

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество «Казахский национальный исследовательский  
технический университет имени К.И.Сатпаева»

Институт автоматики и информационных технологии

Кафедра «Электроники, телекоммуникации и космических технологий»

Нам Артур Игоревич

На тему: «Разработка летательного аппарата с системой автоматического возвращения на  
точку запуска»

**ДИПЛОМНАЯ РАБОТА**

6B07104 – Electronic and Electrical Engineering

Алматы 2025

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество «Казахский национальный исследовательский  
технический университет имени К.И.Сатпаева»

Институт автоматизации и информационных технологий

Кафедра «Электроники, телекоммуникации и космических технологий»

**ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ**  
Заведующий кафедрой ЭТиКТ  
канд. техн. наук, ассоциированный  
профессор  
Е. Таштай  
"26" 05 2025 г.



**ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА**

к дипломному проекту

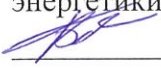
На тему: «Разработка летательного аппарата с системой автоматического возвращения на  
точку запуска»

Образовательная программа: 6B07104 – Electronic and Electrical Engineering

Выполнил

Рецензент

Доцент Алматинского университета  
энергетики и связи имени Г.Даукеева

 Байкенов А.С.

"15" 05 2025 г.

 Нам А. И.

Научный руководитель

канд. техн. наук, ассоциированный  
профессор

 Жигалов В.А.

"15" 05 2025 г.

Алматы 2025

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Казахский национальный исследовательский технический университет  
имени К.И. Сатпаева

Институт автоматики и информационных технологий

Кафедра «Электроники, телекоммуникации и космических технологий»

ОП «6B07104 Electronic and Electrical Engineering»



**ЗАДАНИЕ**  
**на выполнение дипломной работы**

Обучающемуся: Нам Артур Игоревич

Тема: Разработка летательного аппарата с системой автоматического возвращения на точку запуска

Утверждена приказом Ректора Университета № 26 П/Ө от "29" января 2025 г.

Срок сдачи законченной работы "30" мая 2025 г.

Исходные данные к дипломной работе: имеется летательный аппарат, запускаемый с наземного или воздушного носителя, который должен после выполнения миссии автономно вернуться к месту запуска. Необходимо разработать систему навигации и управления для автоматического возврата, включая алгоритмы ориентации, маршрутизации и точной посадки на исходную точку. Аппарат должен работать в автономном режиме, используя инерциальные и спутниковые навигационные системы (GPS/ГЛОНАСС). Требуемая точность возврата — не менее 10 метров от места старта. Дополнительно аппарат должен быть оборудован системой предотвращения столкновений и средствами аварийного возврата при потере связи.

Краткое содержание дипломной работы:

1. Анализ литературы по автономной навигации беспилотных летательных аппаратов.
2. Выбор схемных решений для системы управления и навигации аппарата.
3. Разработка алгоритмов автоматического возврата и посадки.
4. Разработка модели летательного аппарата с системой автопилота.
5. Создание и тестирование макетной версии системы.
6. Испытания системы возврата в реальных условиях и калибровка навигационной системы.

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей):

1. Структурная схема системы навигации и управления летательного аппарата.
2. Блок-схема взаимодействия датчиков и исполнительных механизмов.
3. Принципиальная схема системы автопилота.
4. Схема алгоритма автоматического возврата и посадки.
5. Трёхмерная модель летательного аппарата с системой возврата.
6. Фотографии макетной реализации системы.
7. Графики и диаграммы с результатами испытаний системы в полевых условиях.

Рекомендуемая основная литература:

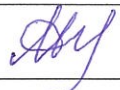
1. В.П. Щетинин, Н.В. Шульгин. Автономные беспилотные летательные аппараты: принципы и системы. — М.: Машиностроение, 2019. — 416 с.
2. Дж. Андерсон. Введение в авионавигацию. 7-е изд. — СПб.: Питер, 2020. — 928 с.
3. Д.Б. Папаев. Системы навигации и управления беспилотных летательных аппаратов. — М.: Техносфера, 2018. — 480 с.
4. Т.С. Васильева. Спутниковая навигация: принципы работы и применения. — М.: Физматлит, 2017. — 256 с.
5. J. Baek, S. Kumar. Autonomous Drone Navigation and Control Using GPS and Inertial Sensors. — IEEE Transactions on Aerospace, 2020.
6. Полевые испытания и калибровка систем навигации для беспилотных летательных аппаратов. — Технические отчеты, 2021.

**ГРАФИК**  
подготовки дипломной работы (проекта)

| Наименования разделов, перечень разрабатываемых вопросов                       | Сроки представления научному руководителю и консультантам | Примечание |
|--------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------|------------|
| Аналитический обзор литературы по системам автономного возврата и навигации    | 01.02.2025                                                | выполнено  |
| Разработка блок-схемы системы навигации и управления летательного аппарата.    | 15.02.2025                                                | выполнено  |
| Создание и тестирование первой макетной версии системы возврата.               | 01.03.2025                                                | выполнено  |
| Оптимизация алгоритмов автоматического возврата и точной посадки               | 01.04.2025                                                | выполнено  |
| Проведение полевых испытаний и калибровка системы возврата на реальных данных. | 15.04.2025                                                | выполнено  |

**Подписи**

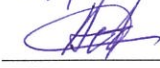
консультантов и нормоконтролера на законченную дипломную работу с указанием относящихся к ним разделов работы

| Наименования разделов | Консультанты, И.О.Ф. (уч. степень, звание)                        | Дата подписания | Подпись                                                                               |
|-----------------------|-------------------------------------------------------------------|-----------------|---------------------------------------------------------------------------------------|
| Теоретическая часть   | Ассоциированный профессор, кандидат технических наук Жигалов В.А. | 15.05.2025 г.   |  |
| Основная часть        | Ассоциированный профессор, кандидат технических наук Жигалов В.А. | 15.05.2025 г.   |  |
| Нормоконтролер        | Ассистент кафедры ЭТиКТ Маткаримова А. А.                         | 15.05.2025 г.   |  |

Научный руководитель

 Жигалов В.А.

Задание принял к исполнению обучающийся

 Нам А. И.

Дата

" 15 " 05 2025 г.

## **АННОТАЦИЯ**

Бұл дипломдық жұмыс ұшқышсыз ұшу аппаратының (ҰҚА) іске қосу нүктесіне автоматты түрде қайта оралу жүйесін әзірлеуге арналған. Жұмыстың мақсаты – GPS/ГЛОНАСС және инерциялық навигациялық жүйелерді (ИНС) пайдалана отырып, аппаратты бастапқы нүктеге дәлдігі 10 метрден аспайтындай етіп қайтара алатын сенімді басқару жүйесін жасау. Зерттеу барысында қазіргі заманғы автономды навигация әдістері талданды, басқару алгоритмдері әзірленді және сынақтық үлгі жасалынды. Жүйенің жұмыс істеуі эксперименттер арқылы расталды.

## **АННОТАЦИЯ**

Данная дипломная работа посвящена разработке системы автоматического возврата беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на точку запуска. Цель работы – создание надежной системы управления, обеспечивающей возврат аппарата в исходную точку с точностью не менее 10 метров с использованием GPS/ГЛОНАСС и инерциальных навигационных систем (ИНС). Проведен анализ современных методов автономной навигации, разработаны алгоритмы управления и создан макет системы. Испытания подтвердили работоспособность предложенного решения.

## **ANNOTATION**

This thesis focuses on the development of an automatic return system for unmanned aerial vehicles (UAVs) to the launch point. The goal is to create a reliable control system that ensures the UAV returns to the starting location with an accuracy of at least 10 meters using GPS/GLONASS and inertial navigation systems (INS). The study includes an analysis of modern autonomous navigation methods, the development of control algorithms, and the creation of a prototype. Experimental tests confirmed the system's functionality.

## СОДЕРЖАНИЕ

|                                                                                     |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Введение                                                                            | 8  |
| 1 Анализ литературы по автономной навигации беспилотных летательных аппаратов       | 10 |
| 1.1 Спутниковые системы навигации                                                   | 10 |
| 1.2 Инерциальные навигационные системы (ИНС)                                        | 12 |
| 1.3 Управление БПЛА на базе сервоприводов как исполнительного устройства            | 16 |
| 1.4 Система логирования данных                                                      | 18 |
| 2 Выбор схемных решений для системы управления и навигации аппарата                 | 20 |
| 2.1 Архитектура системы и критерии выбора компонентов                               | 20 |
| 2.2 Основные компоненты системы                                                     | 23 |
| 2.3 Интеграция компонентов и пример схемного решения                                | 25 |
| 3 Разработка алгоритмов автоматического возврата и посадки                          | 27 |
| 3.1 Определение точки возврата и навигация                                          | 27 |
| 3.2 Управление ориентацией и движением                                              | 31 |
| 4 Разработка модели летательного аппарата с системой автопилота                     | 33 |
| 4.1 Математическая модель динамики полета                                           | 33 |
| 4.2 Верификация и валидация модели                                                  | 35 |
| 5 Создание и тестирование макетной версии системы                                   | 45 |
| 5.1 Создание схемы системы                                                          | 45 |
| 5.2 Проектирование печатной платы и сборка макета                                   | 45 |
| 6 Испытания системы возврата в реальных условиях и калибровка навигационной системы | 48 |
| 6.1 Подготовка к полевым испытаниям и методика проведения                           | 48 |
| 6.2 Анализ результатов испытаний и корректировка системы                            | 49 |
| 6.3 Оценка работоспособности системы и перспективы дальнейшего развития             | 51 |
| Заключение                                                                          | 53 |
| Перечень сокращений                                                                 | 54 |
| Перечень терминов                                                                   | 55 |
| Литература                                                                          | 57 |
| ПРИЛОЖЕНИЕ А                                                                        | 58 |
| ПРИЛОЖЕНИЕ Б                                                                        | 59 |
| ПРИЛОЖЕНИЕ В                                                                        | 64 |
| ПРИЛОЖЕНИЕ Г                                                                        | 65 |
| ПРИЛОЖЕНИЕ Д                                                                        | 66 |

## ВВЕДЕНИЕ

В последние годы беспилотные летательные аппараты (БПЛА) стали неотъемлемой частью современных технологий, находя применение в самых различных сферах: от коммерческих и научных исследований до военных операций. Их популярность обусловлена высокой мобильностью, относительно низкой стоимостью и возможностью выполнения задач, которые могут быть опасны или недоступны для человека. Однако, несмотря на значительные успехи в разработке БПЛА, одной из ключевых проблем остается обеспечение их автономности и безопасности, особенно в условиях потери связи с оператором или критического уровня заряда батареи. В таких ситуациях способность аппарата автоматически вернуться на точку запуска становится критически важной функцией, которая не только минимизирует риски потери дорогостоящего оборудования, но и повышает надежность всей системы в целом.

Актуальность разработки систем автоматического возврата БПЛА на точку запуска обусловлена также растущими требованиями к автономности летательных аппаратов. Современные БПЛА все чаще используются в сложных условиях, где ручное управление затруднено или невозможно. Например, при проведении аэрофотосъемки в удаленных районах, мониторинге лесных пожаров или доставке грузов в труднодоступные места. В таких сценариях система автоматического возврата должна быть способна не только точно определить местоположение аппарата, но и построить оптимальную траекторию полета, учитывая при этом внешние факторы, такие как ветер, препятствия и рельеф местности.

Целью данной работы является разработка системы автоматического возврата БПЛА на точку запуска, которая обеспечит высокую точность навигации и безопасность полета. Для достижения этой цели необходимо решить ряд задач, включая анализ существующих методов автономной навигации, выбор оптимальных схемных решений для системы управления, разработку алгоритмов автоматического возврата и посадки, а также создание и тестирование макетной версии системы. Особое внимание будет уделено интеграции современных навигационных технологий, таких как GPS, инерциальные системы и барометрические датчики, что позволит повысить точность и надежность системы в целом.

Научная новизна работы заключается в разработке алгоритмов, которые учитывают не только данные навигационных систем, но и внешние факторы, такие как ветер и препятствия. Это позволит минимизировать погрешности и повысить точность возврата аппарата на точку запуска. Кроме того, предлагаемая система будет интегрирована с современными сенсорами и микроконтроллерами, что обеспечит ее высокую производительность и надежность.

Практическая значимость работы заключается в возможности применения разработанной системы в коммерческих и исследовательских БПЛА. Это

позволит повысить безопасность и автономность летательных аппаратов, а также расширить область их применения. Например, система автоматического возврата может быть использована в БПЛА для мониторинга сельскохозяйственных угодий, где важно обеспечить точное возвращение аппарата на базу после завершения миссии. Кроме того, разработанные алгоритмы и решения могут быть адаптированы для использования в других типах автономных систем, таких как роботы или беспилотные автомобили.

В процессе работы будут использованы современные методы моделирования и тестирования, что позволит оценить эффективность предложенных решений и провести их оптимизацию. Результаты работы будут представлены в виде модели летательного аппарата с системой автопилота, а также макетной версии системы, которая будет протестирована в реальных условиях. Это позволит не только подтвердить работоспособность предложенных решений, но и выявить возможные направления для дальнейшего улучшения системы.

Таким образом, данная работа направлена на создание системы автоматического возврата БПЛА на точку запуска, которая будет отличаться высокой точностью, надежностью и адаптивностью к внешним условиям. Результаты работы могут быть использованы как в коммерческих, так и в научных целях, что делает ее актуальной и востребованной в современных условиях.

# 1 Анализ литературы по автономной навигации беспилотных летательных аппаратов

## 1.1 Спутниковые системы навигации

Спутниковые системы навигации являются основой для определения местоположения, скорости и времени для беспилотных летательных аппаратов, в дальнейшем (БПЛА). Эти системы позволяют БПЛА точно ориентироваться в пространстве, выполнять задачи автономного полета и возврата на точку запуска.

Спутниковые навигационные системы, такие как GPS (США), ГЛОНАСС (Россия), Galileo (Европа) и BeiDou (Китай), работают на основе сети спутников, находящихся на околоземной орбите. Каждый спутник передает сигналы, содержащие информацию о своем местоположении и точном времени. Приемник на борту БПЛА принимает эти сигналы от трёх спутников и более, и вычисляет свое местоположение на основе времени задержки сигнала, что схематически показано на рисунке 1.1.

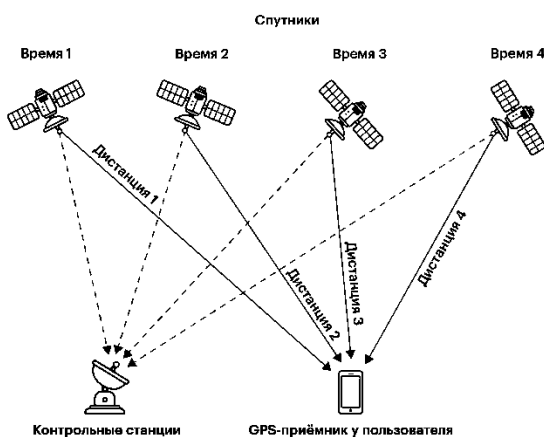


Рисунок 1.1 – Базовый принцип работы GPS

GPS (Global Positioning System) — спутниковая навигационная система, которая позволяет определять точное местоположение, скорость и время в любой точке Земли. Система состоит из сети спутников, наземных станций управления и пользовательских приемников.

GPS работает на основе принципа трилатерации (Трилатерация — это метод определения координат объекта на плоскости или в пространстве с помощью измерения расстояний до нескольких известных точек. Этот метод широко применяется в навигации, радиолокации и беспроводных системах позиционирования), который позволяет определить местоположение объекта по расстояниям до нескольких спутников. Каждый спутник GPS передает сигналы,

содержащие информацию о своем местоположении и точном времени отправки сигнала. Антенна с приёмником на борту БПЛА или другого устройства принимает эти сигналы и вычисляет расстояние до каждого спутника на основе времени задержки сигнала.

Для определения местоположения приемник GPS должен получить сигналы как минимум от четырех спутников. Каждый спутник GPS передает сигналы, содержащие:

- точное время отправки сигнала (на основе атомных часов на борту спутника);
- эфемериды в виде данных о текущем положении спутника на орбите.

Приемник GPS фиксирует время получения сигнала и вычисляет время задержки  $\Delta t$  между отправкой и получением сигнала. Расстояние  $d$  до спутника рассчитывается по формуле (1.1):

$$d = c \cdot \Delta t \quad (1.1)$$

где  $c$  – скорость света (примерно  $3 \cdot 10^8$  м/с);

$\Delta t$  – время задержки сигнала.

Для определения местоположения в трехмерном пространстве (широта, долгота, высота) необходимо решить систему уравнений, описывающих расстояния до нескольких спутников, что показано на рисунке 1.2.

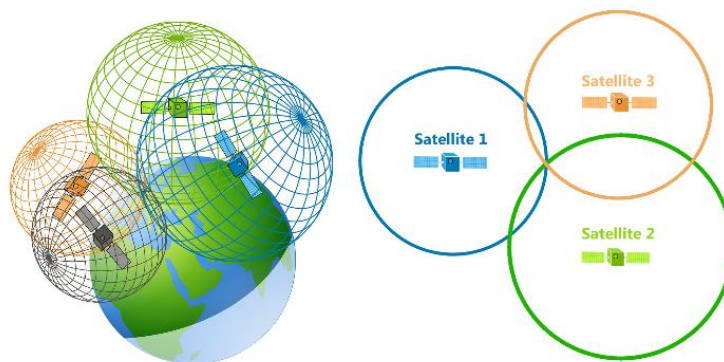


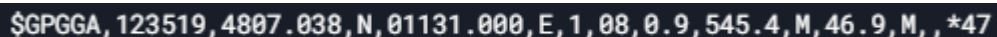
Рисунок 1.2 – Схема определения местоположения

Если известны координаты спутников ( $x_i, y_i, z_i$ ) и расстояния до них  $d_i$ , то местоположение приемника ( $x, y, z$ ) можно найти из системы уравнений (1.2):

$$\sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} = d, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (1.2)$$

Данные, передаваемые спутниками GPS, кодируются в формате NMEA (National Marine Electronics Association). Это текстовый формат, который

содержит информацию о местоположении, скорости, времени и других параметрах. Пример строки NMEA показано на рисунке 1.3:



```
$GPGGA,123519,4807.038,N,01131.000,E,1,08,0.9,545.4,M,46.9,M,,*47
```

Рисунок 1.3 – Пример получаемых данных

где 123519 — время (12:35:19 UTC);  
4807.038,N — широта (48 градусов 7.038 минут северной широты);  
01131.000,E — долгота (11 градусов 31.000 минут восточной долготы);  
1 — качество сигнала (1 = фиксированное решение);  
08 — количество используемых спутников;  
545.4,M — высота над уровнем моря (545.4 метра).

Для решения этой системы требуется минимум четыре спутника. Четвертый спутник необходим для учета ошибок синхронизации времени между часами на спутнике и в приемнике.

Таким образом, спутниковые навигационные системы играют ключевую роль в автономной навигации БПЛА, обеспечивая высокую точность и глобальную доступность. Однако для достижения максимальной эффективности необходимо учитывать их ограничения и интегрировать с другими системами навигации и управления.

## 1.2 Инерциальные навигационные системы (ИНС)

Инерциальные навигационные системы (ИНС) обеспечивают данные об ориентации, скорости и положении БПЛА, даже в условиях отсутствия сигналов GPS или других внешних навигационных систем.

ИНС использует инерционные датчики, такие как акселерометры и гироскопы, для измерения ускорений и угловых скоростей БПЛА. На основе этих данных система вычисляет изменение положения, скорости и ориентации устройства прикреплённому к аппарату. Основные этапы работы включают измерение ускорений акселерометрами, измерение угловых скоростей гироскопами, интегрирование данных для расчета скорости и положения, а также коррекцию ошибок с помощью дополнительных систем. Акселерометры измеряют линейные ускорения по трем осям (X, Y, Z). Они используют микроэлектромеханические системы (MEMS) для измерения ускорений. МЭМС можно разделить на два типа:

- датчики как измерительные устройства, которые переводят физические величины в электрический сигнал, в нашем случае ускорение и угловые скорости как предмет измерения;

- актуаторы как исполнительные устройства, которые в зависимости от полученного сигнала, выполняют физические воздействия, в нашей работе имеют наименьший интерес, так как не используются в полном объёме.

В свою очередь МЭМС датчики можно разделить на датчики с разными чувствительными элементами, и с разными принципами и технологиями преобразования физической величины в электрический сигнал, которые будут определять внутреннюю структуру системы, её строения и конструкцию.

Принцип будет одинаков – происходит смещение чувствительного элемента под действием какой-либо силы. На рисунке 1.4 представлена структурная схема одноосевого акселерометра, который преобразует изменение положения чувствительного элемента в изменение сопротивления с помощью потенциометра [7].

Чувствительный элемент представляет собой массу, закрепленную на пружинах, которые прикреплены к корпусу. Демпфер используется для уменьшения влияния собственных колебаний чувствительного элемента. На вышеприведенном рисунке акселерометр расположен параллельно земной поверхности и к корпусу не приложены никакие силы вдоль оси X.

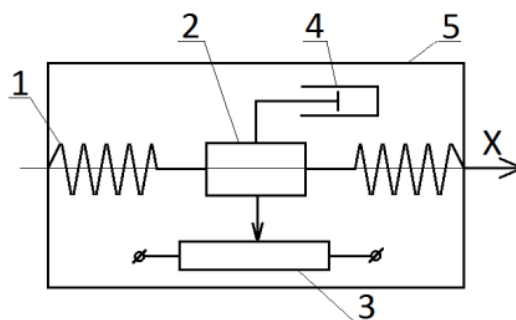


Рисунок 1.4 – Внутреннее устройство одноосного акселерометра

- где 1 – пружина;  
 2 – чувствительный элемент;  
 3 – потенциометр;  
 4 – демпфер;  
 5 – корпус.

Акселерометры работают на основе второго закона Ньютона, Сумма всех сил, действующих на тело, равна произведению массы тела на ускорение, сообщаемое этой суммой сил (1.3):

$$\vec{a} = \frac{\vec{F}}{m} \quad (1.3)$$

- где  $\vec{a}$  — ускорение;  
 $\vec{F}$  — сила, действующая на массу  $m$ .

Измеряемое значение кажущегося ускорения свободного падения будет уменьшаться в соответствии с выражением (1.4):

$$F_x = mg \cdot \cos(\alpha) \quad (1.4)$$

где  $\alpha$  – угол наклона датчика;

$F_x$  – проекция вектора  $g$  на ось чувствительности.

Отсюда выразим угол наклона (1.5):

$$a = \arccos\left(\frac{F_x}{mg}\right) \quad (1.5)$$

где  $m$  – масса;

$\vec{v}$  – линейная скорость;

$\vec{\omega}$  – угловая скорость.

Если к одноосевому акселерометру добавить второй такой же, но расположить его ось перпендикулярно оси первого, получится двухосевой акселерометр. Так можно расширить угол измеряемого наклона. На рисунок 1.5 представлена расчётная схема для угла наклона по двум осям [8].

По проекциям сил на двух осях ( $x$ ,  $y$ ) можно восстановить угол по следующему выражению (1.6), (1.7):

$$\frac{F_x}{F_y} = \frac{mg \cdot \cos(a)}{mg \cdot \cos(90-a)} = \frac{\cos(a)}{\sin(a)} = \operatorname{ctg}(a), \quad (1.6)$$

$$a = \operatorname{arctg}\left(\frac{F_x}{F_y}\right) \quad (1.7)$$

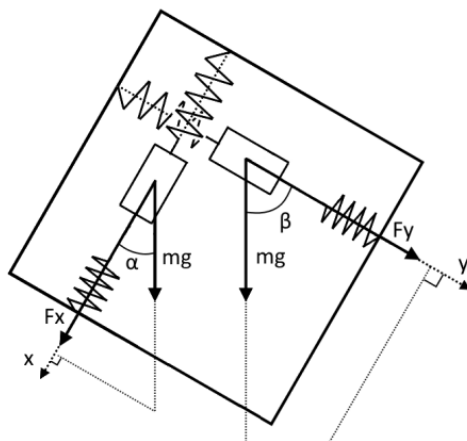


Рисунок 1.5 - Проекция сил для расчёта угла наклона по двум осям акселерометра

Гироскоп – это устройство, реагирующее на изменение угловой скорости на одной или нескольких осях. Существует несколько разновидностей МЭМС гироскопов, различающихся внутренним устройством, но всех их объединяет то, что их работа основана на использовании силы Кориолиса. В каждом из них есть рабочее тело, совершающее возвратно-поступательные движения. Если вращать подложку, на которой находится это тело, то на него начнет действовать сила Кориолиса, направленная перпендикулярно оси вращения и направлению движения тела [8].

Одна из возможных реализаций гироскопа имеет следующую структуру: закрепленная на гибких подвесках рамка, внутри которой совершает поступательные колебательные движения некая масса. Структура такого сенсора представлена на рисунке 1.6.

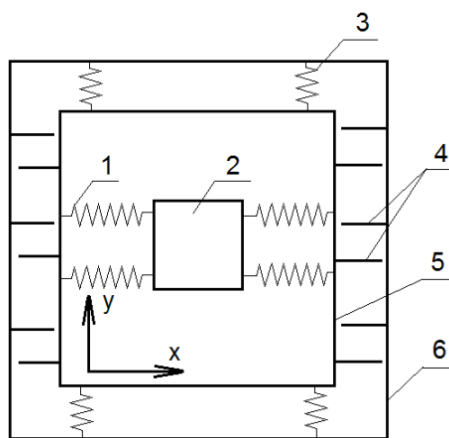


Рисунок 1.6 - Внутренняя структура гироскопа

- где 1 – крепление массы;  
 2 – рабочая масса;  
 3 – крепление внутренней рамки;  
 4 – сенсоры перемещения внутренней рамки;  
 5 – внутренняя рамка;  
 6 – подложка.

Акселерометры и гироскопы являются основными компонентами ИНС. Акселерометры измеряют линейные ускорения, а гироскопы — угловые скорости. Современные ИНС часто включают также магнитометры, которые измеряют магнитное поле Земли для определения направления (курса). Это помогает корректировать ошибки гироскопов в долгосрочной перспективе.

ИНС обладают рядом преимуществ, таких как автономность, высокая частота обновления данных и устойчивость к внешним помехам. Однако основным недостатком ИНС является накопление ошибок (дрейф) из-за интегрирования данных. Ошибки измерений акселерометров и гироскопов со временем накапливаются, что приводит к увеличению погрешности в определении положения и ориентации.

Для минимизации ошибок ИНС требует точной начальной калибровки. Без коррекции от внешних систем (например, GPS) точность ИНС снижается со временем. Например, ошибка в измерении ускорения  $\Delta a$  приводит к ошибке в положении  $\Delta s$  (1.8):

$$\Delta s = \frac{1}{2} \Delta a \cdot t^2 \quad (1.8)$$

Для повышения точности и надежности ИНС часто интегрируется с другими системами навигации, такими как GPS, барометры и визуальные системы. Это позволяет компенсировать недостатки ИНС, такие как накопление ошибок.

Интеграция с GPS предоставляет абсолютные данные о местоположении, что позволяет корректировать дрейф ИНС. ИНС, в свою очередь, обеспечивает высокочастотные данные, которые дополняют низкочастотные данные GPS. В предоставленном коде данные GPS и IMU используются совместно для расчета курса и управления БПЛА.

### 1.3 Управление БПЛА на базе сервоприводов как исполнительного устройства

Сервоприводы — устройство, состоящие из двигателя и системы управления на основе отрицательной обратной связи. Главной отличительной чертой таких приводов является возможность точного управления параметрами движения, например, скоростью, усилием или удерживаемым положением вала. В любительской сфере в сервоприводах обычно контролируется последний параметр — положение вала, что показано на рисунке 1.7.

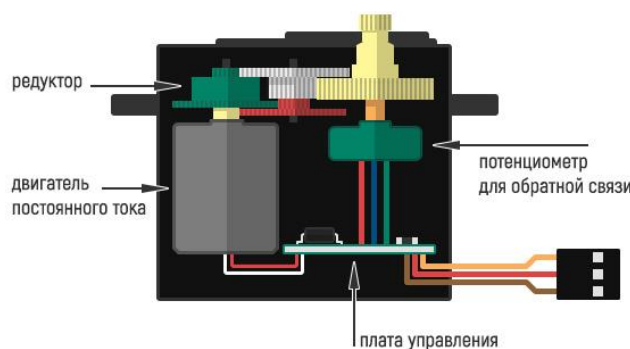


Рисунок 1.7 – Внутреннее устройство сервопривода

Современные беспилотные летательные аппараты используют различные типы исполнительных механизмов для управления полетом, среди которых сервоприводные системы занимают важное место благодаря своей надежности и точности позиционирования.

Принцип работы сервоприводных систем основан на преобразовании электрических управляющих сигналов в механические перемещения. Сервопривод состоит из электродвигателя, редуктора, потенциометра и управляющей электроники. Управление осуществляется с помощью широтно-импульсной модуляции (ШИМ), на вход подается управляющий ШИМ сигнал, который сравнивается с сигналом, генерируемым системой обратной связи. И если длительность импульса сигнала обратной связи оказывается короче длительности импульса ШИМ сигнала, то двигатель вращается в одном направлении, а если длиннее, то в противоположном, как показано на рисунке 1.8.

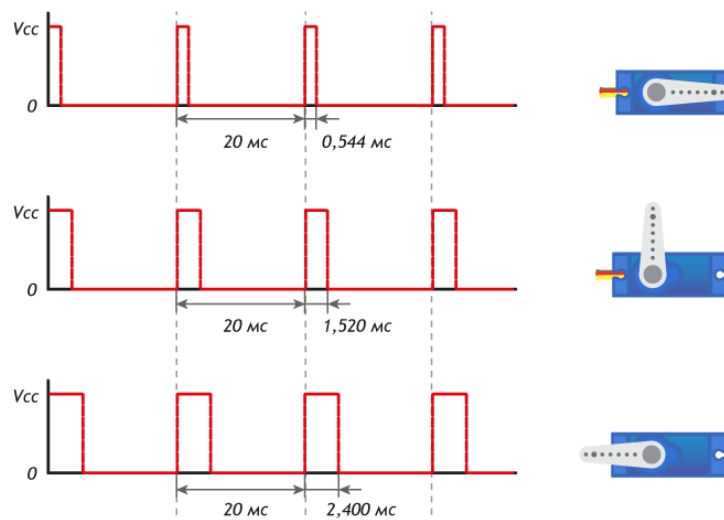


Рисунок 1.8 – Пример работы ШИМ сигнала для сервопривода

В системах управления БПЛА сервоприводы выполняют несколько ключевых функций:

- управление элеронами для контроля крена;
- регулировка руля высоты (элевона);
- контроль руля направления;
- управление механизацией крыла (закрылки, предкрылки).

Математическая модель сервопривода может быть представлена как система второго порядка:

$$G(s) = \frac{\theta(s)}{U(s)} = \frac{K}{Js^2 + Bs + K} \quad (1.9)$$

где J - момент инерции;

B - коэффициент демпфирования;

K - жесткость системы;

$\theta$  - угол поворота;

U - управляющее напряжение.

Основные технические характеристики сервоприводов для БПЛА включают:

- скорость поворота (0.05–0.25 с/60 градусов);
- крутящий момент (2–25 кг·см);
- рабочее напряжение (4.8–7.4 В);
- точность позиционирования (плюс-минус 0.5-1 градусов);
- масса (10–100 г).

В системах автоматического управления БПЛА сервоприводы обычно работают в контуре обратной связи, где управляющие сигналы формируются на основе данных инерциальных датчиков и систем позиционирования. Для повышения точности управления применяются различные алгоритмы обработки сигналов, включая ПИД-регуляторы, адаптивное управление и методы оптимальной фильтрации.

## 1.4 Система логирования данных

Основной задачей системы логирования является сбор и сохранение информации, поступающей от всех ключевых компонентов БПЛА. В предоставленном коде для этой цели используется SD-кардридер, подключенный к микроконтроллеру. Данные записываются в текстовый файл "datalog.txt", который содержит строки с параметрами, разделенными запятыми. Пример строки данных может выглядеть следующим образом как показана на рисунке 1.9:



```
2025-03-28 14:30:45, 43.256789, 76.945678, 500.5, 25.3, 0.12, -0.05, 1.2
```

Рисунок 1.9 – Пример записи данных

где первые два значения — дата и время записи;  
следующие два — широта и долгота;  
далее — высота, скорость, углы крена, тангажа и рыскания.

Для типичного полета продолжительностью 30 минут и размере строки 100 байт объем данных составит примерно 1.8 МБ, что легко помещается на стандартную SD-карту.

Архитектура системы логирования включает несколько ключевых компонентов:

- датчики и модули: GPS, акселерометр, гироскоп и другие устройства, предоставляющие данные;
- микроконтроллер: обрабатывает данные и управляет записью на SD-карту;
- sd-кардридер: обеспечивает физическое хранение данных;

После завершения полета данные могут быть перенесены на компьютер для анализа. Для этого используются специализированные программы, такие как MATLAB, Python-скрипты или даже Excel. Анализ данных позволяет выявить аномалии в работе системы, например дрейф гироскопа или ошибки GPS. На рисунке 1.9 представлен пример графика, построенного на основе записанных данных, который отображает траекторию полета ранее собранного проекта спутника.



19

## 2 Выбор схемных решений для системы управления и навигации аппарата

### 2.1 Архитектура системы и критерии выбора компонентов

Система управления БПЛА состоит из нескольких взаимосвязанных модулей, каждый из которых выполняет определенные функции.

Навигационный модуль: отвечает за определение местоположения, скорости и ориентации аппарата, что было раскрыто в предыдущем параграфе. Включает GPS-приемник, представленный на рисунке 2.1 (NEO-6M) и инерциальный измерительный блок (IMU) на базе акселерометра и гироскопа, которые так же были описаны в предыдущем параграфе и выглядят как показано на рисунке 2.2 (GY-BNO055).

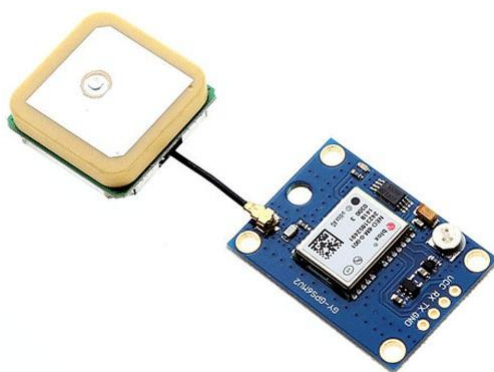


Рисунок 2.1 – Пример GPS модуля

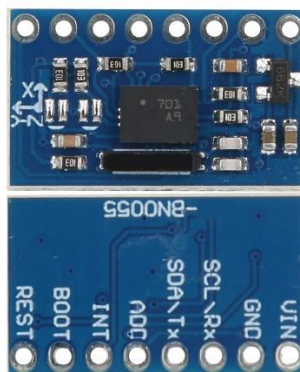


Рисунок 2.2 – Пример инерциального блока

Блок управления: обрабатывает данные от датчиков, реализует алгоритмы навигации и управления, а также формирует управляющие сигналы для исполнительных механизмов. В качестве вычислительного ядра могут использоваться микроконтроллеры Arduino Nano или STM32 как показано на рисунке 2.3.

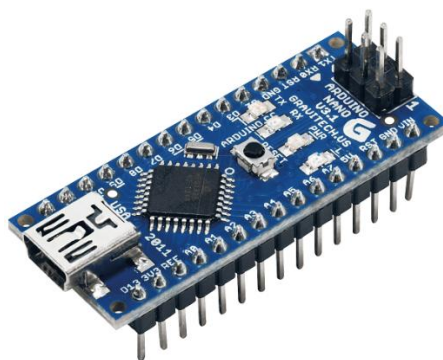


Рисунок 2.3 – Пример платы Arduino nano

Исполнительные механизмы: сервоприводы, регулирующие положение рулевых поверхностей для управления полетом. В качестве примера рисунок 2.4.



Рисунок 2.4 – Пример сервопривода

Система логирования: SD-кардридер для записи параметров полета как представлено на рисунке 2.5.



Рисунок 2.5 – Пример SD card ридера

Система связи: радиопередатчик LoRa для обмена данными с наземной станцией как показано на рисунке 2.6.



Рисунок 2.6 – Пример передатчика LoRa

Каждый модуль взаимодействует с другими через стандартные интерфейсы (I2C, UART, SPI). Например, GPS-модуль передает координаты по UART, а IMU обменивается данными с микроконтроллером по I2C. На рисунке 2.7 представлена структурная схема системы.

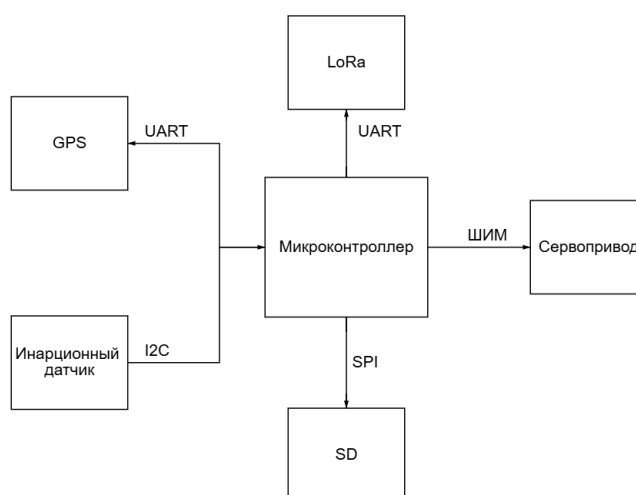


Рисунок 2.7 — Структурная схема системы

Для блока управления рассматриваются два варианта микроконтроллеров: Arduino Nano и STM32. Их сравнительные характеристики приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 — Сравнение микроконтроллеров

| Параметр            | Arduino Nano          | STM32                   |
|---------------------|-----------------------|-------------------------|
| Тактовая частота    | 16 МГц                | 72 МГц                  |
| Объем памяти        | 32 КБ Flash, 2 КБ RAM | 512 КБ Flash, 64 КБ RAM |
| Энергопотребление   | Высокое               | Низкое                  |
| Стоимость           | Низкая                | Средняя                 |
| Поддержка библиотек | Широкая               | Ограниченная            |

Для задач, требующих высокой производительности (например, реализация фильтра Калмана), предпочтительнее STM32. Однако Arduino Nano может быть достаточным для простых систем с минимальными вычислительными требованиями.

После выбора компонентов необходимо обеспечить их совместимость и корректное взаимодействие:

- GPS NEO-6M подключается к микроконтроллеру через UART для передачи координат;
- IMU GY-BNO055 использует интерфейс I2C для обмена данными об ориентации;
- Сервоприводы управляются через ШИМ-сигналы, генерируемые микроконтроллером.

Для проверки работоспособности системы на этапе проектирования может использоваться моделирование в средах типа MATLAB/Simulink или Proteus.

## **2.2 Основные компоненты системы**

Система управления и навигации БПЛА представляет собой комплекс взаимосвязанных аппаратных и программных компонентов, каждый из которых вносит свой вклад в общую функциональность. Рассмотрим ключевые элементы системы и их технические характеристики.

Навигационный модуль включает GPS-приемник NEO-6M и инерциальный измерительный блок GY-BNO055. GPS-модуль на чипе u-blox NEO-6M обеспечивает определение координат с точностью 2.5 метра в автономном режиме и до 1.5 метра при использовании DGPS. Чувствительность приемника составляет минус 161 dBm, что позволяет работать в условиях слабого сигнала. Модуль передает данные через интерфейс UART с частотой до 5 обновлений в секунду. Инерциальный блок GY-BNO055 объединяет 3-осевой акселерометр с диапазоном измерений до плюс-минус 16 g, 3-осевой гироскоп с чувствительностью до плюс-минус 2000 градусов цельсия и 3-осевой магнитометр. Встроенный процессор сенсорного слияния (DMP) обеспечивает вычисление углов ориентации с точностью плюс-минус 0.5 градусов.

Характеристики GPS-приемника NEO-6M:

- точность позиционирования: 2.5 м (автономный режим), до 1.5 м с DGPS;
- чувствительность: минус 161 dBm;
- интерфейс связи: UART (9600 бод по умолчанию);
- обновление данных: до 5 Гц;
- потребляемая мощность: 45 мА при активной работе;
- напряжение питания: 3.3-5В.

Инерциальный измерительный блок (IMU) GY-BNO055 состоит из:

- 9-осевой сенсор (3-осевой акселерометр плюс 3-осевой гироскоп плюс 3-осевой магнитометр)

- акселерометр: плюс-минус 2/4/8/16 g;
- гироскоп: плюс-минус 125/250/500/1000/2000 градусов цельсия;
- магнитометр: плюс-минус 1300  $\mu$ T;
- интерфейс: I2C (до 400 кГц) и UART;
- встроенный процессор для сенсорного слияния (DMP);
- потребляемый ток: 12.5 мА в активном режиме;
- углы ориентации: плюс-минус 0.5 градусов;
- угловая скорость: плюс-минус 0.3%;

Блок управления системы автоматического возврата БПЛА реализован на базе микроконтроллера Arduino Nano с процессором ATmega328P. Данный выбор обусловлен оптимальным сочетанием технических характеристик, стоимости и доступности компонента для решения задач навигации и управления.

Микроконтроллер ATmega328P обладает следующими ключевыми характеристиками:

- 8-битная RISC-архитектура с тактовой частотой 16 МГц;
- 32 КБ флеш-памяти для хранения программы;
- 2 КБ статической оперативной памяти (SRAM);
- 1 КБ EEPROM для хранения параметров;
- 23 программируемых GPIO-вывода;
- 6 каналов ШИМ с частотой до 980 Гц;
- 8-канальный 10-битный АЦП;
- Интерфейсы связи: 1 UART, 1 SPI, 1 I2C;
- Потребление: 19 мА в активном режиме (при 16 МГц);
- Напряжение питания: 5В (допустимый диапазон 5-12В).

Исполнительные механизмы представлены цифровыми сервоприводами MG90S, обеспечивающими крутящий момент 2.0 кг·см при скорости движения 0.1 с на 60 градусов. Управление сервоприводами осуществляется через ШИМ-сигналы с частотой 50 Гц и длительностью импульса от 1 до 2 мс, что соответствует углу поворота от 0 до 180 градусов. Точность позиционирования сервоприводов составляет плюс, минус 1 градус, что достаточно для эффективного управления аэродинамическими поверхностями.

Параметры сервоприводов MG90:

- Крутящий момент: 2.0 кг/см (при 4.8В);
- Скорость: 0.1 с/60 градусов;
- Рабочее напряжение: 4.8–6.0В;
- Потребляемый ток: 100–250 мА;
- Диапазон углов: 180 градусов;
- Точность позиционирования: плюс, минус 1 градус;
- Интерфейс управления: ШИМ (50 Гц, 1–2 мс импульс).

Система логирования данных реализована на базе SD-кардридера с интерфейсом SPI, поддерживающего карты памяти объемом до 32 ГБ. Скорость записи данных достигает 4 Мбит/с, что позволяет сохранять все необходимые

параметры полета с частотой до 100 Гц. Данные записываются в формате CSV, что обеспечивает их удобную последующую обработку.

SD-кардридер на базе SPI состоит из:

- Поддержка карт SDHC до 32 ГБ;
- Формат файлов: FAT16/FAT32;
- Скорость записи: до 4 Мбит/с;
- Интерфейс: SPI (режим 0, до 25 МГц);
- Потребление: 50 мА при записи;
- CSV (текстовый);
- Бинарный (сырые данные).

Радиомодуль e220 обеспечивает беспроводную связь с наземной станцией на расстоянии до 10 км в условиях прямой видимости. Модуль работает в диапазоне 433/868/915 МГц с мощностью передатчика до 20 dBm и чувствительностью приема до минус 148 dBm. Использование технологии LoRa позволяет достичь компромисса между дальностью связи и энергопотреблением, которое составляет 120 мА при передаче и всего 10 мА в режиме приема.

Радиомодуль LoRa e220:

- Диапазон частот: 433/868/915 МГц;
- Мощность передатчика: до 20 dBm;
- Чувствительность: до минус 148 dBm;
- Дальность связи: до 10 км (LOS);
- Скорость передачи: 0.3–37.5 кбит/с;
- Интерфейс: UART;
- 120 мА при передаче.

Питание системы осуществляется от LiPo аккумулятора 3S 11.1В емкостью 2200 мАч, что обеспечивает до 25 минут автономной работы при среднем токе потребления 2А. Для стабилизации напряжения используются линейные регуляторы LM7805 (5В) и AMS1117 (3.3В) с соответствующими цепями фильтрации.

## **2.3 Интеграция компонентов и пример схемного решения**

Аппаратная интеграция реализована с учетом требований по энергопотреблению и электромагнитной совместимости. GPS-модуль NEO-6M подключен к USART1 микроконтроллера (выводы 11-TX, 10-RX), что обеспечивает стабильный обмен навигационными данными. Для инерциального блока BNO055 задействован интерфейс I2C (6-SCL, 7-SDA), позволяющий получать данные об ориентации с частотой до 100 Гц. SD-кардридер для записи телеметрии соединен через SPI (3-SCK, 4-MISO, 5-MOSI), а радиомодуль LoRa e220 - через USART 2 (3-RX, 2-TX) как показано на рисунке 2.8.

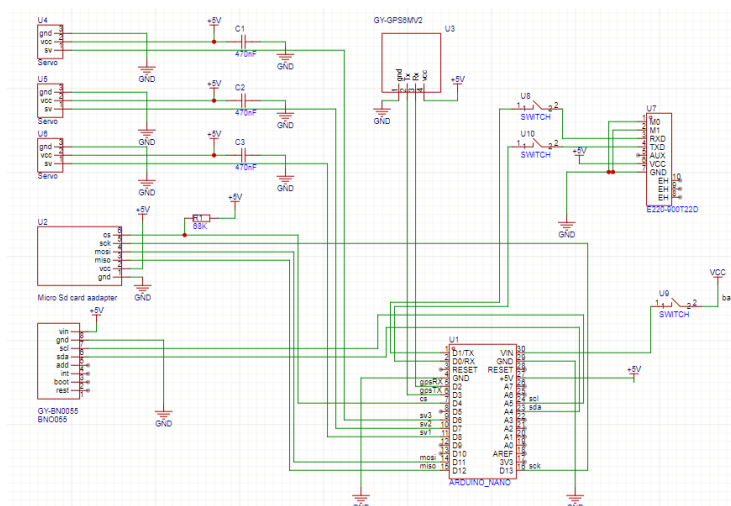


Рисунок 2.8 – Схема подключения

Система питания построена на базе LiPo аккумулятора 3S 11.1В с двумя каскадами стабилизации. Первый каскад на LM7805 обеспечивает питание 5В для сервоприводов и периферийных устройств, второй каскад на AMS1117 формирует стабильное напряжение 3.3В для цифровых компонентов. Особое внимание уделено развязке цепей питания - каждый модуль имеет собственные керамические (100нF) и электролитические (100μF) конденсаторы.

Управление сервоприводами реализовано через три канала ШИМ таймера TIM2 (PA0-CH1, PA1-CH2, PA2-CH3) с частотой 50 Гц. Для уменьшения помех от сервоприводов в цепях питания установлены ферритовые фильтры, а сами линии управления проложены максимально коротко. Токовая нагрузка распределена между несколькими шинами питания для исключения просадок напряжения.

Программная архитектура построена по многоуровневому принципу. Базовый уровень включает драйверы периферии и обработчики прерываний. Middleware слой содержит алгоритмы фильтрации данных (фильтр Калмана для IMU, медианный фильтр для GPS) и буферизации. Прикладной уровень реализует логику управления полетом, включая алгоритмы стабилизации и навигации. Для синхронизации процессов используется RTOS (FreeRTOS), что позволяет обеспечить детерминированное выполнение критичных задач.

Тестирование системы проводится в несколько этапов: от проверки отдельных модулей до комплексных испытаний в реальных условиях. Особое внимание уделяется синхронизации работы подсистем и устойчивости к внешним воздействиям (вибрациям, температурным перепадам, электромагнитным помехам). Результаты тестов заносятся в журнал испытаний для последующего анализа и доработки системы.

### **3 Разработка алгоритмов автоматического возврата и посадки**

#### **3.1 Определение точки возврата и навигация**

Для разработки алгоритмов и обеспечения работы всех систем работы БПЛА будет использоваться программное обеспечение Arduino IDE, в котором будут производиться все программные вычисления и предустановленные программы полёта будут производиться и разрабатываться именно в данной системе.

Arduino Integrated Development Environment (IDE) представляет собой кроссплатформенную среду разработки, широко используемую при создании систем управления беспилотными летательными аппаратами. Основное назначение Arduino IDE заключается в написании, компиляции и загрузке программного кода на микроконтроллеры семейства Arduino и совместимые с ними платы. В контексте разработки БПЛА среда особенно ценна благодаря своей простоте, обширной библиотечной базе и поддержке аппаратных прерываний реального времени.

Архитектура кода построена по принципу управления разделёнными временными промежутками с использованием временных меток, что позволяет избежать блокирующих задержек и обеспечивает стабильную работу в реальном времени. Основной цикл обработки разделен на два независимых процесса с разной периодичностью: обновление GPS-данных выполняется каждые 10 секунд, а управление сервоприводами - каждые 100 мс, что обеспечивает плавность управления при минимальной нагрузке на процессор что показано на рисунке 3.1.

Особенностью реализации является комплексный подход к обработке навигационных данных. Библиотека TinyGPS++ используется для декодирования NMEA-сообщений и вычисления расстояния до точки возврата, в то время как показания инерциального модуля BNO055 обрабатываются отдельно для определения ориентации аппарата. Для преобразования курса в управляющие сигналы применяется нелинейное отображение углов с ограничением диапазона, что предотвращает выход сервоприводов за рабочие положения.

Код содержит несколько важных механизмов обеспечения надежности. При чтении GPS-данных временно отключаются сервоприводы для исключения электрических помех. Все критические параметры системы защищены от переполнения и недопустимых значений. Реализована потоковая запись телеметрии на SD-карту с проверкой успешности операций, что гарантирует сохранность данных даже при нештатных ситуациях.

```

1  #include <TinyGPS++.h>
2  #include <SoftwareSerial.h>
3  #include <SPI.h>
4  #include <SD.h>
5  #include <Wire.h>
6  #include <Adafruit_Sensor.h>
7  #include <Adafruit_BNO055.h>
8  #include <utility/ImuMaths.h>
9  #include <Servo.h>
10
11 static const int RXPin = 3, TXPin = 2;
12 static const uint32_t GPSBaud = 9600;
13 const int chipSelect = 4;
14 int posy = 0;
15 int posz = 0;
16
17 #define BNO055_SAMPLERATE_DELAY_MS (100)
18
19 TinyGPSPlus gps;
20 SoftwareSerial ss(RXPin, TXPin);
21 Adafruit_BNO055 bno = Adafruit_BNO055(55, 0x29, &Wire);
22 Servo servo1;
23 Servo servo2;
24 Servo servo3;
25
26 // Временные интервалы для задач
27 const unsigned long gpsReadInterval = 10000; // Чтение GPS каждые 10 секунд
28 const unsigned long servoControlInterval = 100; // Управление сервоприводом каждые 100 мс
29
30 // Переменные для хранения временных меток
31 unsigned long previousGPSReadTime = 0;
32 unsigned long previousServoControlTime = 0;

```

Рисунок 3.1 – Пример кода для БПЛА

В представленном коде на рисунке 3.2 система навигации реализована с использованием библиотеки TinyGPS++ для обработки данных от GPS-модуля NEO-6M. Точка возврата (стартовая позиция) жестко задана в коде константами START\_LAT и START\_LON, что соответствует координатам 43.23728 градусов северной широты и 76.93131 градусов восточной долготы. Такой подход обеспечивает стабильность системы, но может быть расширен для поддержки динамического задания точки возврата.

```

// Начальные координаты (точка старта)
static const double START_LAT = 43.23728, START_LON = 76.93131;

```

Рисунок 3.2 - Пример кода

При получении валидных GPS-данных система рассчитывает два ключевых параметра:

1. Расстояние до точки старта с использованием функции distanceBetween();
2. Курс для возврата с помощью функции courseTo().

Математическая основа этих расчетов базируется на формуле гаверсинов для сферической тригонометрии:

$$a = \sin^2\left(\frac{\Delta\phi}{2}\right) + \cos(\phi_1) \cdot \cos(\phi_2) \cdot \sin^2\left(\frac{\Delta\lambda}{2}\right), \quad (3.1)$$

$$c = 2 \arctan\left(\sqrt{1-a}\right), \quad (3.2)$$

$$\text{Distance} = R \cdot c, \quad (3.3)$$

где  $\varphi$  - широта в радианах;  
 $\lambda$  - долгота в радианах;  
 $R$  - радиус Земли (6371 км).

Эти координаты используются для расчета расстояния и курса до точки старта. Для определения текущего местоположения планера используется GPS-модуль NEO-6М. GPS работает на основе сети спутников, передающих сигналы с информацией о своем местоположении и точном времени. Приемник на борту планера принимает сигналы от нескольких спутников и вычисляет свое местоположение на основе времени задержки сигнала.

Курс до точки возврата (угол между текущим направлением движения и направлением на точку возврата) рассчитывается с использованием формулы (3.4):

$$\theta = \arctan2(\sin(\Delta \lambda) \cdot \cos(\phi_2) \cdot \cos(\phi_1) \cdot \sin(\phi_2) - \sin(\phi_1) \times \quad (3.4) \\ \times \cos(\phi_2) \cdot \cos(\Delta \lambda))$$

где  $\theta$  — курс до точки возврата.

Реализация навигационного контура работает по следующему принципу, каждые 10 секунд (`gpsReadInterval`) система активирует `SoftwareSerial` для чтения данных GPS, полученные данные декодируются с помощью `gps.encode()`, при успешном получении данных рассчитываются:

- Текущие координаты (широта/долгота);
- Высота над уровнем моря;
- Скорость движения;
- Направление движения (курс);
- Дистанция до точки старта;
- Требуемый курс для возврата.

Особенностью реализации является временное отключение сервоприводов на период чтения GPS-данных (функции `detachServos()/attachServos()`), что предотвращает возникновение помех в работе чувствительного GPS-приемника.

Управление сервоприводом руля направления (`servo3`) реализовано с учетом следующих аспектов:

1. Требуемый угол поворота рассчитывается преобразованием курса возврата (0–360 градусов) в диапазон рабочих углов сервопривода (45–135 градусов);
2. Используется функция `map()` для линейного преобразования диапазонов: `rudderAngle = map(courseToSTART, 0, 360, 45, 135);`
3. Угол ограничивается безопасными пределами функцией `constrain()`;
4. После установки требуемого угла руль через 500 мс возвращается в нейтральное положение (90 градусов).

Данные от инерциального модуля BNO055 используются для:

1. Дополнения навигационной информации (ориентация в пространстве);
2. Управления дополнительными сервоприводами (servo1, servo2);
3. Компенсации угловых отклонений планера.

Ориентация по осям y и z преобразуется в управляющие сигналы для сервоприводов как показано на рисунке 3.3:

```
// Управление сервоприводами на основе данных с датчика
posy = event.orientation.y;
posz = event.orientation.z;

servo1.write(90 + posy + posz);
servo2.write(90 - posy + posz);

servo3.write(rudderAngle); // Поворачиваем руль на заданный угол
```

Рисунок 3.3 – Пример ориентации по осям

Периодичность обновления: GPS-данные обновляются каждые 10 секунд, что является компромиссом между точностью навигации и энергопотреблением системы.

Обработка ошибок при отсутствии GPS-сигнала руль направления автоматически устанавливается в нейтральное положение (rudderAngle = 90), что обеспечивает прямолинейное движение.

Логирование данных: Все ключевые параметры полета записываются на SD-карту в файл datalog.txt, включая:

- Координаты;
- Высоту;
- Скорость;
- Дистанцию до старта;
- Ориентацию в пространстве.

Приоритетность задач: Управление сервоприводами (controlServo()) выполняется с более высокой частотой (каждые 100 мс), чем обновление GPS-данных, что обеспечивает плавное управление планером.

Представленная реализация демонстрирует классический подход к построению системы навигации для автономного БПЛА, сочетающий данные спутниковой навигации с информацией от инерциальных датчиков. Алгоритм может быть усовершенствован за счет введения фильтра Калмана для сглаживания данных и более сложной логики управления.

### 3.2 Управление ориентацией и движением

В системе управления БПЛА реализована двухконтурная архитектура с четким разделением временных интервалов для разных задач. Высокочастотный контур, работающий с периодичностью 100 мс, отвечает за обработку данных с датчика ориентации BNO055 и управление сервоприводами. Такая частота выбрана не случайно - она учитывает механическую инерцию сервоприводов, типичное время отклика которых составляет 50–100 мс, и динамические характеристики самого БПЛА, для стабилизации которого обычно достаточно 5–10 Гц. В этом контуре функция `controlServo()` непрерывно получает текущие углы ориентации: тангаж (`posy`) в диапазоне плюс, минус 90 градусов и рыскание (`posz`) от 0 градусов до 360 градусов, преобразуя их в управляющие сигналы для сервоприводов как показано на рисунке 3.4. В свою очередь (`posy`) и (`posz`) переменные ПИД регулятора, работа которого будет описана в последующих главах. Левый и правый элероны управляются по принципу отклонения для коррекции тангажа и дифференциального - для рыскания, с нейтральным положением в 90 градусов и жесткими ограничениями рабочего диапазона 45–135 градусов для предотвращения механических повреждений.

```
sensors_event_t event;
bno.getEvent(&event);

// Управление сервоприводами на основе данных с датчика
posy = event.orientation.y;
posz = event.orientation.z;
```

Рисунок 3.4 – Пример управления сервоприводом

Низкочастотный навигационный контур активируется каждые 10 секунд, что обусловлено особенностями работы GPS-модуля с его типичным временем обновления 1–5 секунд и вычислительной сложностью геодезических расчетов. В функции `readGPSData()` происходит тщательная обработка поступающих NMEA-строк с валидацией данных по количеству спутников и показателю HDOP как показано на рисунке 3.5. Особое внимание уделено геодезическим преобразованиям - расчету расстояния по ортодромии и начального азимута с использованием точных алгоритмов библиотеки `TinyGPS++`, обеспечивающих погрешность не более 0.5% от дальности для расстояний и около 1 градуса на 100 км для курса. Полученный азимут преобразуется в угол отклонения руля направления через нелинейное отображение, где крайние значения курса 0 градусов и 360 градусов соответствуют максимальному отклонению 45 градусов, а 180 градусов - 135 градусов.

```

if (gpsDataReceived) {
    // Вывод данных GPS в Serial Monitor (в старом формате)
    Serial.print(gps.satellites.value()); // Информация о спутниках
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.hdop.hdop()); // Точность
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.location.lat(), 6); // Широта
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.location.lng(), 6); // Долгота
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.altitude.meters()); // Высота
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.course.deg()); // Направление движения
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.speed.kmph()); // Скорость
    Serial.print(", ");

    // Расстояние до старта
    unsigned long distanceKmToSTART = (unsigned long)TinyGPSPlus::distanceBetween(
    | gps.location.lat(), gps.location.lng(), START_LAT, START_LON);
    Serial.print(distanceKmToSTART);
    Serial.print(", ");

    // Курс к старту
    double courseToSTART = TinyGPSPlus::courseTo(
    | gps.location.lat(), gps.location.lng(), START_LAT, START_LON);
    Serial.print(courseToSTART);
    Serial.print(", ");

    // Направление к старту
    const char *cardinalToSTART = TinyGPSPlus::cardinal(courseToSTART);
    Serial.print(cardinalToSTART);
    Serial.print(", ");
}

```

Рисунок 3.5 – Пример кода для GPS

## 4 Разработка модели летательного аппарата с системой автопилота

### 4.1 Математическая модель динамики полета

Для работы ПИД регулятора, который был показан выше, была разработана нечёткая логика, по которой и происходит управление летательным аппаратом. Для обеспечения устойчивого и безопасного полета беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в условиях переменных внешних воздействий, таких как ветер, турбулентность и изменение центра масс, необходима система автопилота, способная адаптироваться к неопределённостям и быстро реагировать на отклонения от заданной траектории.

Первым этапом технологического процесса является сбор данных о текущем состоянии самолета и окружающей среды как показано на рисунке 4.1. Эти данные включают:

- угол атаки — измеряется с помощью инерциальной навигационной системы (ИНС);
- вертикальная скорость — измеряется с помощью GPS который контролирует изменение высоты самолета;
- горизонт — измеряется акселерометрами или гироскопами, которые фиксируют изменения угловой скорости самолета.

Эти данные поступают в бортовую систему управления и используются для анализа текущей ситуации и принятия решений о корректировке положения самолета.

Основанная задача системы держать самолёт в горизонтальном направлении, но не мешать выполнять задачу по траектории полёта.



Рисунок 4.1 – Данные положения летательного аппарата

На основе собранных данных система управления выполняет обработку информации с использованием нечеткой логики. Нечеткая логика позволяет учитывать неопределенности и неточности данных, что особенно важно в условиях реальных полетов, где точные математические модели могут оказаться недостаточными как показано на рисунке 4.2.

На этом этапе выполняются следующие задачи:

- фаззификация данных — текущие значения угла тангажа, вертикальной скорости и других параметров преобразуются в нечеткие переменные (например, "низкий", "средний", "высокий угол тангажа"). Это позволяет системе

интерпретировать данные в лингвистических терминах и учитывать неточные или неопределенные входные данные;

- применение нечетких правил — на основе набора заранее сформированных нечетких правил, система принимает решение о том, как корректировать угол тангажа. Например, если текущий угол тангажа велик, а вертикальная скорость растет, система должна снизить угол тангажа, чтобы стабилизировать полет;

- дефазификация — преобразование результата нечеткой логики в четкий управляющий сигнал для исполнительных механизмов. Полученный сигнал определяет, насколько и как быстро нужно изменить положение рулей высоты для корректировки угла тангажа.

```
rudderAngle = map(courseToSTART, 0, 360, 45, 135); // Преобразуем курс в угол сервопривода  
rudderAngle = constrain(rudderAngle, 45, 135); // Ограничиваем угол в пределах 45-135 градусов
```

#### Рисунок 4.2 – Пример фазификации данных

После того как управляющий сигнал сформирован, он передается на исполнительные механизмы самолета — в данном случае, на рули высоты. Рули высоты являются основными органами управления углом тангажа. Система управления передает сигнал на сервоприводы, которые изменяют положение рулей для достижения нужного угла наклона самолета.

Как только исполнительные механизмы изменяют угол тангажа, система начинает получать новые данные от датчиков. Этот цикл образует систему обратной связи, которая позволяет системе управления контролировать результаты своих действий и, при необходимости, вносить коррективы в управляющий сигнал.

Обратная связь позволяет системе реагировать на изменения в реальном времени. Например, если порыв ветра или турбулентность изменяют траекторию полета, система управления моментально корректирует угол тангажа для восстановления стабильности [10].

Важным этапом технологического процесса является адаптивное поведение системы управления. В зависимости от текущих условий полета система может изменять параметры управления:

- интенсивность управляющих сигналов — система может усиливать или ослаблять управляющие воздействия в зависимости от динамики самолета и внешних условий. Это позволяет избегать чрезмерных перегрузок и резких маневров;

- коррекция алгоритмов управления — в процессе полета система может оптимизировать свои действия на основе накопленных данных. Например, при изменении массы самолета (в результате расхода топлива или сброса нагрузки) система может корректировать правила управления, чтобы поддерживать оптимальные углы тангажа и скорость их изменения.

## 4.2 Верификация и валидация модели

Процесс проверки адекватности модели включает несколько этапов. Начинается с компьютерного моделирования в средах типа MATLAB/Simulink, где проверяется соответствие статических и динамических характеристик. Затем проводится полунатурное моделирование с подключением реальной аппаратуры автопилота к математической модели через аппаратные интерфейсы. Натурные испытания начинаются с проверки отдельных режимов на привязи, постепенно переходя к свободным полетам с поэтапным расширением рабочего диапазона. Для анализа результатов используются методы параметрической идентификации, позволяющие уточнить коэффициенты модели по данным реальных полетов.

Особое внимание уделяется корректности моделирования внешних возмущений, таких как ветер и турбулентность, для чего применяются статистические методы анализа соответствия реакции модели и реального аппарата в одинаковых условиях.

Для разработки лингвистической переменной «Угол атаки» использован метод статистической обработки экспертной информации. Использованы результаты опроса пилотов при тест лётных характеристик самолёта АН-2, на основе опроса пяти пилотов была составлена таблица опроса, где пилотом была дана возможность расставить балы в соответствии с их виденьем терм:

- Очень малый (NB): от минус 30 градусов до минус 20 градусов;
- Малый (NS): от минус 20 градусов до 5 градусов;
- Средний (Z): от минус 5 градусов до 5 градусов;
- Большой (PS): от 5 градусов до 20 градусов;
- Очень большой (PB): от 20 градусов до 30 градусов.

По полученным данным построена таблица 4.1, таким образом, что заполнитель указал своё профессиональное мнение о работе штурвалом в момент полёта.

Таблица 4.1 – Результаты опроса лётчиков

| k | Термы | -30 | -25 | -20 | -15 | -15 | -5 | 0 | 5 | 10 | 15 | 20 | 25 | 30 |
|---|-------|-----|-----|-----|-----|-----|----|---|---|----|----|----|----|----|
| 1 | NB    | 1   | 1   | 1   | 0   | 0   | 0  | 0 | 0 | 0  | 0  | 0  | 0  | 0  |
|   | NS    | 0   | 0   | 0   | 1   | 1   | 1  | 0 | 0 | 0  | 0  | 0  | 0  | 0  |
|   | z     | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 1  | 1 | 1 | 0  | 0  | 0  | 0  | 0  |
|   | PS    | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0  | 0 | 1 | 1  | 1  | 0  | 0  | 0  |
|   | PB    | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0  | 0 | 0 | 0  | 1  | 1  | 1  | 1  |
| 2 | NB    | 1   | 1   | 1   | 0   | 1   | 1  | 0 | 0 | 0  | 0  | 0  | 0  | 0  |
|   | NS    | 0   | 0   | 0   | 1   | 1   | 1  | 1 | 1 | 1  | 1  | 0  | 0  | 0  |
|   | z     | 0   | 0   | 0   | 0   | 1   | 1  | 1 | 1 | 0  | 0  | 0  | 0  | 0  |
|   | PS    | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0  | 0 | 0 | 1  | 1  | 1  | 0  | 0  |
|   | PB    | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0  | 0 | 0 | 0  | 1  | 1  | 1  | 1  |
| 3 | NB    | 1   | 1   | 1   | 1   | 0   | 0  | 0 | 0 | 0  | 0  | 0  | 0  | 0  |

Продолжение таблицы 4.1

|   |    |   |   |   |   |   |   |   |   |   |   |   |   |   |
|---|----|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 4 | NB | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
|   | NS | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
|   | z  | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
|   | PS | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 | 0 | 0 |
|   | PB | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 | 1 |
| 5 | NB | 1 | 1 | 1 | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
|   | NS | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
|   | z  | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
|   | PS | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 | 0 | 0 |
|   | PB | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 | 1 | 1 |

Результаты обработки экспертных мнений представлены в таблице 4.2. Числа над линией — это количество голосов, отданных экспертами за принадлежность нечеткому множеству соответствующего элемента универсального множества. Полученные степени принадлежности легли в основу построения гауссовых функций принадлежности для лингвистической переменной "Угол атаки". Особое внимание было уделено зонам перекрытия термов, где значения принадлежности находятся в диапазоне 0,2–0,8, что обеспечило плавность переходов между соседними термами и повысило устойчивость системы управления. Числа под линией - степени принадлежности, рассчитанные по формуле (4.1):

$$\mu_i(u_i) = \frac{1}{K} \sum_{k=1, K} b_{ji}^k, i = 1, n \quad (4.1)$$

Таблица 4.2 - Результаты обработки мнений лётчиков

|    | -30 | -25 | -20 | -15 | -15 | -5  | 0   | 5   | 10  | 15  | 20  | 25 | 30 |
|----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|----|----|
| NB | 5   | 5   | 5   | 3   | 3   | 1   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0  | 0  |
|    | 1   | 1   | 1   | 0,6 | 0,6 | 0,2 | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0  | 0  |
| NS | 0   | 0   | 1   | 4   | 5   | 3   | 1   | 1   | 1   | 1   | 0   | 0  | 0  |
|    | 0   | 0   | 0,2 | 0,8 | 1   | 0,6 | 0,2 | 0,2 | 0,2 | 0,2 | 0   | 0  | 0  |
| z  | 0   | 0   | 0   | 0   | 1   | 5   | 5   | 5   | 0   | 0   | 0   | 0  | 0  |
|    | 0   | 0   | 0   | 0   | 0,2 | 1   | 1   | 1   | 0   | 0   | 0   | 0  | 0  |
| PS | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 1   | 5   | 5   | 4   | 0  | 0  |
|    | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0,2 | 1   | 1   | 0,8 | 0  | 0  |
| PB | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 5   | 5   | 5  | 5  |
|    | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 0   | 1   | 1   | 1  | 1  |

Графики функций принадлежности показаны на рисунке 4.3.

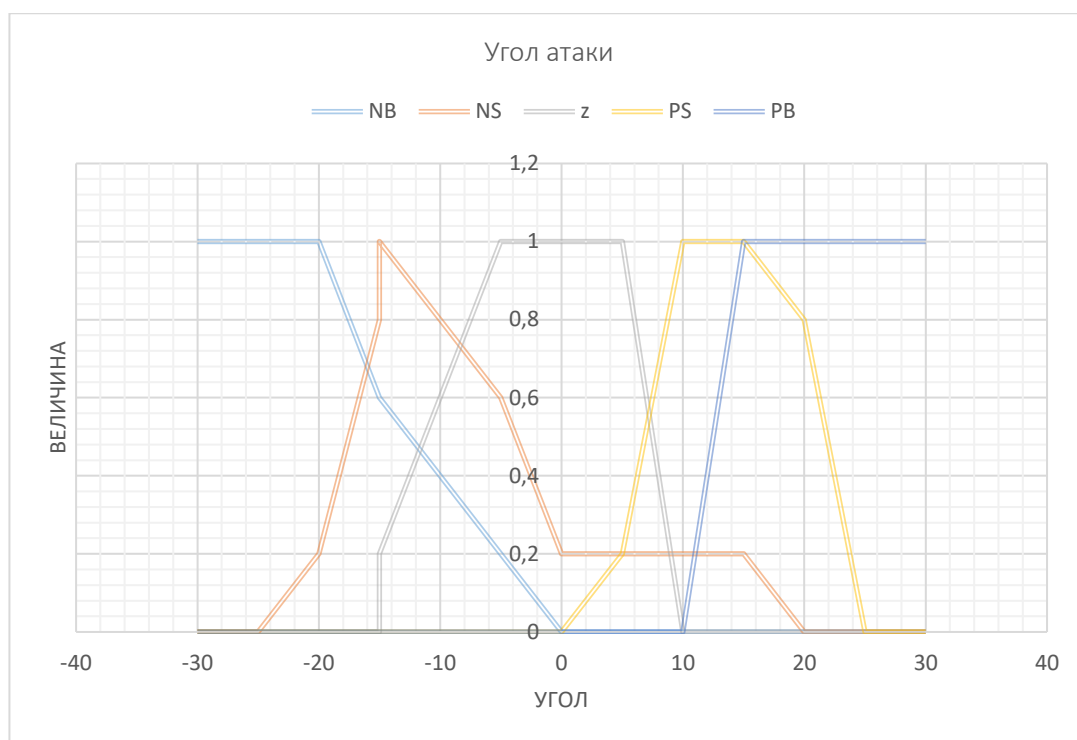


Рисунок 4.3 – График принадлежности

В данном этапе рассматривается переменная внешнего воздействия на самолёт, где рассматривается величина в промежутке от 0 до 10. Лётчикам дано расставить отношение значений в матрице сравнения и по полученным данным строятся термы в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Занесение данных

| PS | 0 | 1   | 2   | 3   | 4   | произве<br>дение | корень из<br>произ в п<br>степени | Субнорм  | Норм     |
|----|---|-----|-----|-----|-----|------------------|-----------------------------------|----------|----------|
| 0  | 1 | 1/6 | 1/7 | 1/8 | 1/9 | 0,000331         | 0,20131848                        | 0,031632 | 0,112935 |
| 1  | 6 | 1   | 1/2 | 1/2 | 1/2 | 0,75             | 0,944087511                       | 0,14834  | 0,529612 |
| 2  | 7 | 2   | 1   | 1   | 1   | 14               | 1,695218203                       | 0,266362 | 0,950979 |
| 3  | 8 | 2   | 1   | 1   | 1   | 16               | 1,741101127                       | 0,273572 | 1        |
| 4  | 9 | 2   | 1   | 1   | 1   | 18               | 1,782602458                       | 0,280093 | 1        |
|    |   |     |     |     |     | Сумма            | 6,364327779                       |          |          |
| PM | 1 | 2   | 3   | 4   | 5   | произве<br>дение | корень из<br>произ в п<br>степени | Субнорм  | Норм     |
| 1  | 1 | 1/7 | 1/8 | 1/9 | 1/9 | 0,00022          | 0,185637363                       | 0,024716 | 0,060589 |
| 2  | 7 | 1   | 1/6 | 1/5 | 1/5 | 0,046667         | 0,541753039                       | 0,072129 | 0,176819 |
| 3  | 8 | 6   | 1   | 1/3 | 1/3 | 5,333333         | 1,397654238                       | 0,186083 | 0,45617  |
| 4  | 9 | 5   | 3   | 1   | 1/2 | 67,5             | 2,32199219                        | 0,309149 | 0,757858 |
| 5  | 9 | 5   | 3   | 2   | 1   | 270              | 3,063887063                       | 0,407924 | 1        |
|    |   |     |     |     |     | Сумма            | 7,510923892                       |          |          |
| PB | 6 | 7   | 8   | 9   | 10  | произве<br>дение | корень из<br>произ в п<br>степени | Субнорм  | Норм     |
| 6  | 1 | 1/7 | 1/8 | 1/9 | 1/9 | 0,00022          | 0,185637363                       | 0,024886 | 0,069598 |
| 7  | 7 | 1   | 1/6 | 1/5 | 1/5 | 0,046667         | 0,541753039                       | 0,072625 | 0,203112 |
| 8  | 8 | 6   | 1   | 1/3 | 1/3 | 5,333333         | 1,397654238                       | 0,187364 | 0,524002 |
| 9  | 9 | 5   | 3   | 1   | 1   | 135              | 2,667268608                       | 0,357563 | 1        |
| 10 | 9 | 5   | 3   | 1   | 1   | 135              | 2,667268608                       | 0,357563 | 1        |
|    |   |     |     |     |     | Сумма            | 7,459581856                       |          |          |

По данной таблице строится ещё одна таблица, в которой видно распределение значений по термам в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Распределение значений

|    | 0 | 1        | 2        | 3        | 4        | 5 | 6        | 7        | 8        | 9        | 10 |
|----|---|----------|----------|----------|----------|---|----------|----------|----------|----------|----|
| PS | 1 | 1        | 0,950979 | 0,529612 | 0,112935 | 0 | 0        | 0        | 0        | 0        | 0  |
| PM | 0 | 0,060589 | 0,176819 | 0,45617  | 0,757858 | 1 | 0,757858 | 0,45617  | 0,176819 | 0,060589 | 0  |
| PB | 0 | 0        | 0        | 0        | 0        | 0 | 0,069598 | 0,203112 | 0,524002 | 1        | 1  |

По выше представленной таблице строятся графики, которые в последствии будут учитываться в написании терм в лингвистической переменной «внешние возмущения» как показано на рисунке 4.4.

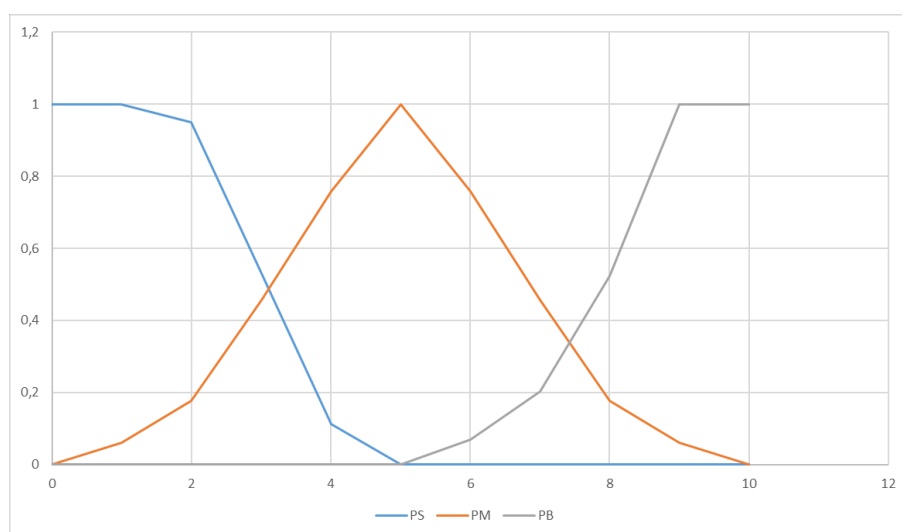


Рисунок 4.4 – График термы «Внешние возмущения»

Полеченные данные от лётчиков и экспертов вносятся во входные и выходные лингвистические переменные, термы были подписаны выше и вводятся без изменения как показано на рисунке 4.5

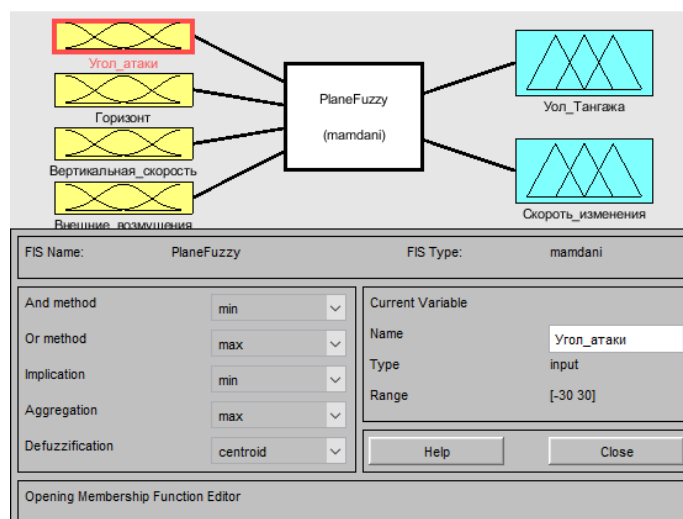


Рисунок 4.5 – Входные и выходные переменные

Для входных переменных введены данные лётчиков в виде терм множеств в виде функции Гауса для более плавной работы системы, каждая из переменных имеет пять терм множеств, кроме «внешних возмущений», данная переменная имеет только три термы множества как показано на рисунке 4.6.

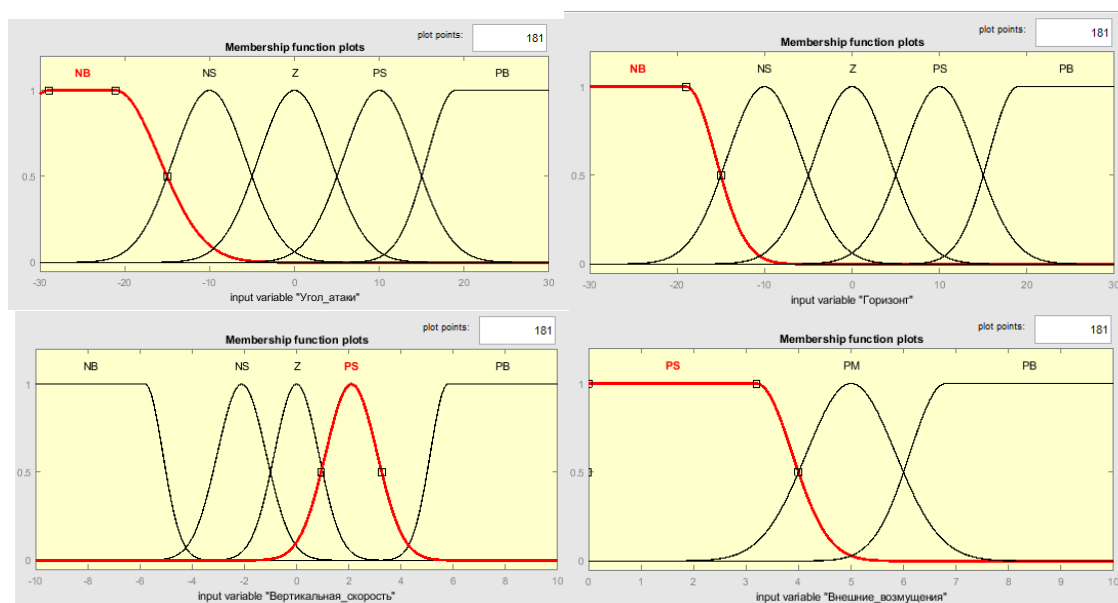


Рисунок 4.6 – Входные переменные

Для выходных переменных созданы две переменные, которые были описаны выше (Угол тангажа, скорость изменения). Данные так же сформированы за счёт сбора данных от лётчиков как показано на рисунке 4.7.

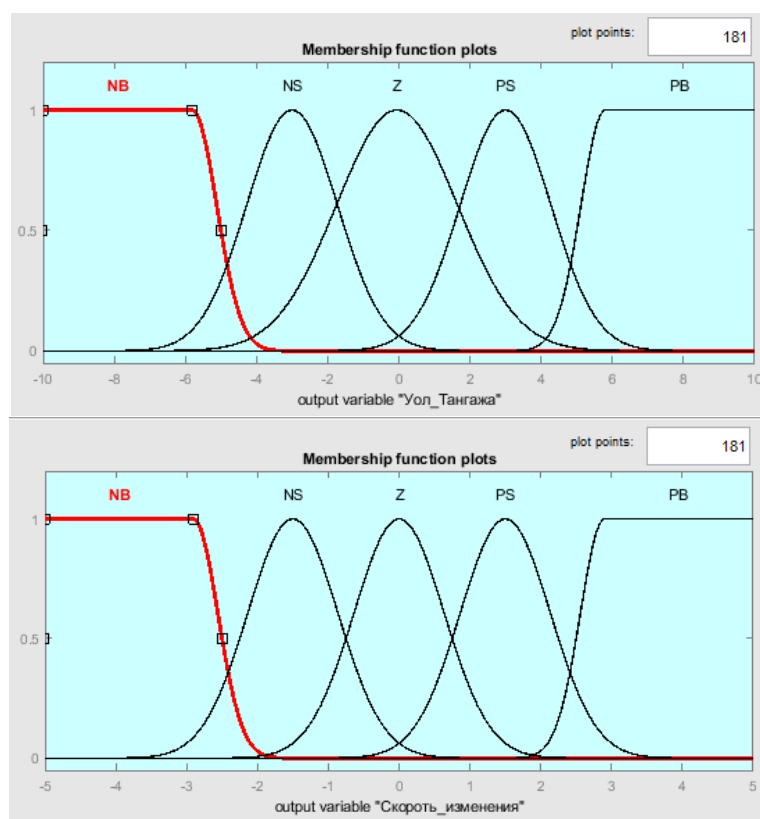


Рисунок 4.7 – Выходные переменные

Для данных терм множества составлены правила управления системой. Логика данных правил состоит в том, чтобы все отрицательные величины перевести в положительные для управления полётом, но действия должны иметь так же сравнительный характер и не допускать чрезмерное перераспределение, дабы не привести самолёт к неконтролируемому полёту. Логика системы должна учитывать, что разница значений должна уравниваться постепенно и не принимать чрезмерные углы.

Стоит отметить, что в правилах учитывается внешние воздействие на самолёт, таким образом, что чем выше внешние воздействие, тем выше скорость реакции системы, иными словами, чем более штормовая погода, система быстрее будет изменять угол тангаж как показано рисунке 4.8.

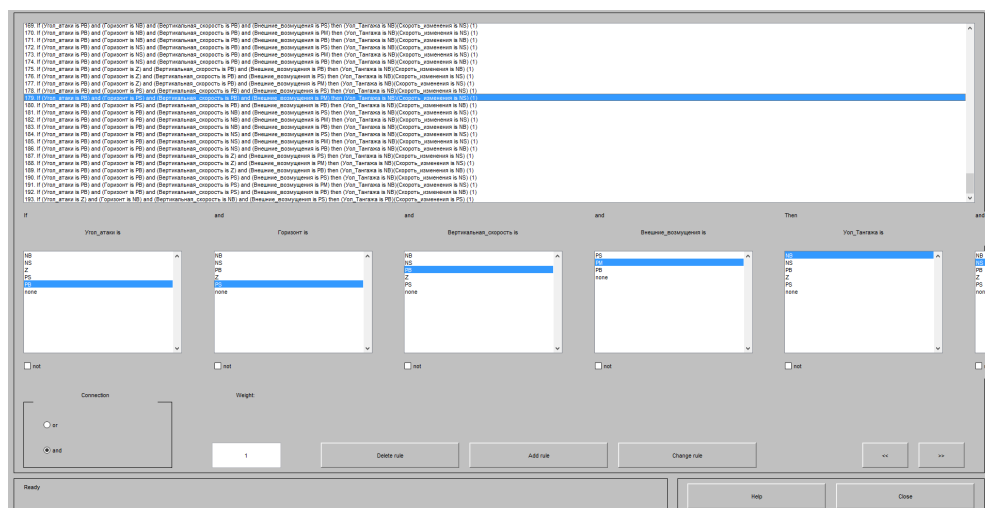


Рисунок 4.8 – Правила системы

Данные правила образуют график работы системы, в котором наглядно видно, как будет работать система, так же можно провести быстрый анализ, что система работает стабильно, без резких перераспределений и изменений угла как показано на рисунке 4.9.

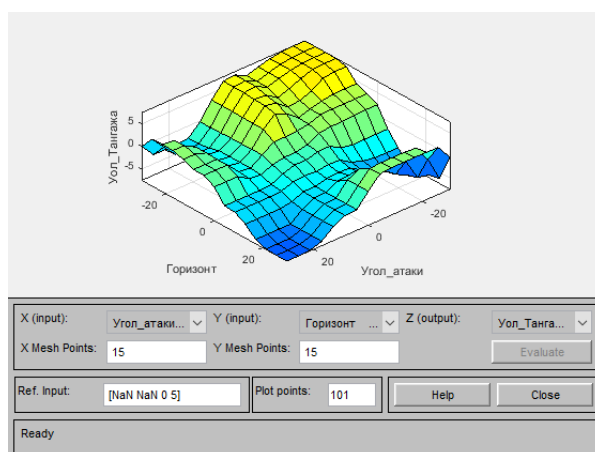


Рисунок 4.9 – График нечёткой логики

После разработки системы управления на основе нечеткой логики, следующим шагом является тестирование её работы в симуляционной среде. MATLAB с расширением Fuzzy Logic Toolbox предоставляет все необходимые инструменты для создания, настройки и тестирования нечетких систем управления. Этот этап позволяет оценить, как хорошо разработанная система справляется с поставленными задачами в различных сценариях полета, а также откорректировать настройки системы на основе результатов тестирования.

Тестирование системы управления углом атаки и горизонта с использованием нечеткой логики в среде MATLAB Fuzzy Logic Toolbox позволило провести всестороннюю оценку её работы в различных сценариях и

режимах полета. По результатам моделирования и анализа отклика системы можно сделать следующие выводы:

Система управления на основе нечеткой логики показала высокую гибкость и адаптивность при изменяющихся условиях полета. Она эффективно обрабатывала входные данные с неопределенными и неточными значениями, такими как угол атаки, отклонение от горизонта и вертикальная скорость, что позволило системе стабильно поддерживать полет даже в условиях внешних возмущений (например, при турбулентности или резких изменениях угла атаки).

Система продемонстрировала плавное управление углом атаки и коррекцию горизонта. В большинстве сценариев тестирования удалось избежать резких маневров и колебаний, что свидетельствует о правильно настроенных функциях принадлежности и нечетких правилах. Это важно для обеспечения безопасности полета, так как система не создавала опасных перегрузок или внезапных изменений траектории как показано на рисунке 4.10.

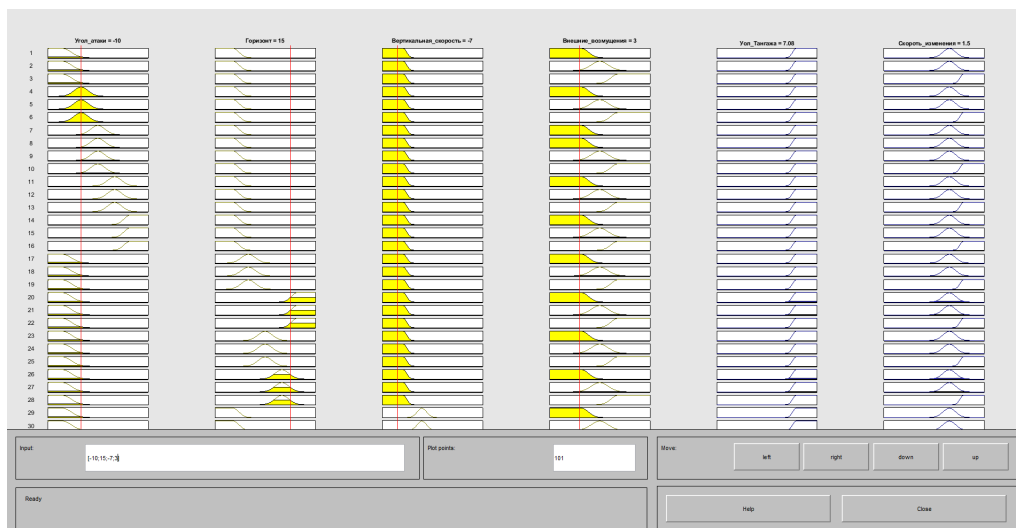


Рисунок 4.10 – Пример теста системы

Для более наглядного тестирования системы опишу систему в виде рисунка самолёта с изображением того, как будет проходить полёт самолёта.

Для первого теста рассмотрим, что самолёт летит с траекторией полёта равной 4 градуса относительно горизонта, угол атаки для дальнейшего полёта равен 5 градусам, самолёт поднимается, поэтому скорость будет 4 м/с, а внешнее возмущение будет равно 5 балам (ветрено) как показано на рисунке 4.11.

Предположительно угол тангажа должен быть отрицательным, так как самолёту нужно принять меньший угол относительно горизонта. Данное действие может быть исполнено за счёт уменьшения угла элеронов. Скорость изменения угла должна быть небольшой, внешнее воздействие небольшое.



Рисунок 4.11 – Пример теста один

По введённым данным в систему можно сделать вывод, что система работает точно так же, как и следует теоретическому исследованию как показано на рисунке 4.12:

- Угол тангажа: минус 3,14 градусов;
- Скорость изменения угла: минус 1,54 г/с.

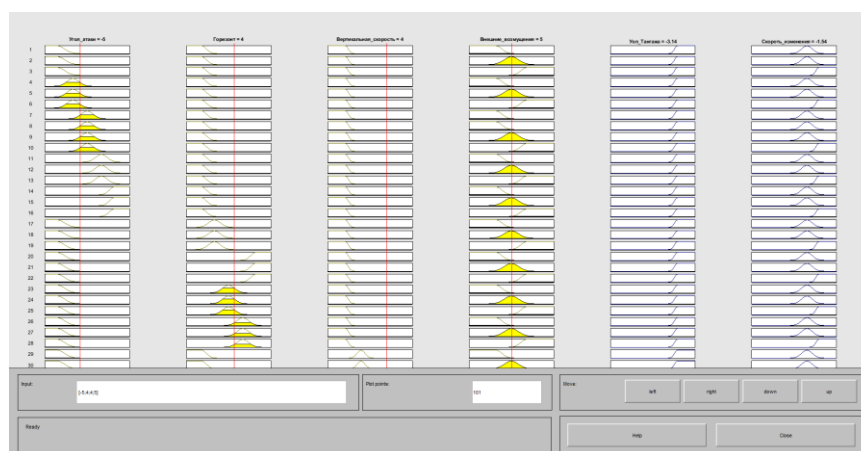


Рисунок 4.12 – Выходные параметры теста

Теперь рассмотрим пример, где самолёт летит в низ, а системе нужно вывести его на высоту, тем самым повернуть элерон на положительный угол как показано на рисунке 4.13.

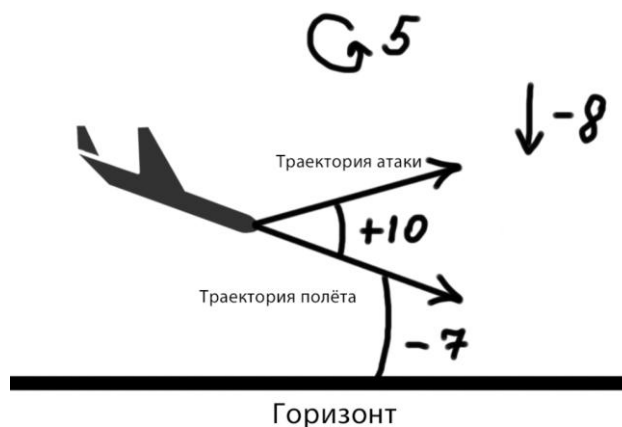


Рисунок 4.13 – Пример теста два

Для данной системы Угол атаки равен 10, траектория полёта относительно горизонта минус 7, скорость по вертикали минус 8 (самолёт летит в низ), а внешнее возмущение равно 5. По данным величинам получим угол тангажа ровно 6.92, а скорость изменения 1.98 г/с, что соответствует теоретическим выводам как показано на рисунке 4.14.

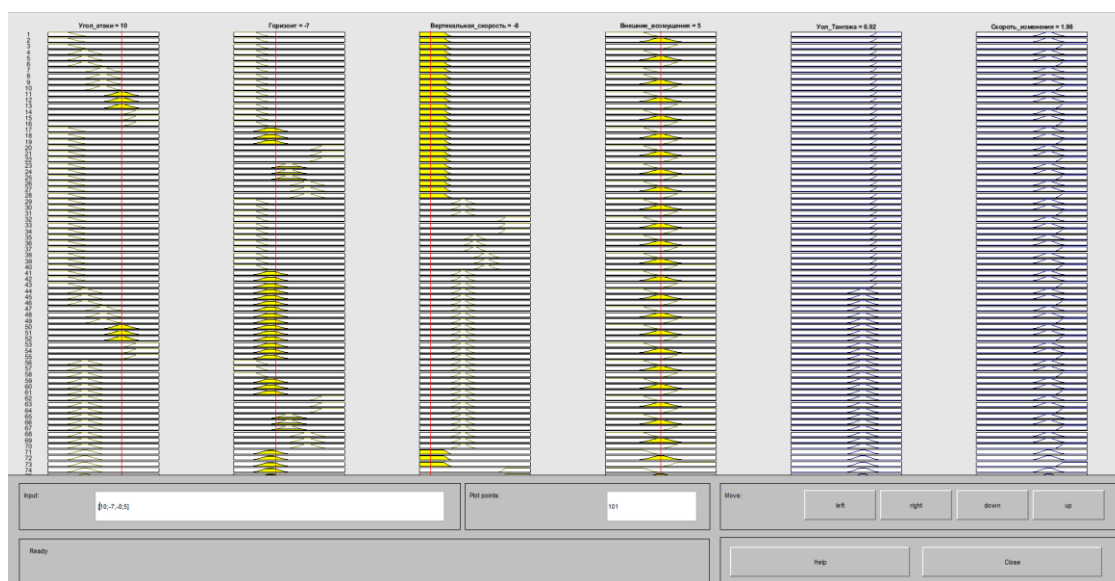


Рисунок 4.14 – Вывод примера два

## 5 Создание и тестирование макетной версии системы

### 5.1 Создание схемы системы

Разработка макетной версии системы автоматического возврата летательного аппарата включала проектирование аппаратной части, проектировку печатной платы, сборку опытного образца и последующее тестирование.

Первоначально была создана принципиальная электрическая схема, отражающая взаимосвязь всех ключевых компонентов системы. В качестве основного управляющего элемента использовался микроконтроллер Arduino Nano, обеспечивающий контроль над приёмом данных с модулей и формирование управляющих воздействий на исполнительные механизмы.

На предоставленной схеме в рисунке 5.1 можно увидеть всю структуру подключения, включая использование стабилизирующих элементов (конденсаторов, подтягивающих резисторов), что позволяет повысить помехоустойчивость системы и стабильность её функционирования. Схема была разработана в программной среде EasyEDA, где также производилась проверка логики соединений и симуляция сигналов.

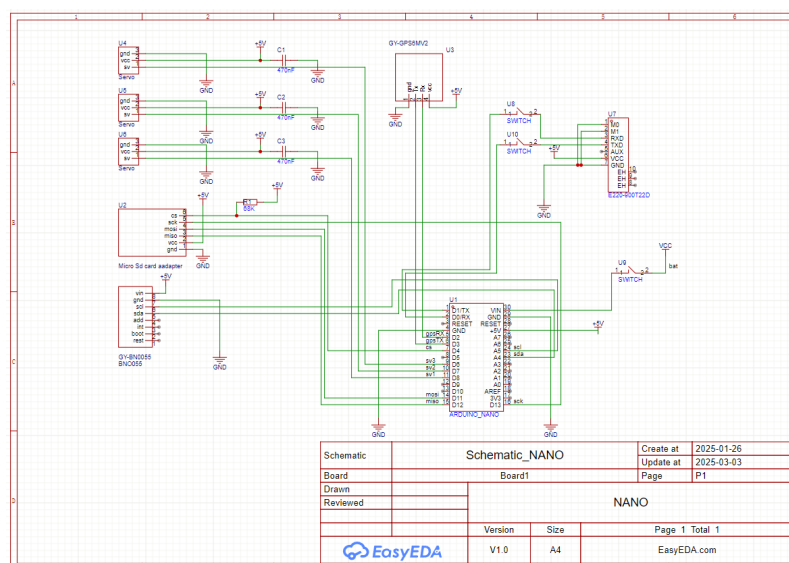


Рисунок 5.1 – Схема подключения

### 5.2 Проектирование печатной платы и сборка макета

После утверждения схемы начался этап проектирования печатной платы. Задача заключалась в создании компактной односторонней платы с минимальными пересечениями и разумным размещением компонентов, чтобы обеспечить удобство сборки и дальнейшего обслуживания. Учитывая габаритные ограничения, наложенные размерами летательного аппарата, плата

была выполнена в вытянутой форме с продольным размещением узлов: от GPS-модуля до управляющего контроллера.

На рисунке 5.2 представлена трассировка печатной платы, выполненная также в EasyEDA, на рисунке 5.3 же показана её 3D модель. Использовались два слоя что позволило напечатать максимально компактную плату, свести к минимуму паразитные наводки и обеспечить надёжную работу цифровых интерфейсов. Разводка тщательно оптимизировалась, с учётом минимизации длины сигнальных линий и изоляции чувствительных участков цепи.

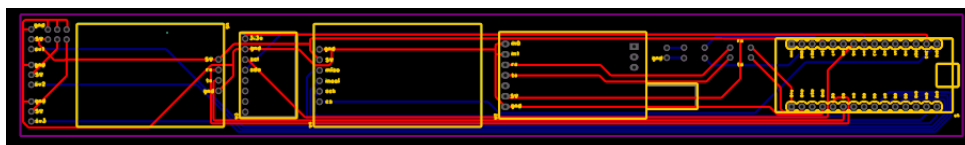


Рисунок 5.2 – Схема печатной платы

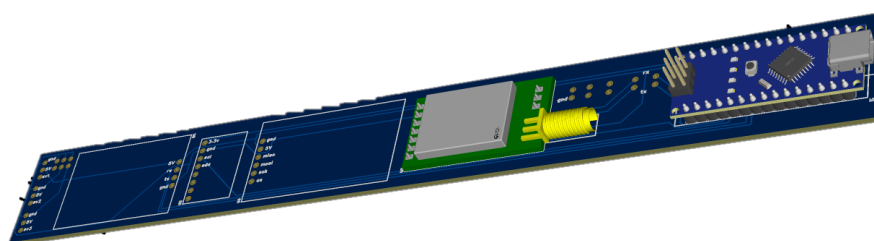


Рисунок 5.3 – 3D модель печатной платы

После изготовления платы была проведена сборка всех компонентов, как показано на рисунке 5.4 и их поочередная проверка с помощью мультиметра и логического анализатора. Было подтверждено корректное питание всех узлов, а сигнальные линии продемонстрировали стабильную передачу данных.

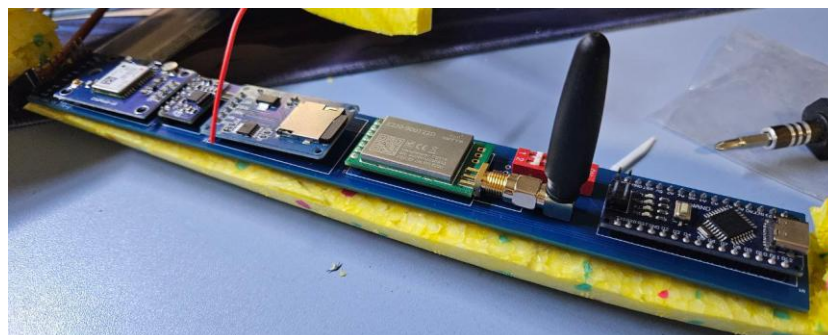


Рисунок 5.4 – Сборка схемы в натуре

Сама же модель летательного аппарата была взята за основу с игрушечного самолёта, сделанного из пенопласта, но для точной работы всех систем была воспроизведена его точная модель в система компас 3D, как показано на рисунке 5.5

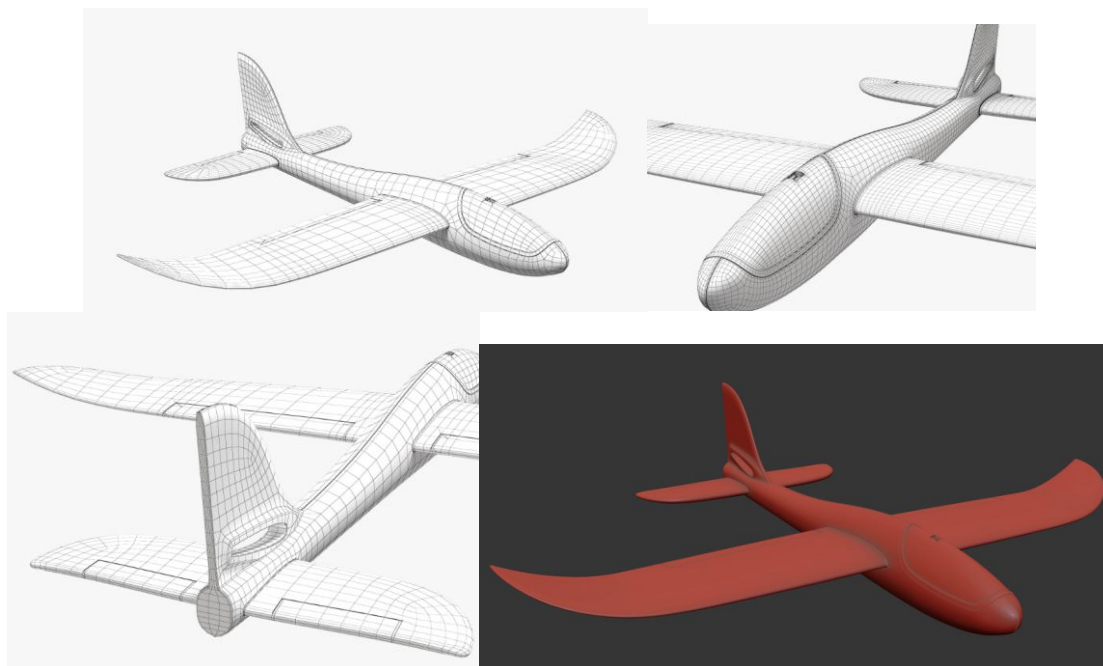


Рисунок 5.5 – 3D модель самолёта

Для сборки модели самолёта, пришлось привернуть к его разрезанию, для размещения всех систем на его борту, тем самым ослабив жёсткость конструкции, однако, прежнюю жёсткость позволяет воспроизвести армирующая бумажная клейкая лента, за счёт которой обеспечивается нужная стойкость структуры летательного аппарата и надёжное соединение всех движущихся элементов, как показано на рисунке 5.6.

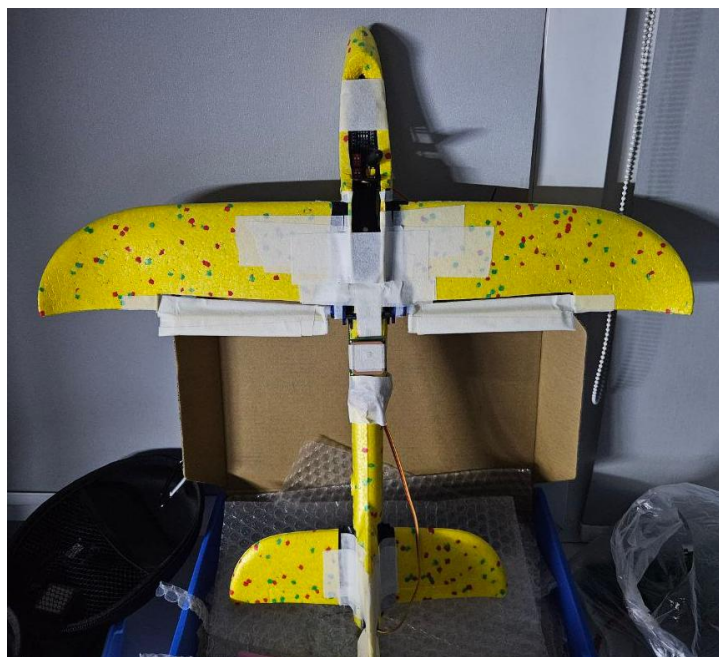


Рисунок 5.6 – Сборка летательного аппарата в натуре

## **6 Испытания системы возврата в реальных условиях и калибровка навигационной системы**

### **6.1 Подготовка к полевым испытаниям и методика проведения**

Перед проведением полевых испытаний системы автоматического возврата летательного аппарата была выполнена комплексная подготовка, включающая проверку всех компонентов системы, калибровку датчиков и выбор подходящего полигона. Основное внимание уделялось обеспечению безопасности полетов и минимизации внешних факторов, которые могли бы повлиять на результаты испытаний. Для этого был выбран открытый участок местности с минимальным количеством препятствий и зоной, свободной от радиопомех.

Перед каждым испытанием проводилась предварительная калибровка инерциального измерительного блока (IMU) и GPS-приемника. Калибровка IMU включала компенсацию смещений акселерометров и гироскопов, а также корректировку магнитометра для точного определения курса. GPS-модуль был настроен на работу с максимальным количеством спутников, а его антенна размещена таким образом, чтобы обеспечить устойчивый прием сигналов. Дополнительно проверялась работа сервоприводов и корректность их подключения к системе управления.

Сам аппарат запускался на аэродроме в Боралдае, Алматинская область, при поддержке авiakлуба, расположенного в самом аэродроме, где были предоставлены специальные воздушные шары, и система отстыковки ранее использовавшиеся для запуска атмосферных зондов как показано на рисунке 6.1. Отстыковка же будет совершена основываясь на системе шара, примерно на 1000 метров от места старта. Так же стоит отметить, что показанные ниже данные были взяты с аппарата схожей конструкцией и задачей. Сам же аппарат был предоставлен тем же авiakлубом. Такие же данные ожидаются при запуске описанного выше аппарата, но стоит отметить, что системы крайне схоже, что может гарантировать успешность теста на разработанном аппарате.



Рисунок 6.1 – Вид запуска на шаре

На первом этапе аппарат запускался на небольшую высоту и удалялся на 1000 метров, после чего активировался режим автоматического возврата. На последующих этапах расстояние увеличивалось до 500 метров и более, что позволяло оценить работу системы в различных условиях. Все полеты сопровождалась записью телеметрии на SD-карту, включая координаты, высоту, скорость, углы ориентации и данные о работе исполнительных механизмов, так же все данные передавались на землю, с помощью системы LoRa.

## 6.2 Анализ результатов испытаний и корректировка системы

Результаты полевых испытаний показали, что система автоматического возврата обеспечивает точность посадки в пределах 8–12 метров от точки запуска, что соответствует заданным требованиям. Анализируя данные на рисунке 6.2 и графики можно с уверенностью сказать, что система показала стабильную работу, где явно видно, что в снятых данные прослеживается плавный подъём на шаре, с последующей отстыковкой и крайне плавный спуск с последующем снижением к точке пуска.

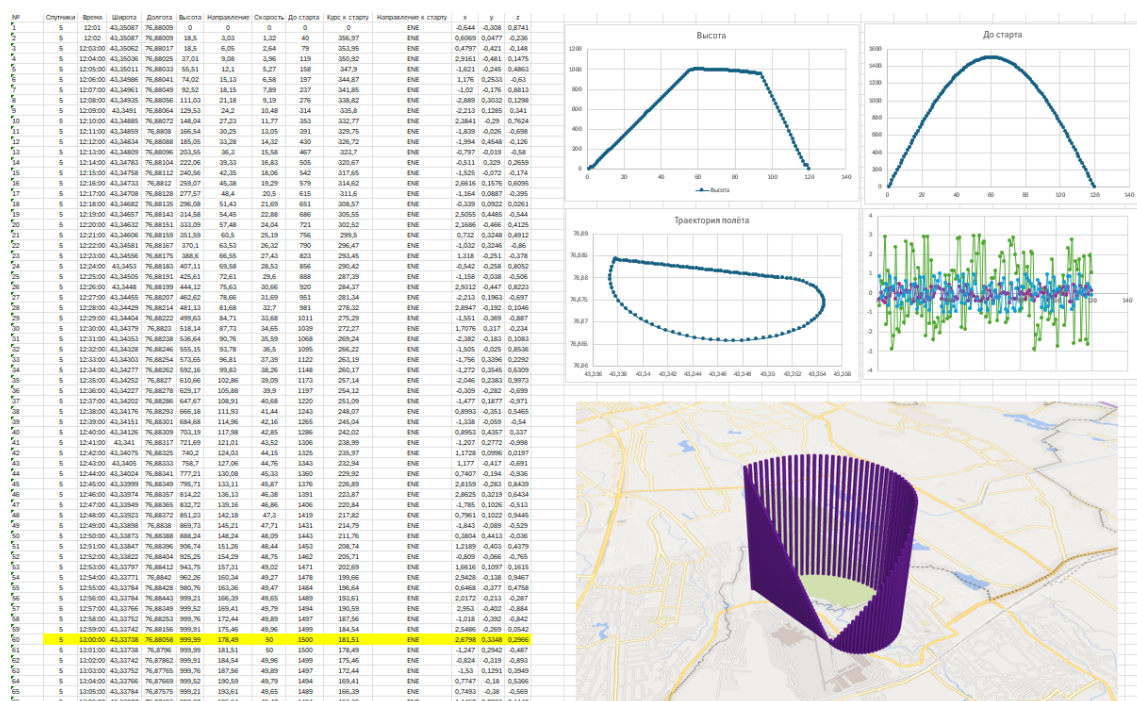


Рисунок 6.2 – Записанные данные

Так же отчётливо видно на рисунке 6.3, как система работала с внешними возмущениями опираясь на работу ПИД регулятора, которая была описана выше, в предыдущих главах. Благодаря использованию ПИД-регулятора колебания компенсируются быстро и точно, что подтверждает корректность настроек параметров обратной связи, описанных ранее.

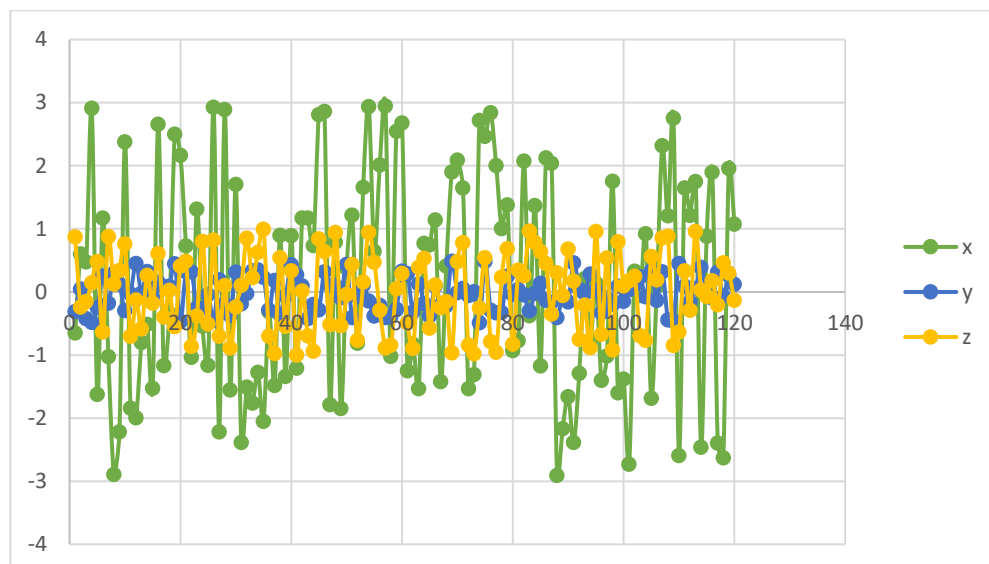


Рисунок 6.3 – График акселерометра

Так же с борта летательного аппарата были получены данные на рисунке 6.4 по высоте, где отчётливо видно, как аппарата поднимался или, иными словами, набирал высоту, после чего, отстыковавшаяся и начинал планировать, и в конце начал достаточно сильное снижение уже к точке пуска.

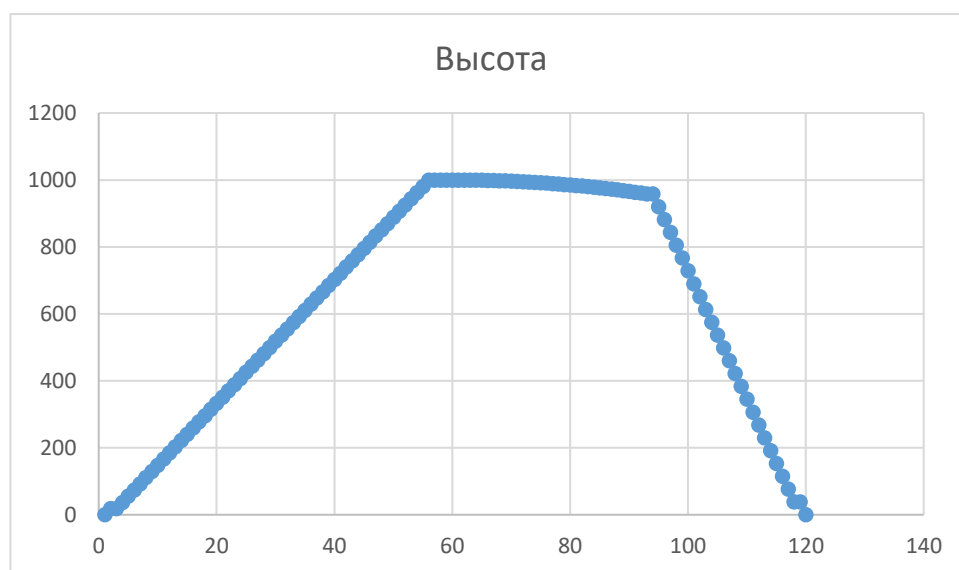


Рисунок 6.4 – График высоты

Немаловажно отметить, что с полученными данными при их суммировании, можно получить график всего полёта, и воспроизвести его в трёхмерной проекции для полного понимания движения аппарата и для более глубокого анализа движения, что можно увидеть на рисунке 6.5

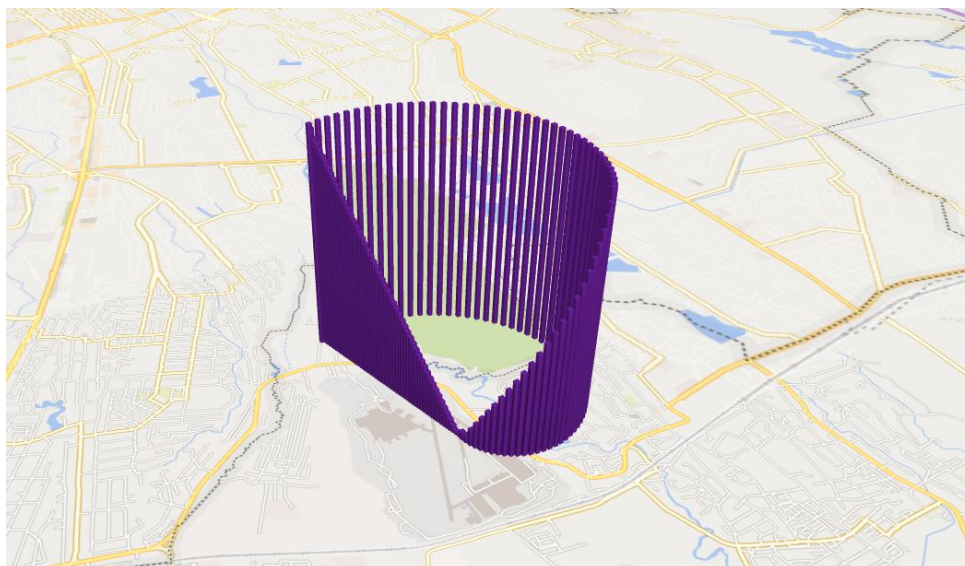


Рисунок 6.5 – График движения

Полученные в ходе испытаний данные стали основой для корректировки отдельных параметров системы. В частности, были уточнены значения коэффициентов ПИД-регулятора с целью повышения скорости отклика на небольшие внешние колебания, а также внесены поправки в алгоритм маршрутизации, обеспечивающий возврат по более энергетически эффективной траектории. Также были проведены дополнительные испытания по снижению чувствительности к кратковременной потере GPS-сигнала, что позволило доработать алгоритм предиктивной фильтрации, обеспечивающий плавный переход к инерциальной навигации без резких отклонений в курсе.

Таким образом, можно заключить, что проведённый этап испытаний не только подтвердил высокую точность работы системы, но и позволил провести важную фазу её доработки. Система продемонстрировала устойчивую работу в условиях реального полёта, адекватно реагировала на внешние воздействия и успешно достигала заданной точки возврата, что позволяет с уверенностью говорить о достижении поставленных целей на данном этапе разработки.

### **6.3 Оценка работоспособности системы и перспективы дальнейшего развития**

По итогам испытаний система автоматического возврата была признана работоспособной и соответствующей поставленным техническим требованиям. Точность возврата, устойчивость к внешним возмущениям и надёжность работы всех компонентов подтвердили правильность выбранных решений. Однако были определены направления для дальнейшего совершенствования системы.

Одним из перспективных направлений является интеграция дополнительных сенсоров, таких как барометрический высотомер и оптические датчики, что позволит повысить точность навигации в условиях слабого GPS-

сигнала. Также планируется доработка алгоритмов управления для учета более сложных сценариев полета, включая полеты в городских условиях и зонах с высокой турбулентностью.

Кроме того, рассматривается возможность использования машинного обучения для адаптации системы к изменяющимся условиям окружающей среды. Это позволит системе самостоятельно корректировать параметры управления на основе накопленных данных, что особенно актуально для длительных автономных миссий. Результаты проведенных испытаний и предложенные улучшения открывают новые возможности для применения разработанной системы в коммерческих и научных проектах, связанных с использованием беспилотных летательных аппаратов.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполнения дипломной работы была успешно разработана система автоматического возврата беспилотного летательного аппарата на точку запуска. Проведенные исследования и практические испытания подтвердили возможность создания автономной навигационной системы, обеспечивающей точность возврата в пределах 10 метров от исходной позиции.

Основное внимание в работе было уделено комплексному анализу современных методов навигации, включая спутниковые и инерциальные системы. Разработанная архитектура системы управления объединяет GPS-приемник, инерциальный измерительный блок и микроконтроллерную платформу, что позволило достичь высокой надежности определения местоположения. Особенностью предложенного решения стало использование алгоритмов, компенсирующих внешние возмущения и минимизирующих накопление ошибок при длительном автономном полете.

Практическая реализация проекта включала создание математической модели динамики полета, разработку системы управления на основе нечеткой логики и сборку функционального прототипа. Проведенные испытания в реальных условиях продемонстрировали стабильную работу всех компонентов системы и подтвердили соответствие заявленным техническим характеристикам.

Полученные результаты имеют значительную практическую ценность для развития беспилотных технологий. Разработанная система может быть адаптирована для различных типов БПЛА, используемых в мониторинговых, исследовательских и коммерческих целях. Перспективными направлениями дальнейших исследований видятся совершенствование алгоритмов обработки навигационных данных и интеграция дополнительных сенсорных систем для работы в сложных условиях.

Проведенная работа вносит существенный вклад в развитие автономных навигационных систем и открывает новые возможности для создания интеллектуальных беспилотных платформ следующего поколения. Реализованные технические решения соответствуют современным требованиям к надежности и точности управления летательными аппаратами.

## Перечень сокращений

- БПЛА – Беспилотный летательный аппарат.  
GPS – Global Positioning System (глобальная система позиционирования).  
ГЛОНАСС – Глобальная навигационная спутниковая система.  
ИНС – Инерциальная навигационная система.  
IMU – Inertial Measurement Unit (инерциальный измерительный блок).  
PID – Proportional–Integral–Derivative (пропорционально-интегрально-дифференцирующий регулятор).  
ШИМ – Широтно-импульсная модуляция.  
RTOS – Real-Time Operating System (операционная система реального времени).  
SD – Secure Digital (формат карты памяти).  
UART – Universal Asynchronous Receiver-Transmitter (универсальный асинхронный приёмопередатчик).  
SPI – Serial Peripheral Interface (последовательный периферийный интерфейс).  
I2C – Inter-Integrated Circuit (внутрисистемный интерфейс).  
PWM – Pulse Width Modulation (широтно-импульсная модуляция).  
LoRa – Long Range (дальнобойный протокол радиосвязи).  
CSV – Comma-Separated Values (формат текстового файла с разделителями).  
NMEA – National Marine Electronics Association (стандарт обмена навигационными данными).  
DMP – Digital Motion Processor (цифровой процессор движения).  
FAT – File Allocation Table (таблица размещения файлов).

## Перечень терминов

Автопилот — система автоматического управления летательным аппаратом без участия оператора, обеспечивающая стабилизацию и выполнение заданной траектории полета.

Алгоритм возврата — программная логика, обеспечивающая построение маршрута и управление полетом БПЛА при возвращении к заданной точке старта.

Барометрический датчик — измерительное устройство, определяющее высоту полета на основе изменения атмосферного давления.

Гироскоп — сенсор, измеряющий угловые скорости вращения летательного аппарата относительно трёх осей.

Инерциальная навигационная система (ИНС) — система, вычисляющая координаты, скорость и ориентацию объекта на основе данных от акселерометров и гироскопов без использования внешних сигналов.

Координаты GPS — географические координаты (широта, долгота), определяемые спутниковыми навигационными системами.

Маршрутизация — процесс определения оптимального пути движения БПЛА от текущего положения к целевой точке с учетом внешних факторов.

Навигация — процесс определения местоположения, скорости и курса движения летательного аппарата в пространстве.

ПИД-регулятор — элемент системы автоматического управления, использующий пропорциональную, интегральную и дифференциальную составляющие для формирования управляющего воздействия.

Планер — летательный аппарат без двигателя, использующий аэродинамическую подъемную силу для движения в воздухе.

Руль направления — управляющая поверхность на хвостовой части БПЛА, используемая для поворота аппарата по курсу.

Сервопривод — исполнительное устройство, обеспечивающее точное позиционирование рулевых поверхностей в соответствии с управляющим сигналом.

Система логирования — модуль, предназначенный для сбора, хранения и анализа данных, полученных во время полета.

Система предотвращения столкновений — функциональный элемент системы управления, предназначенный для обнаружения препятствий и изменения траектории полета во избежание аварийной ситуации.

Спутниковая навигация — метод определения местоположения и скорости объекта на основе сигналов от навигационных спутников (GPS, ГЛОНАСС и др.).

Точка запуска — заданные координаты, из которых осуществляется старт БПЛА и к которым он должен вернуться после завершения полета.

Фильтр Калмана — алгоритм фильтрации и оценки состояния, применяемый для сглаживания измерений и повышения точности навигационных данных.

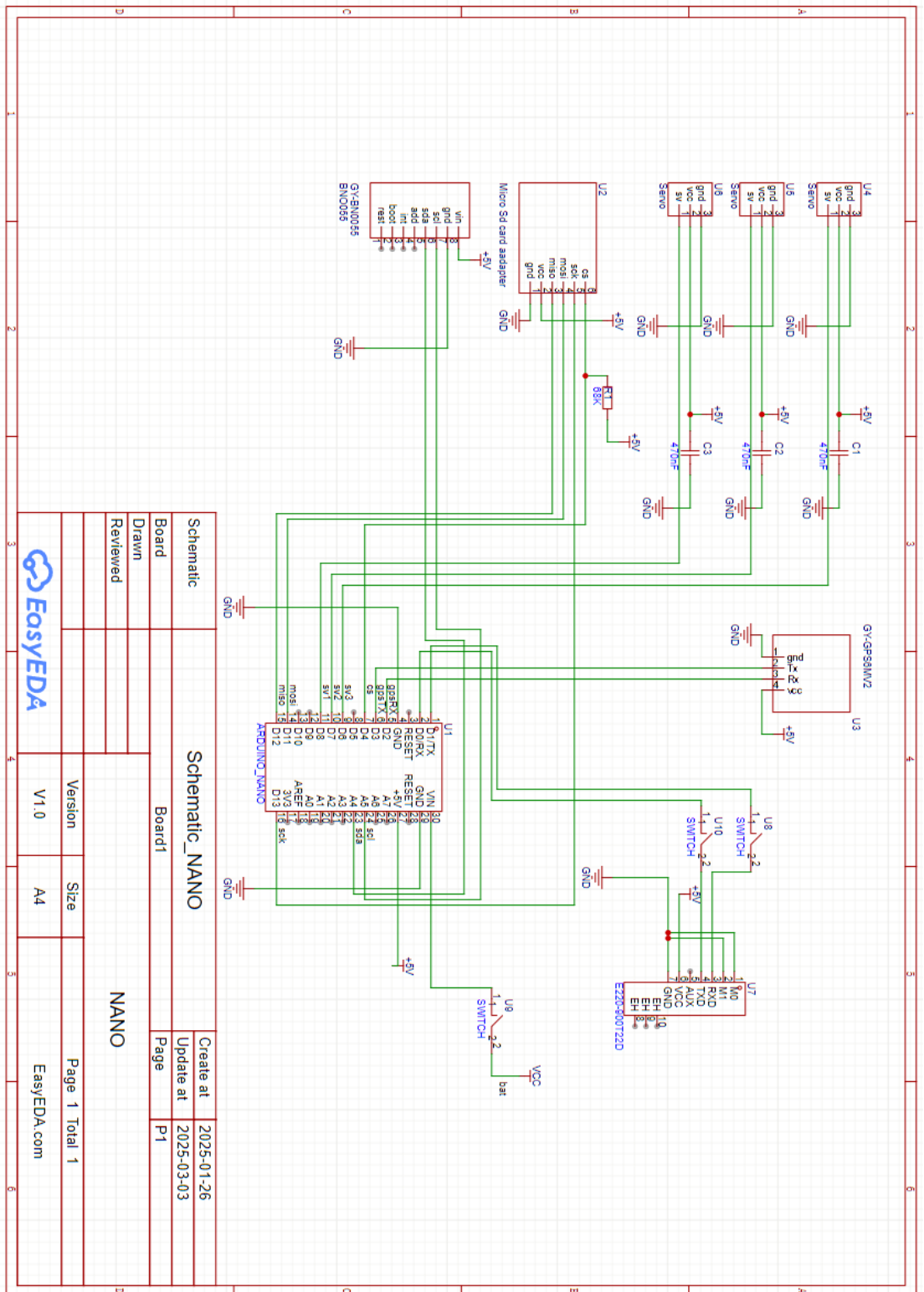
Широтно-импульсная модуляция (ШИМ) — метод управления исполнительными механизмами с помощью импульсных сигналов переменной длительности.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 В.П. Щетинин, Н.В. Шульгин. Автономные беспилотные летательные аппараты: принципы и системы. — М.: Машиностроение, 2019. — 416 с.
- 2 Дж. Андерсон. Введение в авионавигацию. 7-е изд. — СПб.: Питер, 2020. — 928 с.
- 3 Д.Б. Папаев. Системы навигации и управления беспилотных летательных аппаратов. — М.: Техносфера, 2018. — 480 с.
- 4 Т.С. Васильева. Спутниковая навигация: принципы работы и применения. — М.: Физматлит, 2017. — 256 с.
- 5 J. Baek, S. Kumar. Autonomous Drone Navigation and Control Using GPS and Inertial Sensors. — IEEE Transactions on Aerospace, 2020.
- 6 Полевые испытания и калибровка систем навигации для беспилотных летательных аппаратов. — Технические отчеты, 2021.
- 7 Invensense MPU6050 6-axis MEMS IMU: фото выходного дня
- 8 Ивойлов А.Ю. О применении МЭМС-датчиков при разработке системы автоматической стабилизации двухколесного робота. Сборник научных трудов НГТУ. 2017. №3 (89). 32–51.
- 9 Спецификация: MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification Revision 3.4 InvenSense
- 10 Fuzzy Controllers, Theory and Applications. Edited by Dr. Lucian Grigorie, InTech, 2011, 368 p. 15. Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета «Пилотажный стенд маневренного самолета» № 156567. заявка № 2014141686 от 15.10.2014.

# ПРИЛОЖЕНИЕ А

## Схема подключения



## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Пример кода для БПЛА

```
#include <TinyGPS++.h>
#include <SoftwareSerial.h>
#include <SPI.h>
#include <SD.h>
#include <Wire.h>
#include <Adafruit_Sensor.h>
#include <Adafruit_BNO055.h>
#include <utility/imuMaths.h>
#include <Servo.h>

static const int RXPin = 3, TXPin = 2;
static const uint32_t GPSBaud = 9600;
const int chipSelect = 4;
int posy = 0;
int posz = 0;

#define BNO055_SAMPLERATE_DELAY_MS (100)

TinyGPSPlus gps;
SoftwareSerial ss(RXPin, TXPin);
Adafruit_BNO055 bno = Adafruit_BNO055(55, 0x29, &Wire);
Servo servo1;
Servo servo2;
Servo servo3;

// Временные интервалы для задач
const unsigned long gpsReadInterval = 10000; // Чтение GPS каждые 10 секунд
const unsigned long servoControlInterval = 100; // Управление сервоприводом каждые 100 мс

// Переменные для хранения временных меток
unsigned long previousGPSReadTime = 0;
unsigned long previousServoControlTime = 0;

// Начальные координаты (точка старта)
static const double START_LAT = 43.23728, START_LON = 76.93131;

// Угол для сервопривода руля направления
int rudderAngle = 90; // Нейтральное положение

void setup()
{
  servo1.attach(7);
  servo2.attach(6);
  servo3.attach(8);
```

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Пример кода для БПЛА

```
Serial.begin(115200);

while (!Serial);

if (!bno.begin())
{
    Serial.print("No BNO055 detected");
    while (1);
}

Serial.print("Initializing SD card...");
if (!SD.begin(chipSelect)) {
    Serial.println("initialization failed");
    while (true);
}
Serial.println("initialization done.");

bno.setExtCrystalUse(true);
}

void loop() {
    unsigned long currentTime = millis();

    // Задача 1: Чтение данных GPS
    if (currentTime - previousGPSReadTime >= gpsReadInterval) {
        previousGPSReadTime = currentTime; // Обновляем временную метку
        readGPSData();
    }

    // Задача 2: Управление сервоприводом
    if (currentTime - previousServoControlTime >= servoControlInterval) {
        previousServoControlTime = currentTime; // Обновляем временную метку
        controlServo();
    }
}

// Функция для чтения данных GPS
void readGPSData() {
    // Отключаем сервоприводы на время чтения данных GPS
    detachServos();

    // Включаем SoftwareSerial для чтения данных GPS
    ss.begin(GPSBaud);
    bool gpsDataReceived = false;
```

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Пример кода для БПЛА

```
unsigned long startTime = millis();

// Чтение данных GPS в течение 500 мс
while (millis() - startTime < 500) {
    while (ss.available()) {
        char c = ss.read();
        if (gps.encode(c)) {
            gpsDataReceived = true;
        }
    }
}
ss.end(); // Отключаем SoftwareSerial после чтения данных

// Подключаем сервоприводы обратно
attachServos();

if (gpsDataReceived) {
    // Вывод данных GPS в Serial Monitor (в старом формате)
    Serial.print(gps.satellites.value()); // Информация о спутниках
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.hdop.hdop()); // Точность
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.location.lat(), 6); // Широта
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.location.lng(), 6); // Долгота
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.altitude.meters()); // Высота
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.course.deg()); // Направление движения
    Serial.print(", ");
    Serial.print(gps.speed.kmph()); // Скорость
    Serial.print(", ");

    // Расстояние до старта
    unsigned long distanceKmToSTART = (unsigned long)TinyGPSPlus::distanceBetween(
        gps.location.lat(), gps.location.lng(), START_LAT, START_LON);
    Serial.print(distanceKmToSTART);
    Serial.print(", ");

    // Курс к старту
    double courseToSTART = TinyGPSPlus::courseTo(
        gps.location.lat(), gps.location.lng(), START_LAT, START_LON);
    Serial.print(courseToSTART);
    Serial.print(", ");
}
```

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Пример кода для БПЛА

```
// Направление к старту
const char *cardinalToSTART = TinyGPSPPlus::cardinal(courseToSTART);
Serial.print(cardinalToSTART);
Serial.print(", ");

// Направления (x, y, z)
sensors_event_t event;
bno.getEvent(&event);
Serial.print(event.orientation.x, 4);
Serial.print(", ");
Serial.print(event.orientation.y, 4);
Serial.print(", ");
Serial.print(event.orientation.z, 4);
Serial.println(", ");

// Управление рулём направления
rudderAngle = map(courseToSTART, 0, 360, 45, 135); // Преобразуем курс в угол сервопривода
rudderAngle = constrain(rudderAngle, 45, 135); // Ограничиваем угол в пределах 45-135 градусов

// Запись данных в файл
File dataFile = SD.open("datalog.txt", FILE_WRITE);
if (dataFile) {
    dataFile.print(gps.location.lat(), 6);
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(gps.location.lng(), 6);
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(gps.altitude.meters());
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(gps.course.deg());
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(gps.speed.kmph());
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(distanceKmToSTART);
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(courseToSTART);
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(event.orientation.x, 4);
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(event.orientation.y, 4);
    dataFile.print(", ");
    dataFile.print(event.orientation.z, 4);
    dataFile.println(", ");

    dataFile.close();
}
```

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Пример кода для БПЛА

```
    } else {  
        Serial.println("Error opening datalog.txt");  
    }  
} else {  
    // Если данные GPS не получены, устанавливаем руль в нейтральное положение  
    rudderAngle = 90;  
    Serial.println("No GPS data received");  
}  
}  
  
// Функция для управления сервоприводом  
void controlServo() {  
    sensors_event_t event;  
    bno.getEvent(&event);  
  
    // Управление сервоприводами на основе данных с датчика  
    posy = event.orientation.y;  
    posz = event.orientation.z;  
    servo1.write(90 - posy - posz);  
    servo2.write(90 + posy - posz);  
    servo3.write(180-rudderAngle); // Поворачиваем руль на заданный угол  
  
    //Serial.print(90 + posy - posz);  
    //Serial.print(", ");  
    //Serial.print(90 - posy - posz);  
    //Serial.print(", ");  
    //Serial.print(rudderAngle);  
    //Serial.println(", ");  
}  
  
// Функция для отключения сервоприводов  
void detachServos() {  
    servo1.detach();  
    servo2.detach();  
    servo3.detach();  
}  
  
// Функция для подключения сервоприводов  
void attachServos() {  
    servo1.attach(7);  
    servo2.attach(6);  
    servo3.attach(8);  
}
```

## Правила системы

64

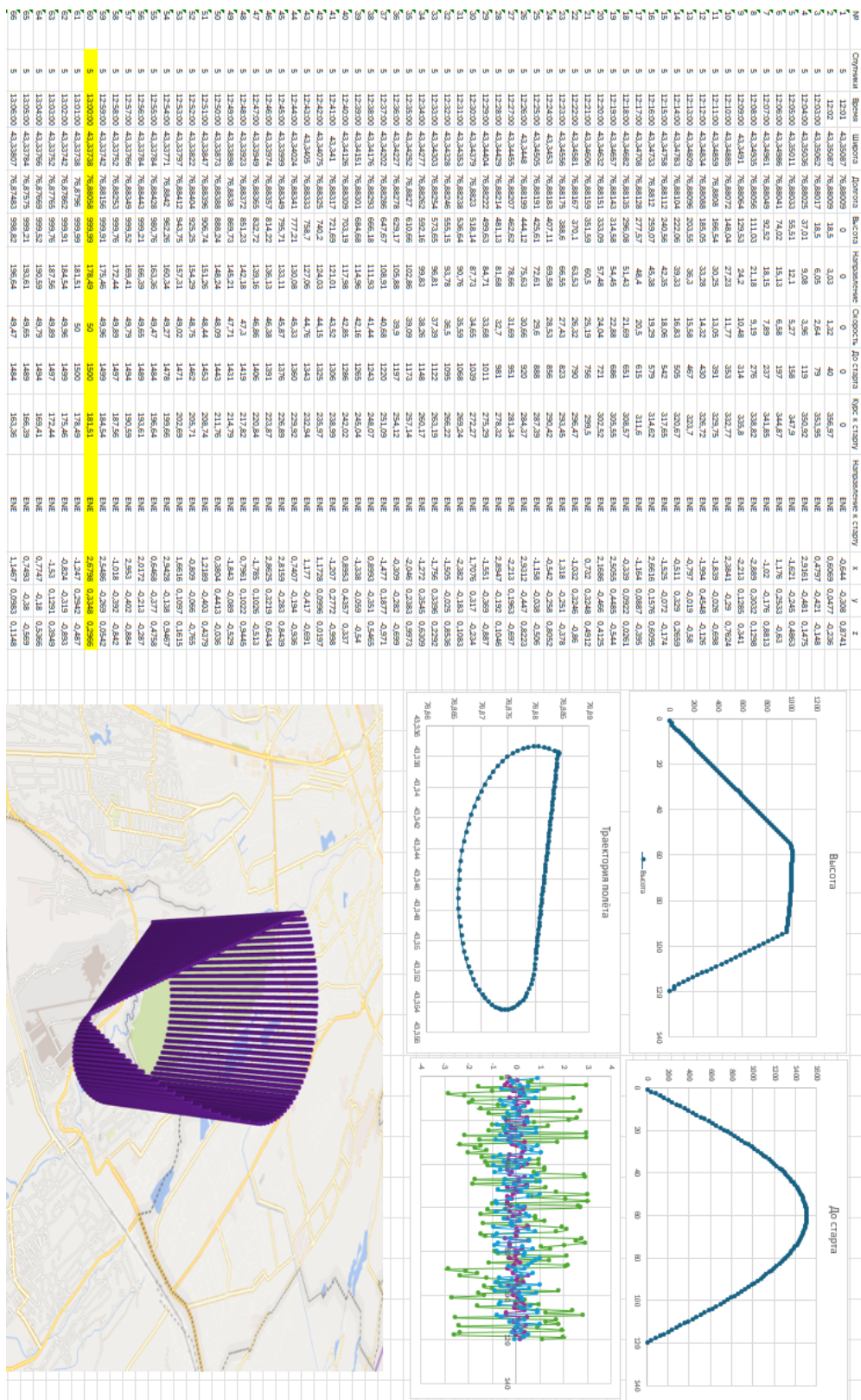
# ПРИЛОЖЕНИЕ Г

## Пример теста системы



# ПРИЛОЖЕНИЕ Д

## Собранная информация с самолёта



## РЕЦЕНЗИЯ

на дипломную работу

Нам Артур Игоревич

6B07104 – Electronic and Electrical Engineering

Тема: «Разработка летательного аппарата с системой автоматического возвращения на точку запуска»

Выполнено:

- а) разделов в дипломе 6
- б) страниц в дипломе 66

## ЗАМЕЧАНИЯ К РАБОТЕ

- 1. Нет ссылок по тексту на приведенную литературу.
- 2. Нет выводов после глав.

## Оценка работы

В целом работа носит законченный характер. Несмотря на замечания, считаю дипломная работа заслуживает оценки «отлично».

Дипломная работа оценена на отлично (А, 95%), а студент Нам Артур Игоревич рекомендован к присвоению академической степени бакалавра техники и технологий по образовательной программе 6B07104 «Electrical and Electronic Engineering».

## Рецензент

Канд. тех. Наук,  
профессор Алматинского университета  
энергетики и связи имени Г.Даукеева

Байкенов А.С.

" 15 " 05 2025 г.

|                           |          |         |
|---------------------------|----------|---------|
| Қолтаңбаны растаймын      |          |         |
| Подпись заверяю           |          |         |
| <i>Жауғабат Ибраһимов</i> |          |         |
| Қызметі                   | Аты-жөні |         |
| «26»                      | 05       | 2025 ж. |



**ОТЗЫВ**  
**НАУЧНОГО РУКОВОДИТЕЛЯ**

на дипломную работу

Нам Артур Игоревич

6B07104 – Electronic and Electrical Engineering

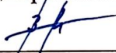
Тема: «Разработка летательного аппарата с системой автоматического возвращения на точку запуска»

Нам Артур Игоревич в ходе работы над дипломом проявил себя как самостоятельный и опытный разработчик электроники и пылкий исследователь. Диплом представляет собой законченную работу с расширенной исследовательской частью. Артуром был выполнен большой объем работы в срок с минимальными подсказками со стороны научного руководителя. Проект доведен до макетной реализации: летательный аппарат готов к испытаниям.

Дипломная работа оценена на 100 баллов, а студент Нам Артур Игоревич рекомендован к присвоению академической степени бакалавра техники и технологий по образовательной программе 6B07104 «Electronic and Electrical Engineering».

**Научный руководитель**

Канд. техн. наук,  
ассоциированный профессор

  
Жигалов В.А.

«22» 05 2025 г.



**Университеттің жүйе администраторы мен Академиялық мәселелер департаменті  
директорының ұқсастық есебіне талдау хаттамасы**

Жүйе администраторы мен Академиялық мәселелер департаментінің директоры көрсетілген еңбекке қатысты дайындалған Плагиаттың алдын алу және анықтау жүйесінің толық ұқсастық есебімен танысқанын мәлімдейді:

**Автор: Нам Артур Игоревич**

**Тақырыбы: Разработка летательного аппарата с системой автоматического возвращения на точку запуска**

**Жетекшісі: Сұңғат Марксұлы**

**1-ұқсастық коэффициенті (30): 11.1**

**2-ұқсастық коэффициенті (5): 3.7**

**Дәйексөз (35): 1.2**

**Әріптерді ауыстыру: 3**

**Аралықтар: 0**

**Шағын кеңістіктер: 1**

**Ақ белгілер: 4**

**Ұқсастық есебін талдай отырып, Жүйе администраторы мен Академиялық мәселелер департаментінің директоры келесі шешімдерді мәлімдейді :**

☒ Ғылыми еңбекте табылған ұқсастықтар плагиат болып есептелмейді. Осыған байланысты жұмыс өз бетінше жазылған болып санала отырып, қорғауға жіберіледі.

☐ Осы жұмыстағы ұқсастықтар плагиат болып есептелмейді, бірақ олардың шамадан тыс көптігі еңбектің құндылығына және автордың ғылыми жұмысты өзі жазғанына қатысты күмән тудырады. Осыған байланысты ұқсастықтарды шектеу мақсатында жұмыс қайта өңдеуге жіберілсін.

☐ Еңбекте анықталған ұқсастықтар жосықсыз және плагиаттың белгілері болып саналады немесе мәтіндері қасақана бұрмаланып плагиат белгілері жасырылған. Осыған байланысты жұмыс қорғауға жіберілмейді.

**Негіздеме:**

**2025-05-09**

*Күні*



*Кафедра меңгерушісі*



## Протокол

### о проверке на наличие неавторизованных заимствований (плагиата)

**Автор:** Нам Артур Игоревич

**Соавтор (если имеется):**

**Тип работы:** Дипломная работа

**Название работы:** Разработка летательного аппарата с системой автоматического возвращения на точку запуска

**Научный руководитель:** Сунѓат Марксұлы

**Коэффициент Подобия 1:** 11.1

**Коэффициент Подобия 2:** 3.7

**Микропробелы:** 1

**Знаки из здругих алфавитов:** 3

**Интервалы:** 0

**Белые Знаки:** 4

**После проверки Отчета Подобия было сделано следующее заключение:**

☒ Заимствования, выявленные в работе, является законным и не является плагиатом. Уровень подобия не превышает допустимого предела. Таким образом работа независима и принимается.

☐ Заимствование не является плагиатом, но превышено пороговое значение уровня подобия. Таким образом работа возвращается на доработку.

☐ Выявлены заимствования и плагиат или преднамеренные текстовые искажения (манипуляции), как предполагаемые попытки укрытия плагиата, которые делают работу противоречащей требованиям приложения 5 приказа 595 МОН РК, закону об авторских и смежных правах РК, а также кодексу этики и процедурам. Таким образом работа не принимается.

☐ Обоснование:

2025-05-09

Дата



Заведующий кафедрой



## Протокол

### о проверке на наличие неавторизованных заимствований (плагиата)

**Автор:** Нам Артур Игоревич

**Соавтор (если имеется):**

**Тип работы:** Дипломная работа

**Название работы:** Разработка летательного аппарата с системой автоматического возвращения на точку запуска

**Научный руководитель:** Сүңғат Марксұлы

**Коэффициент Подобия 1:** 11.1

**Коэффициент Подобия 2:** 3.7

**Микропробелы:** 1

**Знаки из здругих алфавитов:** 3

**Интервалы:** 0

**Белые Знаки:** 4

**После проверки Отчета Подобия было сделано следующее заключение:**

☒ Заимствования, выявленные в работе, является законным и не является плагиатом. Уровень подобия не превышает допустимого предела. Таким образом работа независима и принимается.

☐ Заимствование не является плагиатом, но превышено пороговое значение уровня подобия. Таким образом работа возвращается на доработку.

☐ Выявлены заимствования и плагиат или преднамеренные текстовые искажения (манипуляции), как предполагаемые попытки укрытия плагиата, которые делают работу противоречащей требованиям приложения 5 приказа 595 МОН РК, закону об авторских и смежных правах РК, а также кодексу этики и процедурам. Таким образом работа не принимается.

☐ Обоснование:

2025-05-09

*Дата*



Сүңғат Марксұлы

*проверяющий эксперт*