ESUN	кг	1	1 500	1 500
12	Клеющие составы и пенополистерол		1	2 000	2 000
13	Расходники (клеммы, термоусадочные трубки, провода)				3 000
	Итого по БВС				53 747

Таблица 5.5.1 Детализированная смета расходов на производство БВС.

5.6. Чертёж/3D-модель БВС с КСС

5.6.1. Чертёж

Чертёж по ГОСТ составлен на основе 3D модели БВС разработанной в Fusion 360, далее трансформирован для открытия в ПО Компас 3Д, где использованы инструменты формирования чертежа по ГОСТ. Чертёж представлен на Рис. 5.5.1 и в приложении 1 (Прил_1_Чертёж БВС.pdf).

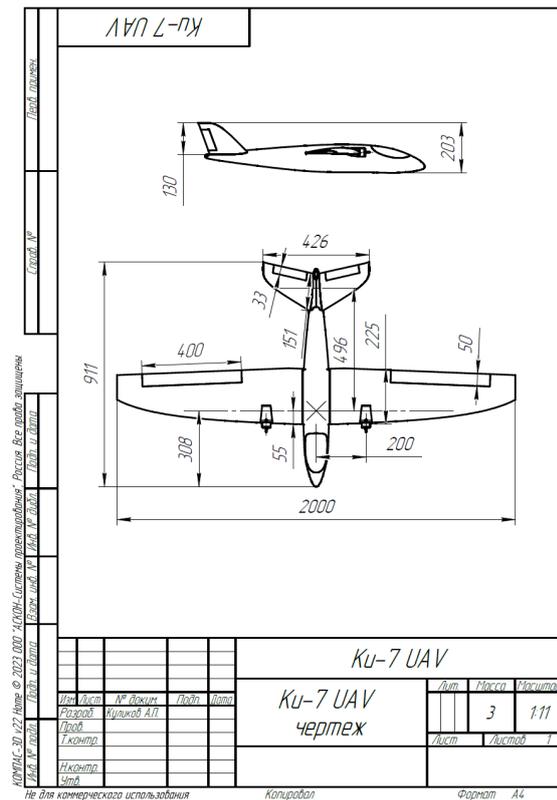
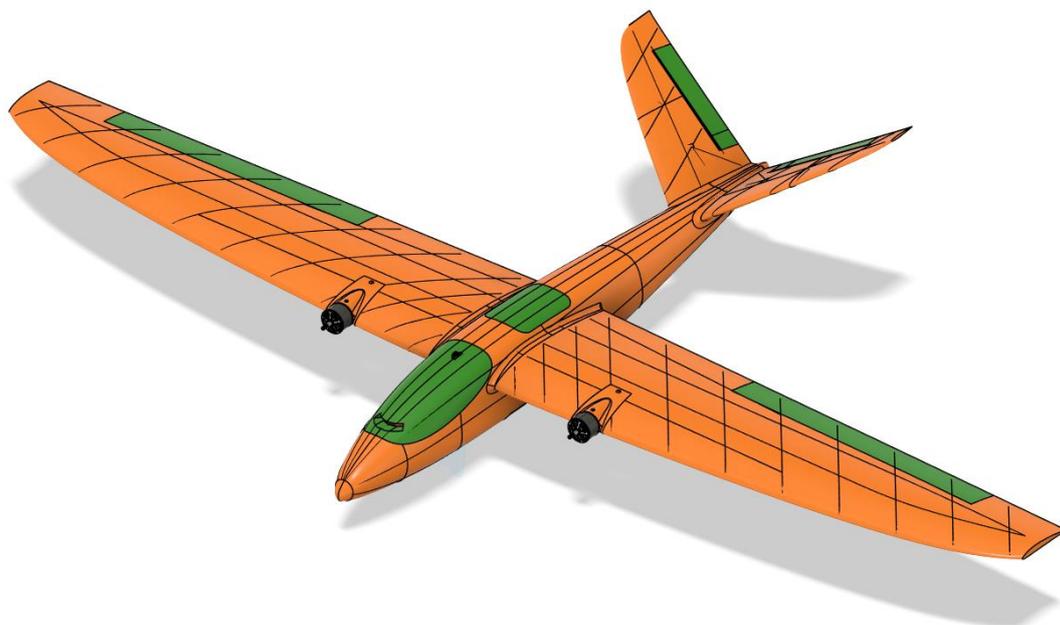


Рис. 5.6.1 Чертёж БВС

5.6.2. Геометрическая 3D-модель

Геометрическая 3D-модель с конструктивно-силовой схемой (лонжероны, нервюры, шпангоуты) представлена на Рис. 5.5.2.1 и в Приложении 2 в формате



step (Прил_2_3D_модель_БВС.step).

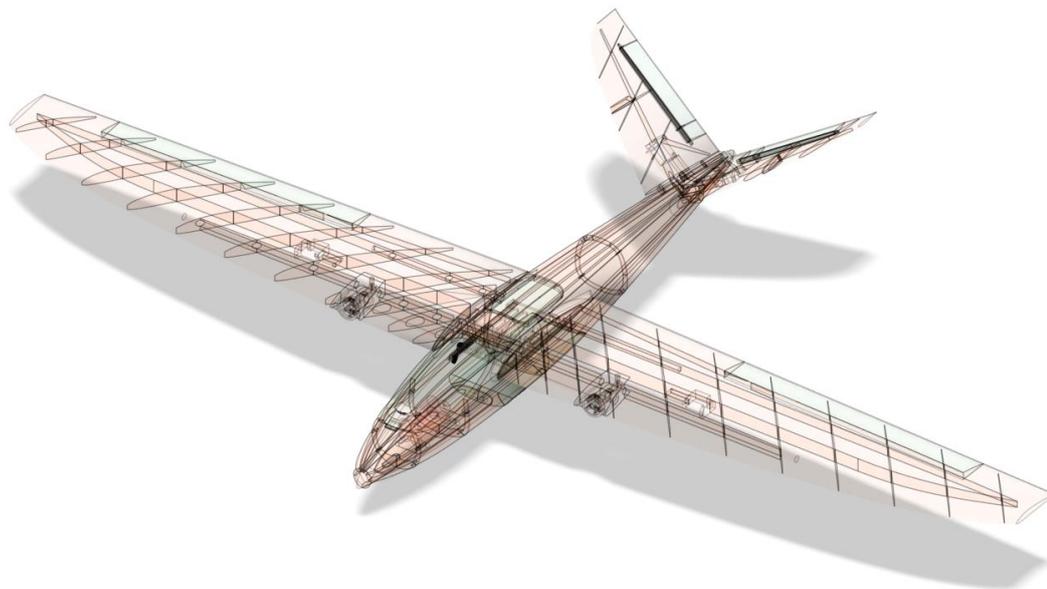


Рис. 5.6.2.1 3D-модель БВС с конструктивно-силовой схемой

6. МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

- Применены инженерные методы расчёта размеров БВС, при обливковом проектировании
- Применены численные методы моделирования обшивки БВС
- Применены инженерные методы расчёта прочности БВС
- Применены численные методы расчёта нагрузок в программном пакете Ansys
- Применены методы исследования и разработки программного обеспечения для поиска людей на изображениях с камеры

7. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

- Подобраны оптимальные размеры БВС при применении инженерных методов расчёта размеров БВС, при обливковом проектировании
- Подобраны оптимальные профили крыла и оперения, включая размеры управляющих поверхностей при применении численных методов моделирования обшивки БВС
- Подобраны оптимальные толщина и элементы КСС при применении численных методов расчёта нагрузок в программном пакете Ansys
- Подобрано оптимальное программно-аппаратное решение по итогам применения методов исследования и разработки программного обеспечения для поиска людей на изображениях с камеры

8. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В процессе создания беспилотной авиационной системы, способной решать задачи поиска людей в лесах/полях, получены следующие результаты:

1. Определены основные показатели облика БВС и аэродинамических характеристик
2. Рассчитанные Характеристики БВС уточнены и подтверждены методами численного моделирования при обдувке цифровой модели и при расчёте критичных показателей прочности в критичных положениях БВС.
3. Разработан ряд аналитических и имитационных моделей БВС
4. Разработан пакет программного обеспечения, подтверждающий возможность поиска пропавших людей с разрабатываемого БВС
5. Исследованы различные методы и алгоритмы для поиска пропавших людей на снимках с камеры
6. Рассмотрены и выбраны варианты, повышающие надёжность БВС
7. Рассчитана стоимость затрат на постройку БВС
8. Разработаны технологические карты производства БВС

9. ПРИЛОЖЕНИЯ

1. Чертёж БВС по ГОСТ – Прил_1_Чертёж_БВС.pdf
2. Геометрическая модель БВС - Прил_2_3D_модель_БВС.step
3. Таблица расчётов основных параметров БВС в Excel -
Прил_3_Расчёт_БВС.xlsx
4. Файл с расчетом деформаций и нагрузок крыла формата Ansys -
Прил_4_Sress_Defomation_WING.wbpj
5. Файл с расчетом деформаций и нагрузок фюзеляжа формата Ansys -
Прил_5_Fuse_Deformation_Stress.wbpj
6. Файл проекта XFRLR5 – Прил_6_KU-7.xfl
7. Детализированная схема расходов - Прил_7_Смета.docx

10. Библиографический список

0. Попов С. А., Артамонова Л. Г., Кузнецов А. В. Основы аэродинамики. — М.: Изд-во МАИ, 2016.
1. [Чумак П. И., Кривокрысенко В. Ф. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов.— М.: Патриот, 1991.— 238 с.](#)
2. [Пошаговое руководство по расчёту легкого самолёта Егорыч.](#)
3. Характеристики профиля Clark Y, NACA4311, NACA0009:
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il#polars>
4. [Авиационные правила часть 23 нормы летной годности гражданских самолётов 1993 г.; МАК.](#)
5. [Чепурных И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов, учебное пособие «Комсомольск-на-Амуре государственный технический университет», 2013.](#)
6. [Единые нормы летной годности JAR-VLA «Очень легкие самолёты».](#)
7. [D. E. HOAK - USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM \(1978, MCDONNELL DOUGLAS CORPORATION DOUGLAS AIRCRAFT DIVISION\)](#)
8. [Баженов С.Г. Основы динамики полёта, Москва, Физматлит, 2021.](#)
9. [Прицкер Д.М., Сахаров Т.П. Аэродинамика.-М.: Машиностроение, 1968.-309 с.](#)
10. Обуховский А.Д. Аэродинамика воздушного винта. Новосибирск, 2016
11. [Materials Data Book, 2011 Edition, Cambridge University Engineering Department \(Revised 2019\)](#)
12. [Т.А. Баяндина Динамика полёта самолёта. Расчёт траекторий и лётных характеристик. Самара. Самарский университет 2023 г.](#)
13. [И.С. Холопов, Алгоритм коррекции проективных искажений при маловысотной съёмке](#)
14. Бураго С. Г., Кишалов А. Н. Аэродинамический расчёт воздушного винта самолёта. — М.: Изд-во МАИ, 1985.
15. Летательные аппараты МАИ Автор: Макаров Ю. В. Год: 1994 Издание: МАИ