

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

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

Институт цифровых технологий и профессионального развития

Кафедра «Электротехники, коммуникации и космических технологий»

ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой ЭТнКТ,
канд. техн. наук

Таштай Е.Т

подпись

Ф.И.О.

«02» 02 2024 г.

ДИПЛОМНАЯ РАБОТА

На тему: «Разработка системы автоматической посадки беспилотной авиации, самолетного
типа»

Выполнил:

Кузнецов А.Д.

Рецензент

Руководитель Лаборатории
ТОО "ИКТГ", к.т.н., доцент

Научный руководитель
к.т.н., ассоц. профессор

Инчин А.С.
подпись

Дараев А.М
подпись

«02» 02 2024 г.

«02» 02 2024 г.

Алматы 2024 г.

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН
Казахский национальный исследовательский технический университет имени К.И.Сатпаева

Институт автоматизации и информационных технологий
Кафедра «Электроники, телекоммуникации и космических технологий»
6B07121 – Космическая техника и технологии

УТВЕРЖДАЮ

Заведующий кафедрой ЭТиКТ

Таштай Е.Т.

« 02 » 2023 г.

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломной работы

Дипломнику Кузнецову Андрею Дмитриевичу: «Разработка системы автоматической посадки беспилотной авиации, самолетного типа»,
утвержденный приказом Ректора Университета №1755-го «29» ноября 2023 г.

Срок сдачи законченной работы «15» апреля 2024 г.

1. Исходные данные к дипломной работе:

Необходимо соблюдать требования следующих международных стандартов

- 1.1 ISO14300-1, Space systems — Programme management — Part 1: Structuring of a programme
- 1.2 ISO14300-2, Space systems — Programme management — Part 2: Product assurance
- 1.3 ISO17666, Space systems — Risk management
- 1.4 Исходным данные – Система автоматической посадки БПЛА
- 1.5 Автоматическая система посадки БПЛА – самолетного типа

2.Задание на дипломную работу:

- 2.1 Обзор существующих методов автоматического захода на посадку в Беспилотной Авиации
- 2.2 Методы управления БПЛА самолетного типа.
- 2.3 Методы определения высоты на БПЛА самолетного типа
- 2.4 Разработка Алгоритма автоматического захода на посадку для БПЛА самолетного типа, на программе MatLab

3. Список литературы: При написании дипломной работы можно использовать на нижеследующие источники, но не только:

ГРАФИК

подготовки дипломной работы (проекта)

Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления научному руководителю	Ожидаемые результаты
1. Обзор существующих методов Системы автоматической посадки БПЛА	10.01.2024 - 20.01.2024 г.	<i>Выполнено</i>
2. Методы управления системы автоматической посадки БПЛА самолетного типа	20.01.2024-20.02.2024 г.	<i>Выполнено</i>
3.1 Новые методы системы автоматической посадки БПЛА самолетного типа	21.02.2024 - 10.03.2024 г.	<i>Выполнено</i>
3.2 Алгоритм определения Система автоматической посадки БПЛА на MatLab	11.03.2024 - 01.04.2024 г.	<i>Выполнено</i>
Подготовка и написание общей структуры дипломной работы в соответствии с требованиями стандарта СТ KazНТУ – 09 – 2017	02.04.2024 - 15.04.2024 г.	<i>Выполнено</i>

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
Основная часть	Ассоциированный профессор, к.т.н. Дараев А.М.	10.05.2023	<i>Дараев</i>
Нормоконтролер	Ассистент кафедры ЭТнКТ, м.т.н. Кенгесбаева С.С.	10.05.2023	<i>К.С.</i>

Научный руководитель *Дараев* Дараев А.М.

Задание принял к исполнению обучающийся *Кузнецов* Кузнецов А.Д.

Дата «10» 01 2023 г.

АНДАТПА

Бұл жұмыста ұшқышсыз ұшатын аппараттың автоматты қону жүйесін әзірлеу мәселесі қарастырылған. Шешім азаматтық авиациядағы қолданыстағы құрылғыларды, сондай-ақ ұшқышсыз ұшақтардағы кейбір құрылғыларды қарастырды.

Азаматтық авиация техникасын қарастыру кезінде артықшылықтар мен кемшіліктерге талдау жасалды. Талдау нәтижелері бойынша әзірленіп жатқан жүйеге қойылатын негізгі талаптар қалыптастырылды.

Қалыптасқан талаптардың негізінде оларды қанағаттандыру үшін талаптарды қанағаттандыруды жекелеген модульдер арасында бөлу туралы шешім қабылданды, осылайша қайшылықты немесе өзара шектейтін талаптар мен құрылғылар мәселелерін болдырмайды.

Модульдік тәсілді қолдану кезінде біріздендіру де қолданылды, бұл кез келген заманауи әуе кемелеріне, соның ішінде ұшақ типті ұшқышсыз ұшу аппаратына қолдануға болатын жеңіл масштабталатын модульдік автоматты қону жүйесін жасауға мүмкіндік берді.

ANNOTATION

This paper examines the problem of developing an automatic landing system for an unmanned aerial vehicle. The decision looked at existing devices in civil aviation, as well as some devices in unmanned aircraft.

When considering civil aviation equipment, an analysis of the advantages and disadvantages was carried out. Based on the results of the analysis, the basic requirements for the system being developed were formed. Based on the generated requirements, in order to satisfy them, it was decided to split the satisfaction of requirements between separate modules, thus avoiding issues of conflicting or mutually limiting requirements and devices.

When applying a modular approach, unification was also applied, which made it possible to create an easily scalable modular automatic landing system that can be used for any modern aircraft, including an aircraft-type unmanned aerial vehicle.

АННОТАЦИЯ

В данной работе рассмотрена задача по разработке автоматической посадочной системы для беспилотного летательного аппарата. В ходе решения рассматривались действующие устройства в гражданской авиации, а также некоторые устройства в беспилотной авиации.

При рассмотрении оборудования гражданской авиации был произведен анализ преимуществ и недостатков. По результатам анализа были сформированы основные требования к разрабатываемой системе.

Исходя из сформированных требований, для их удовлетворения было решено разбить удовлетворение требований между отдельными модулями, таким образом для обхода вопросов противоречивых или взаимно ограничивающих требований и устройств.

При применении модульного подхода также была применена и унификация, что позволило создать легко масштабируемую модульную систему автоматической посадки, которая может быть применена для любого современного воздушного судна, в том числе и для беспилотного летательного аппарата самолетного типа.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	6
1 Обзор существующих методов автоматического захода на посадку в беспилотной и гражданской авиации	7
1.1 Курсо-глиссадная система захода на посадку	9
1.2 Микроволновая система захода на посадку	13
1.3 Спутниковая система захода на посадку	14
1.4 Система посадки современных беспилотников	15
1.5 Методы управления БПЛА самолетного типа	16
1.6 Инерциальная навигационная система	16
1.7 Допплеровский измеритель скорости	17
1.8 Авиагоризонт	19
1.9 Приборы, определяющие истинную скорости полета	23
2.0 Приборы для беспилотников, определяющие воздушную скорость	28
2.1 Приборы, определяющие курс	30
2.2 Основные динамические показатели полета	33
2.3 Методы определения высоты на БПЛА самолетного типа	36
2.4 Радиовысотомер.	36
2.5 Приборы для беспилотников, определяющие истинную высоту полета.	39
2.6 Разработка алгоритма автоматического захода на посадку для БПЛА самолетного типа	40
2.7 Требования к разрабатываемой системе	40
2.8 Проектный облик разрабатываемой системы	41
2.9 Алгоритм управления беспилотником	48
Заключение	50
Список использованной литературы	52
Приложение А	57
Приложение Б	59
Приложение С	61

ВВЕДЕНИЕ

Оценка современного состояния. Беспилотные летательные аппараты представляют собой сложные технические устройства, которые способны выполнять полеты при дистанционном пилотировании или автономно. Каждый полет имеет три основных этапа: взлет, горизонтальный полет, посадка. Данные этапы являются не единственными, но при этом повсеместно применимы. В настоящее время беспилотные летательные аппараты самолетного типа успешно совершают взлеты с взлетно-посадочных полос. Также беспилотные летательные аппараты самолетного типа успешно совершают горизонтальные полеты. Однако успешность посадок во многом зависит от окружающих условий. Некоторые беспилотники самолетного типа могут производить посадку без шасси на любое покрытие, в том числе на грунт, асфальт и другие. Однако посадки подобного характера увеличивают нагрузки на корпус. Более того для беспилотников самолетного типа при значительных показателях веса требуется качественная приборная система посадки и некоторая площадка для пробега после касания подстилающей поверхности. В настоящее время крупногабаритные беспилотники самолетного типа нуждаются в инфраструктуре, сравнимой с требованиями к инфраструктуре самолетов сверхлегкой и легкой авиации. Исключением являются малогабаритные беспилотники самолетного типа.

Актуальность. Тема является актуальной, так как применение беспилотников самолетного типа имеет широкую область применения в современной авиации. Так как беспилотники самолетного типа имеют более превосходное значение по максимальной скорости перемещения, то возможность обеспечения автоматической посадки является важным достижением, так как беспилотники расширят свой потенциал применения.

Новизна. Новизной в данной работе является разработка комплексного решения, основанного на принципах модульности, унификации и автономности автоматической системы посадки.

Научно-технические проблемы. В числе научно-технических проблем необходимо отметить следующие:

1. Потребность в унифицированной посадочной системе;
2. Потребность в обеспечении адаптивности разрабатываемой системы;
3. Потребность в автономной системе посадки;
4. Потребность в обеспечении автоматизации посадки;
5. Потребность в обеспечении посадки с минимальными внешними требованиями.

Основание для разработки темы. Основанием для разработки темы является совершенствование законодательства в сфере беспилотной авиации, а также заключенные договора с турецкой компанией ANKA на поставку беспилотников самолетного типа. Более того, на территории Республики

Казахстан также появляются организации по производству беспилотников. Описанные события являются серьезным основанием для разработки темы.

Первоочередность данных причин завязана на совершенствовании технологий для опережения требований, которые в будущем могут стать крайне жесткими. Для опережающего производства требуется прогнозирование и совершенствование технологий.

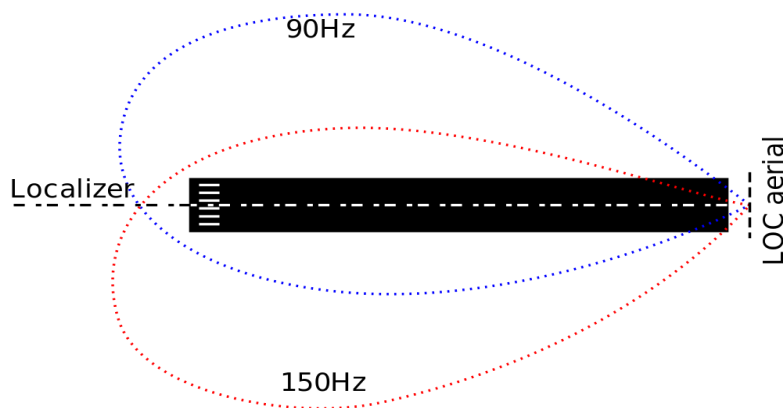
Исходные данные для разработки темы. В качестве исходных данных будут рассматриваться уже существующие посадочные системы и устройства. Среди таких систем и устройств: курсо-глиссадная система, радиовысотомеры, инерциальная навигационная система, доплеровский измеритель скорости.

1 Обзор существующих методов автоматического захода на посадку в беспилотной и гражданской авиации

В настоящее время в сфере авиации существует несколько комплексных систем посадки. Однако несмотря на существование комплексных систем при наличии определенных условий посадки могут быть совершены по правилам визуального захода на посадку. Существование захода на посадку по приборам и визуально создает условия для применения ограниченного инструментария для захода на посадку. Однако для беспилотных систем нет возможности обеспечить заход на посадку без использования инструментария. Таким образом необходимо рассмотреть не только комплексные системы, но и отдельные инструменты. Исходя из рассмотренного инструментария можно будет определять принципы компоновки бортового оборудования и некоторые условности по минимумам для полноценного обеспечения посадки. Ниже будем рассматривать оборудование.

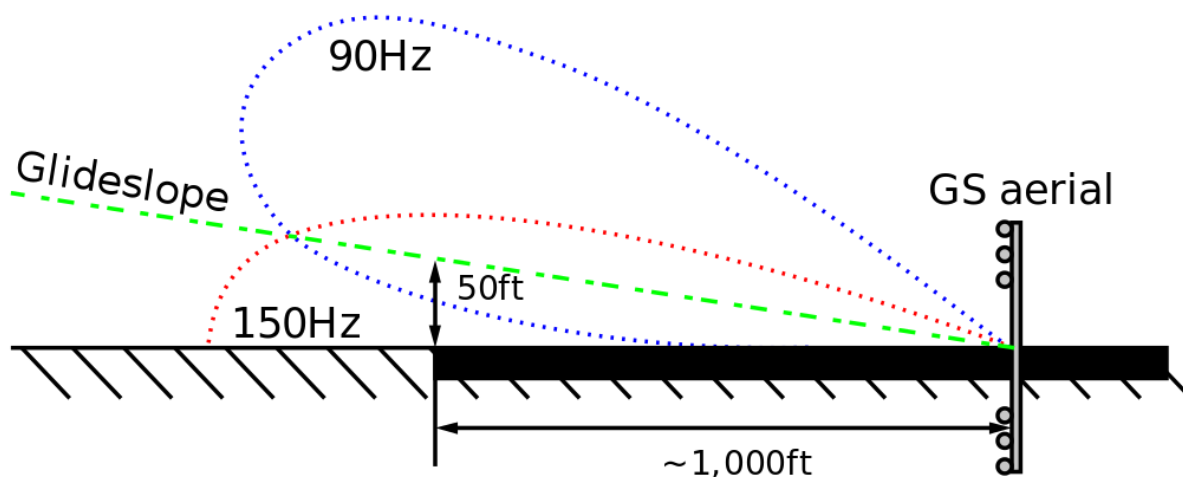
1.1 Курсо-глиссадная система захода на посадку

Данная система при помощи радиотехнических устройств создает в пространстве линию, которая соответствует центральной оси взлетно-посадочной полосы и имеет наклон по отношению к плоскости упомянутой полосы равный трем градусам. На рисунке 1 приведена принципиальная схема курсо-глиссадной системы [1].



a)

Рисунок 1.1 — Принципиальная схема курсо-глиссадной системы



б)

Рисунок 1.1 — Принципиальная схема курсо-глиссадной системы

Фактически в системе работают четыре радиомаяка. Пара радиомаяков формирует курсовую линию захода на посадку. Еще одна пара маяков формирует глиссаду. Таким образом формируется пространственная линия [2].

На рисунке 1а указано, что для формирования курсовой линии на конце взлетно-посадочной полосы установлены два радиомаяка. Несущими частотами являются 90 и 150 герц, а поднесущими частотами являются частоты в диапазоне 108 — 112 мегагерц. Сформированы два лепестка. Пересечение двух лепестков диаграммы направленности формируют линию, которая соответствует центральной оси взлетно-посадочной полосы. Бортовой комбинированный пилотажный прибор, производит измерение и сравнение амплитуд двух сигналов. В зависимости от преобладания амплитуды сигнала с частотой 90 или 150 герц будут выданы соответствующие сигналы об отклонении от линии курса захода на посадку. Вид прибора приведен на рисунке 2.

На рисунке 1б указано, что аналогично тому, как формируется курсовая линия захода на посадку формируется и глиссада. Однако угол наклона двух лепестков по отношению к плоскости взлетно-посадочной полосы составляет три градуса [3].

Стоит отметить, что курсо-глиссадная система работает в сочетании с маркерными радиомаяками. Каждый маркерный радиомаяк предназначен для отметки дистанции относительно начала взлетно-посадочной полосы. Для каждой отметки дистанции воздушное судно должно иметь определенную высоту. В зависимости от ландшафта и поколения оборудования, количество радиомаяков может варьироваться от двух до четырех. При этом излучение маркерных радиомаяков генерирует сигнал на воспроизведение тональных

сигналов с различной частотой. Увеличение частоты тональных сигналов символизирует приближение к торцу взлетно-посадочной полосы.



Рисунок 1.2 — Вид комбинированного пилотажного прибора

На приборе на рисунке 1.2 горизонтальная планка отвечает за соответствие высоты полета уровню глиссады в месте положения воздушного судна. При появлении несоответствия планка будет отклоняться от кружочка. Планка представляет собой проекцию горизонтальной плоскости на фронтальную плоскость конструкции воздушного судна. В то время как вертикальная планка представляет проекцию вертикальной плоскости на фронтальную конструкционную плоскость воздушного судна. Кружочек символизирует проекцию глиссады на фронтальную плоскость конструкции самолета. Таким образом при смещении кружочка ниже горизонтальной плоскости это обозначает отклонение высоты в сторону увеличения, а значит необходимо снизить высоту полета. Аналогично работает отклонение кружочка вверх, тогда необходимо набрать высоту полета. При отклонении кружочка влево или вправо это говорит о необходимости отклонить руль направления в соответствующем направлении. Отклонение кружочка влево говорит о том, что воздушному судну необходимо скорректировать курс влево, так как воздушное судно находится правее от линии глиссады [4]. При отклонении кружочка вправо, необходимо

скорректировать курс воздушного судна вправо, так как воздушное судно находится левее линии глиссады.

Математически можно записать следующие выражения, которые будут характеризовать работу данной системы:

$$F(\Delta_f) = P_{f90} - P_{f150} = \left[\Delta_f = 0 \quad \Delta_f = +P \quad \Delta_f = -P \right] = \left[P_{f90} = P_{f150} \quad P_{f90} > P_{f150} \quad P_{f90} < P_{f150} \right] \quad (1.1)$$

где F - функция математической взаимосвязи;

Δ_f - разность амплитуды мощности переменного радиосигнала;

P_{f90} - Амплитуда мощности радиосигнала с частотой 90 герц;

P_{f150} - Амплитуда мощности радиосигнала с частотой 150 герц.

Принципиальная схема расположения маркерных радиомаяков приведена на рисунке 1.3.

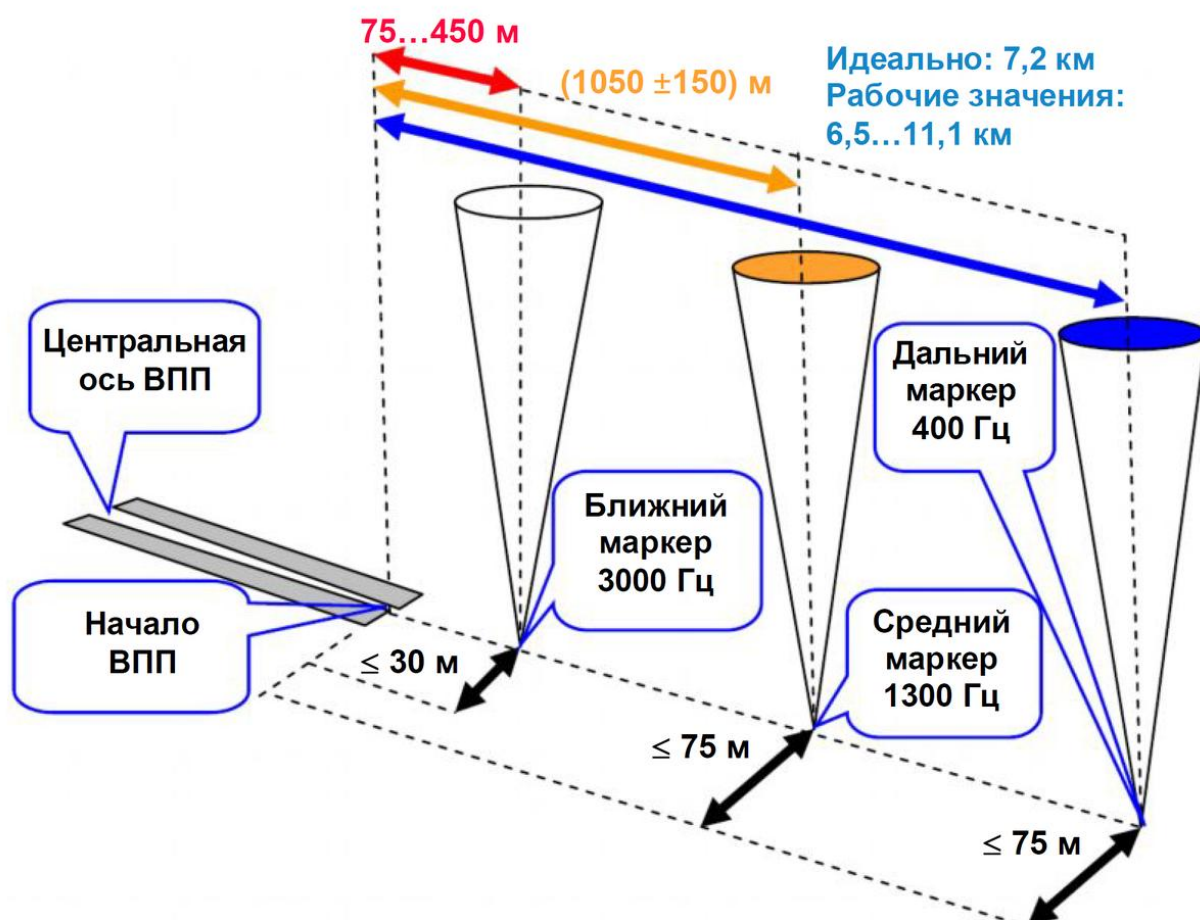


Рисунок 1.3 — Принципиальная схема расположения радиомаяков

Маркерные маяки производят непрерывное излучение в пространстве. Диаграмма направленности представляет собой перевернутый конус со

сферическим основанием. При пролете над маркерным радиомаяком бортовой приемник воздушного судна улавливает высокочастотное излучение, которое модулируется сигналом 400, 1300 или 3000 герц. Поднесущей частотой является частота 75 мегагерц [5].

1.2 Микроволновая система захода на посадку

Данная система использует два радиомаяка, которые производят непрерывное зондирующее излучение. Два излучения имеют диаграмму направленности в виде веера. Эти сигналы расположены взаимно перпендикулярно. Рабочая частота сигналов равна 1 и 5 гигагерц.

Принципиальная схема микроволновой системы приведена на рисунке 1.4.

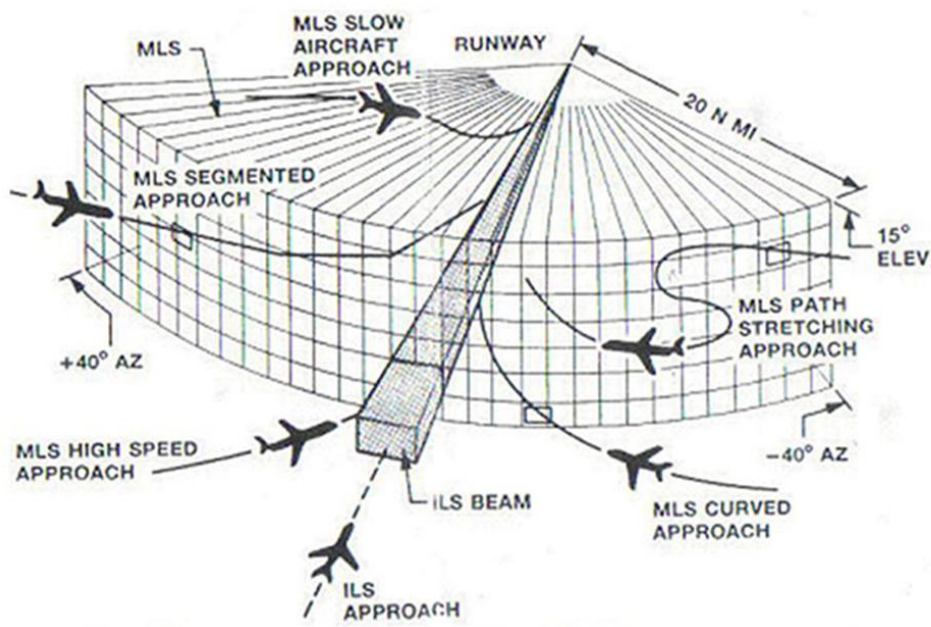


Рисунок 1.4 — Принципиальная схема микроволновой системы посадки.

При курсовой ориентации зондирующий сигнал перемещается в угловом положении от -60 градусов до +60 градусов. При этом известна скорость перемещения зондирующего сигнала. Таким образом на осевой линии зондирующий сигнал пребывает дважды в разные промежутки времени сканирования, тем не менее соблюдается периодичность совпадения. Таким образом при улавливании зондирующего сигнала бортовое оборудование сопоставляет время сканирования сигнала со временем, когда сигнал должен быть на оси взлетно-посадочной полосы, таким образом определяется точность положения воздушного судна относительно оси взлетно-посадочной полосы [6].

При формировании глissады используется аналогичный принцип действия. Однако в данной ситуации нет привязке углу наклона, а потому лишь отмечается положение относительно плоскости взлетно-посадочной полосы.

1.3 Спутниковая система захода на посадку

Данная система использует оборудование трех сегментов: космическое, корректирующее и клиентское. Принципиальная схема спутниковой системы захода на посадку приведена на рисунке 1.5. В системе реализован позиционный метод определения местоположения.

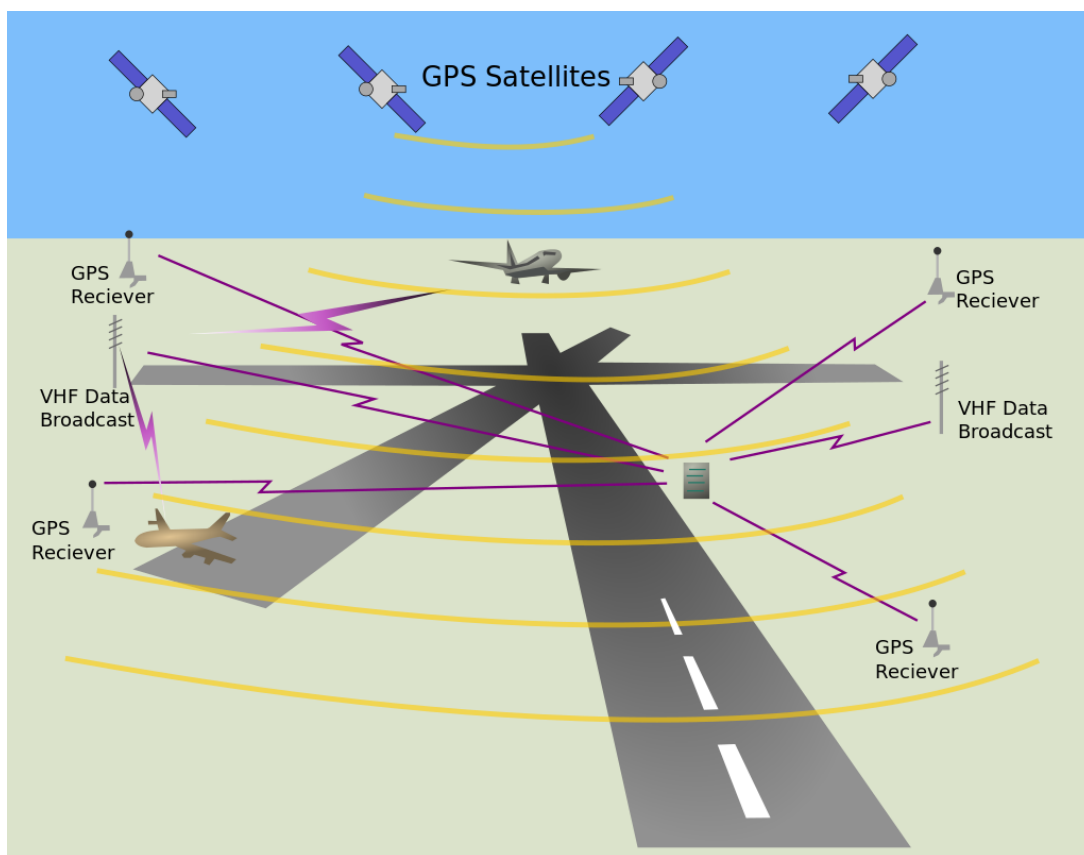


Рисунок 1.5 — Принципиальная схема спутниковой системы захода на посадку

Суть метода заключается в определении собственного местоположения, относительно объекта, местоположение которого заранее известно. В качестве объекта с определенным местоположением выступают спутники. Их координаты непрерывно измеряются наземными центрами управления полетами космических аппаратов. Так как местоположение спутников уже известно, то остается определить только местоположение клиента. Для решения данной задачи применяется дальномерный метод определения местоположения [7].

Суть метода заключается в определении расстояния удаления клиентского оборудования от спутников. Таким образом при измерении расстояния от одного спутника до клиентского оборудования образуется сферическая поверхность, которая демонстрирует совокупность потенциальных местоположений воздушного судна. При измерении удаленности от двух спутников образуется окружность на пересечении двух сфер. При использовании трех спутников, на их пересечении остается только две точки. С учетом удаленности одной из двух точек относительно поверхности Земли, она будет ошибочной. Таким образом для определения местоположения достаточно использовать три спутника. Однако в современной практике для высокой точности используется четыре спутника более. С учетом специфики процедуры захода на посадку, для повышения точности измерений используется корректирующее оборудование, так как при прохождении радиосигнала возникают задержки при преодолении ионосферы и при обработке сигнала. Корректирующее оборудование располагается на земле и имеет большую область покрытия [8].

1.4 Система посадки современных беспилотников

Для беспилотников самолетного типа в современных реалиях действуют курсо-глиссадные ограничения, однако заход на посадку производится согласно визуальным правилам пилотирования. В первую очередь это связано с тем, что на борту воздушного судна отсутствует пилот, а все данные о курсе, глиссаде и высоте передаются посредством бортовой системы телеметрии [9]. При этом каждый тип беспилотника имеет собственные ограничения по летно-техническим характеристикам. При этом нет потребности в использовании каких-либо дополнительных наземных устройств. По большей части они являются автономными.

Для беспилотников гибридного, коптерного и мультироторного типов применяются преимущественно высотомеры, так как нет ограничений по курсу и глиссаде. Также как и с беспилотниками самолетного типа вся информация передается через систему телеметрии.

В каждом беспилотнике присутствуют датчики скорости, элементы системы позиционирования, высотомеры. Элементы скорости являются крайне ограниченными при заводской комплектации. Элементы системы позиционирования относятся преимущественно к спутниковым системам позиционирования, при наличии специальных потребностей допускается использование триангуляции от операторов по стандартам GSM.

2 Методы управления БПЛА самолетного типа.

2.1 Инерциальная навигационная система

Данная система использует акселерометры. Они предназначены для измерения ускорения. Ускорение измеряется акселерометрами, использующими инерцию.

В основу данного метода заложен метод исчисления пути. Суть метода заключается в перемещении по прямой. При измерении ускорения и его двойном интегрировании по времени определяется пройденный путь. Таким образом сравнивая пройденный путь с общей длиной маршрута, можно определять местоположение воздушного судна на прямой. Такой метод применим как для одной прямой, так и для совокупности последовательных прямых.

В основу акселерометра заложено явление инерции. При ускорении воздушного судна подвешенный груз по инерции ускоряется, но при этом его ускорение соответствует ускорению воздушного судна. Таким образом при измерении ускорения груза и его двойном интегрировании возможно вычисление пройденного пути по ортодромии. Принципиальная схема акселерометра приведена на рисунке 1.6.

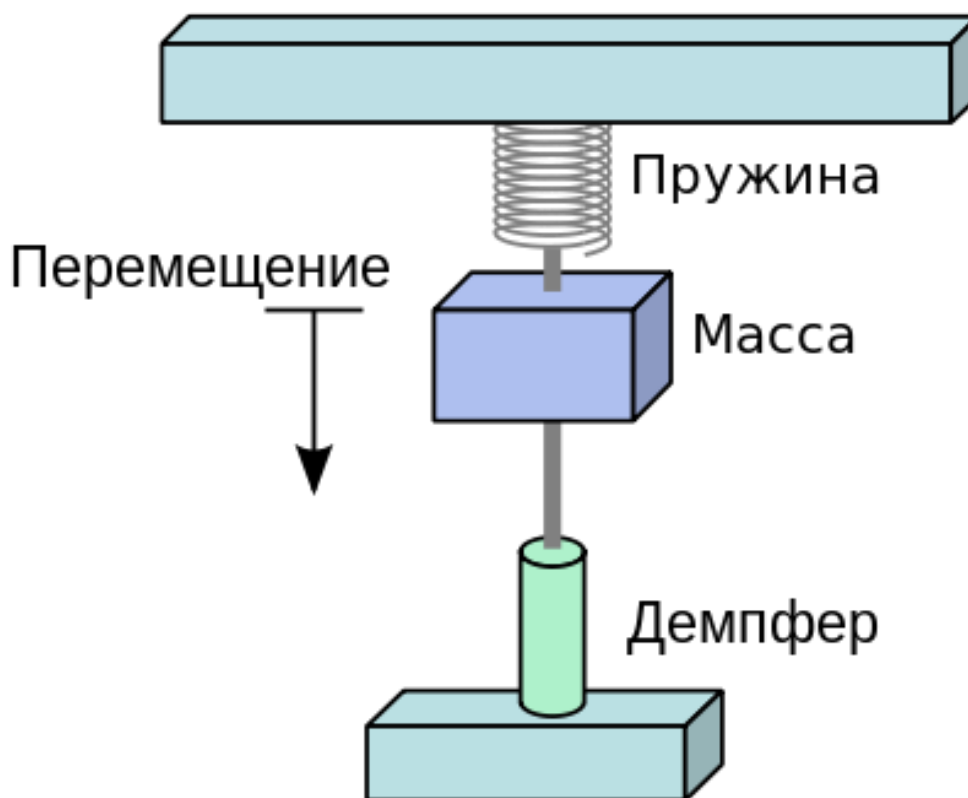


Рисунок 1.6 — Принципиальная схема акселерометра

Для определения перемещения по трем осям, необходимо установить акселерометры по каждой оси. При этом прямолинейное поступательное перемещение груза с определенной массой должно соответствовать оси [10].

На рисунке 1.6 приведен механический акселерометр. Для более современных портативных устройств применяются акселерометры с эффектом Холла. Вместо измерения ускорения груза с определенной массой, производится измерение напряжения, которое меняется при перемещении магнита относительно проводника. Принципиальная схема с элементом Холла приведена на рисунке 1.7.

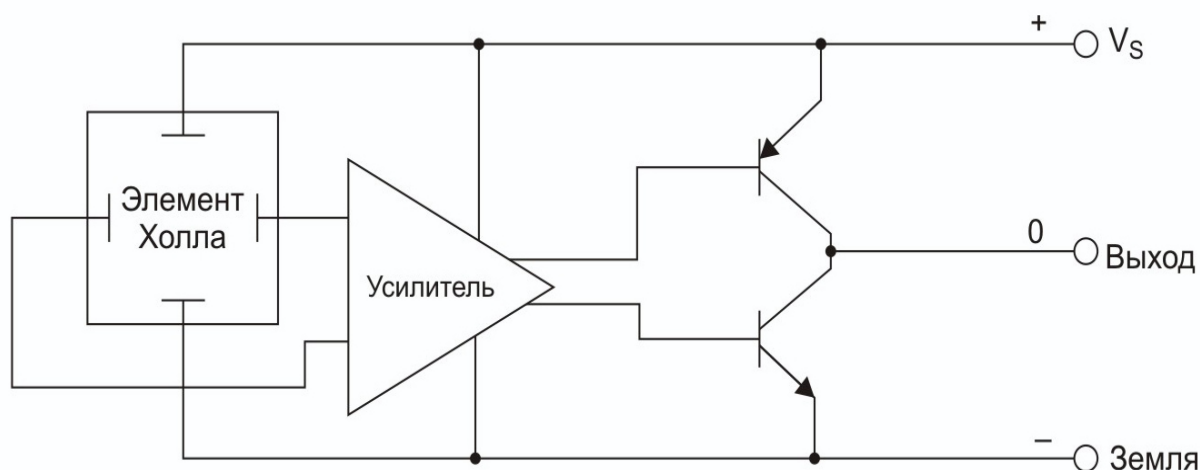


Рисунок 1.7 — Принципиальная схема с элементом Холла

2.2 Доплеровский измеритель скорости

Данное устройство использует эффект Доплера для определения скорости. В сочетании с другими устройствами можно определять угол сноса. При использовании трех устройств можно определять угловое положение воздушного судна.

В первую очередь рассмотрим эффект Доплера. Физический смысл заключается в том, что при относительном перемещении источника или приемника, или обоих частота колебаний увеличивается. При этом данное явление присуще как звуковым волнам, так и радиоволнам. Формула частоты принимаемого сигнала записывается в следующем виде:

$$f_0 = \frac{v+v_0}{v+v_s} \times f_s \quad (2.1)$$

где f_0 - частота принимаемого сигнала;
 v - скорость распространения волны;

V_0 - скорость приемника;
 V_s - скорость излучателя;
 f_s - частота излучаемого сигнала.

Таким образом бортовое оборудование излучает радиочастотный сигнал по направлению к поверхности земли. Радиосигнал отражается от поверхности земли и улавливается повторно бортовым оборудованием. Исходя из разницы частот, которая соответствует частоте Допплера определяется значение скорости движения воздушного судна относительно поверхности земли [11]. Частота доплера вычисляется по формуле:

$$f_D = f_0 - f_s \quad (2.2)$$

где f_D - частота доплера.

Пример бортового устройства, которое измеряет скорость и угол сноса приведен на рисунке 1.8.



Рисунок 1.8 — Доплеровский измеритель скорости и угла сноса

Данное устройство имеет несколько режимов работы. В первую очередь необходимо отметить, что работа данного устройства на прямую зависит от рельефа подстилающей поверхности. При работе на равнинной поверхности, например в степях или плато, устройство работает в штатном режиме.

При работе в горах устройство значительно ограничивает мощность излучения, так как отражающие поверхности могут находиться на расстоянии нескольких, а приемный тракт рассчитан на работу с сигналом ограниченной мощности [12].

При работе над водной поверхностью излучение прекращается, так как водная поверхность не ровная и имеет множество граней отражения, в результате полученные множественные отражения будут искажать результаты измерения.

2.3 Авиагоризонт

Данное устройство применяется для определения углового положения воздушного судна, а именно всех элементов конструкции самолета относительно горизонтальной плоскости его центра масс [13].

Авиагоризонт может исполняться в двух основных вариантах. В первом случае с дистанционным гироскопическим датчиком, во втором случае с подвижной картушкой. При этом по виду индикации также присущи два варианта: «вид с земли» и «вид с самолета».

При использовании вида с земли, на индикаторе фоновое изображение остается неподвижным, в качестве подвижного индикатора применяется прообраз самолета. Пример такого авиагоризонта приведен на рисунке 1.9.



Рисунок 1.9 — Авиагоризонт с индикацией «вид с земли»

Необходимо отметить, что данные устройства относятся к группе пилотажных устройств и являются основными приборами пилотирования воздушного судна. На современных авиалайнерах данные устройства имеют индикацию на цифровых дисплеях [14].

Особенностью различий индикаций является из противоположности. В первую очередь необходимо отметить, что при индикации «вид с земли» фон индикатора остается неподвижным, а силуэт отклоняется, тем самым показывая угловое отклонение воздушного судна. При этом определение тангажа индицируется отдельным устройством, которое имеет другой профиль воздушного судна для индикации.

При индикации «вид с земли» для выравнивания углового положения необходимо отвести штурвал в сторону, противоположенную крену, который показывает прибор. Таким образом будет совершено действие по компенсации крена [15].

Что касается прибора с индикацией «вид с самолета», то данное устройство имеет противоположенную по углу зрения индикацию, так как силуэт самолета остается неподвижным, а фон, имитирующий землю, производит отклонения по крену. Для компенсации крена, необходимо произвести поворот штурвала в сторону крена, который показывает авиагоризонт [16].

Пример Авиагоризонта с индикацией «вид с самолета» приведен на рисунке 2.0.



Рисунок 2.0 — Авиагоризонт с индикацией «вид с самолета»

Стоит отметить, что в зависимости от конкретного типа воздушного судна индикация меняется, однако все больше выпускается беспилотных воздушных судов с индикацией «вид с самолета».

Теперь перейдем к конструктивным особенностям дистанционного авиагоризонта и авиагоризонта с подвижной картушкой. При использовании авиагоризонта с картушкой в корпус встраивается сферическая картушка, которая имитирует «землю». При этом силуэт самолета остается неподвижным. Таким образом все устройство является автономным и не требует электрического питания [17].

Следующим авиагоризонтом является авиагоризонт с дистанционным гироскопом. Данное устройство состоит из двух основных элементов: датчик и индикатор. В качестве индикатора используется логометр. Логометр представляет из себя устройство, которое состоит из двух взаимно перпендикулярных катушек индуктивности, внутри которых расположен постоянный магнит. Под действием двух магнитных полей, генерируемых катушками индуктивности постоянный магнит меняет свое положение, а вместе с ним и стрелка, закрепленная на одном валу с ним. Таким образом, при использовании мостовой схемы сравнения для каждой оси гироскопического датчика можно задать соответствующее изменение электромагнитного поля для катушек индуктивности в логометре [18]. При этом стоит отметить, что изменение магнитного поля, а катушки может быть направлено как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения магнитного потока, который отвечает за перемещение стрелки в логометре. Математически в самом первом приближении это можно описать следующим выражением:

$$M_{\Delta\phi} = M_{\phi_1} - M_{\phi_2} \quad (2.3)$$

где $M_{\Delta\phi}$ - разностный магнитный момент вращения стрелки индикатора;

M_{ϕ_1} - магнитный момент вращения стрелки в сторону увеличения;

M_{ϕ_2} - магнитный момент вращения стрелки в сторону уменьшения.

Таким образом в зависимости от значения разностного магнитного момента вращения стрелки стрелка будет отклоняться в сторону увеличения, уменьшения или останется неподвижной. Принципиальная схема логометра представлен на рисунке 2.1.

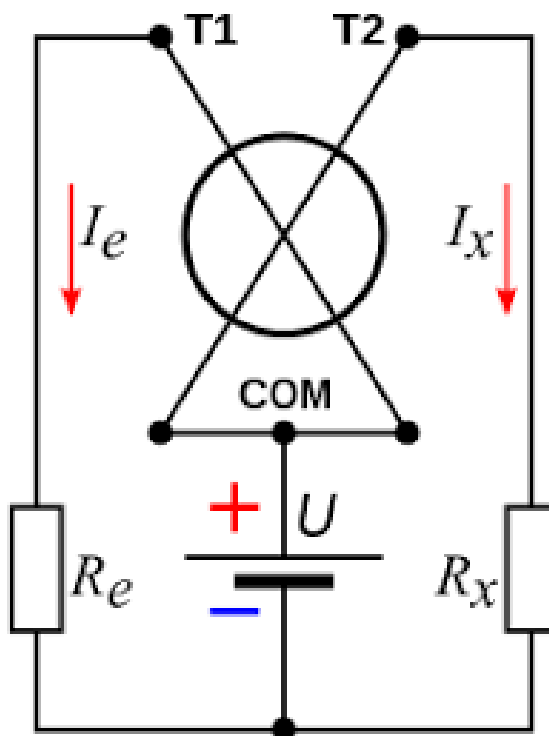


Рисунок 2.1 — Принципиальная схема логометра

Теперь рассмотрим датчик, в качестве которого выступает механический трехосевой гироскоп. Гироскоп состоит из карданных подвесов, электродвигателей и вращающегося центра масс. Каждый карданный подвес соответствует навигационной оси связанной системы координат воздушного судна [19]. В зависимости от перемещения карданов относительно вращающегося центра масс определяется угловое положение плоскостей самолета относительно плоскостей навигационного пространства.

Механические гироскопы по признаку подвижности внешней оси делятся на интегрирующие и дифференцирующие. Интегрирующими являются гироскопы, которые имеют подвижную внешнюю ось. Таким образом для производства вычислений необходимо интегрировать угол между двумя осями гироскопа, таким образом определяется угловое ускорение, а при последующем интегрировании определяются угловая скорость и сам угол отклонения. Математически можно записать следующим образом:

$$\alpha = \int_1^i dt = \iint_1^i d^2t \quad (2.4)$$

где α - угловая скорость;
 d - угловое ускорение.

Общая схема механического гироскопа представлен на рисунке 12. На рисунке нумерации соответствует: 1 – ротор; 2 – ось собственного вращения; 3 – внутренняя рама карданового подвеса; 4 – внешняя рама карданового подвеса; 5 – внутренняя ось подвеса; 6 – внешняя ось подвеса.

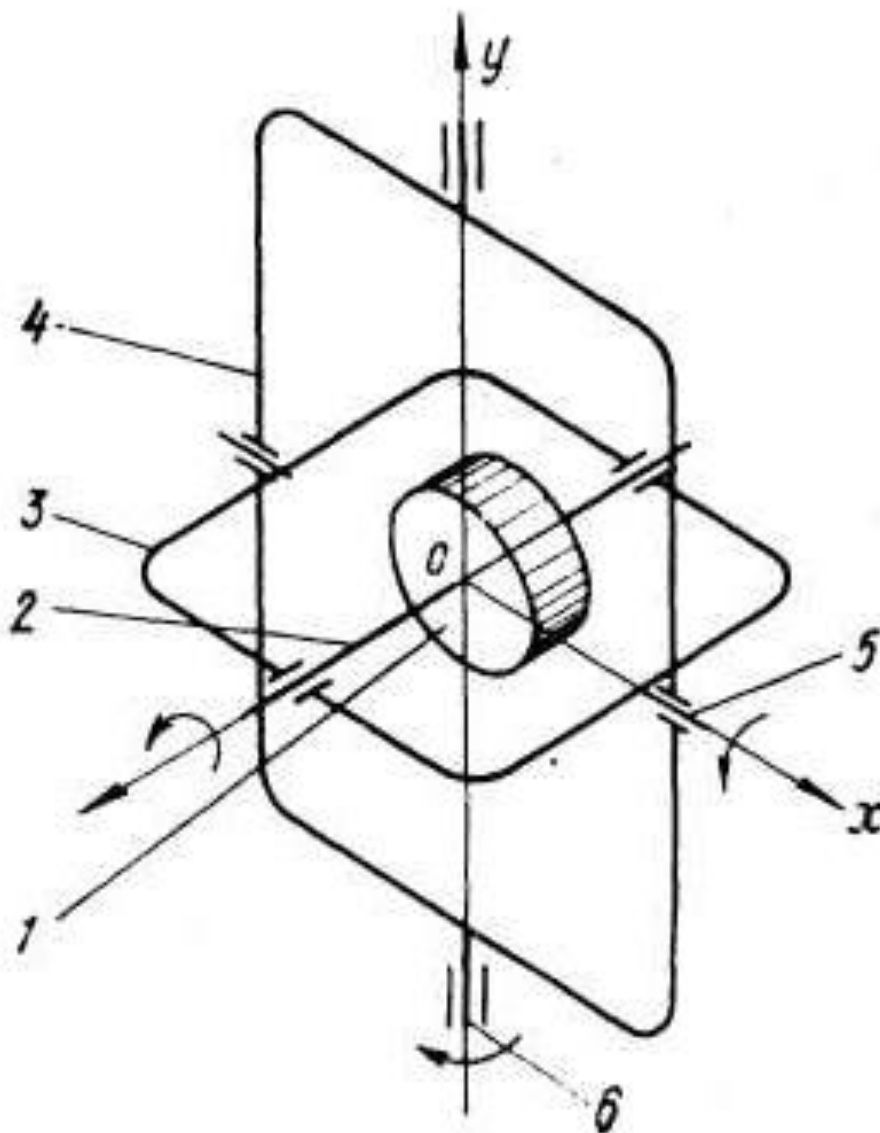


Рисунок 2.2 - Общая схема гироскопа

В настоящее время для беспилотных летательных аппаратов существует множество модульных устройств, которые могут быть применены на борту воздушного судна. Более того, данные устройства могут быть применены как отдельные устройства, так и в составе комплексных систем [20].

2.4 Приборы, определяющие истинную скорости полета.

Далее рассмотрим существующие аппаратные средства, которые могут быть задействованы при посадке беспилотника. Для этого в первую очередь необходимо составить перечень параметров, которые необходимо контролировать при заходе на посадку:

1. Истинная скорость полета;
2. Воздушная скорость;
3. Истинная высота полета;
4. Курс.

Данные параметры являются основными при заходе на посадку. Знание истинной скорости должно способствовать определению быстроты перемещения, что позволит определять время прибытия к торцу посадочной полосы. Более того, при заходе на посадку к каждому воздушному судному предъявляются требования по максимальной и минимальной скоростям захода на посадку, так как длина посадочной полосы ограничена, а инертность воздушного судна достаточно велика [21].

Воздушная скорость необходима для определения подъемной силы, а вместе с ней и потребной силы реверса. Более того, исходя из формулы полной аэродинамической силы, подъемная сила способна стать гасителем скорости перемещения воздушного судна, а вместе с тем и улучшить летно-технические показатели параметров при заходе на посадку.

Истинная высота полета необходима для определения высоты до посадочной полосы, чтоб произвести безопасную посадку. Большая часть посадочного оборудования включается в работу в зависимости от значения данного параметра., так как он имеет наиболее критическое значение.

Курс – параметр, который необходим для определения соответствия линии движения воздушного судна и курса посадки.

К таким приборам относится доплеровский измеритель скорости и угла сноса. Данный прибор применяет эффект Доплера. Устройство является автономным и может применяться на больших воздушных судах. Однако для большинства современных авиалайнеров применяется указатель скорости, который работает в комплексе с указателем температуры наружного воздуха и указателем высоты.

Для большинства современных беспилотников в качестве прибора, определяющего его истинную скорость, используются спутниковые системы в сочетании с наземными системами корректировки и акселерометрами. Таким образом формируется комплексная система определения истинной скорости. Упрощенная схема данной системы приведена на рисунке 13.

В данной системе рассматривается модульная структура из спутников, наземной станции коррекции, бортового оборудования для работы со спутниками и наземными станциями, а также бортовой акселерометр.

Неоспоримыми преимуществами являются автономность, высокая точность, глобальность применения и всепогодность. Безопасность также присутствует, так унификация [22].

Исходя из этого стоит отметить, что данная система соответствует предъявляемым требованиям. Стоит отметить, что данная система может работать как от спутников, так и от бортового акселерометра.

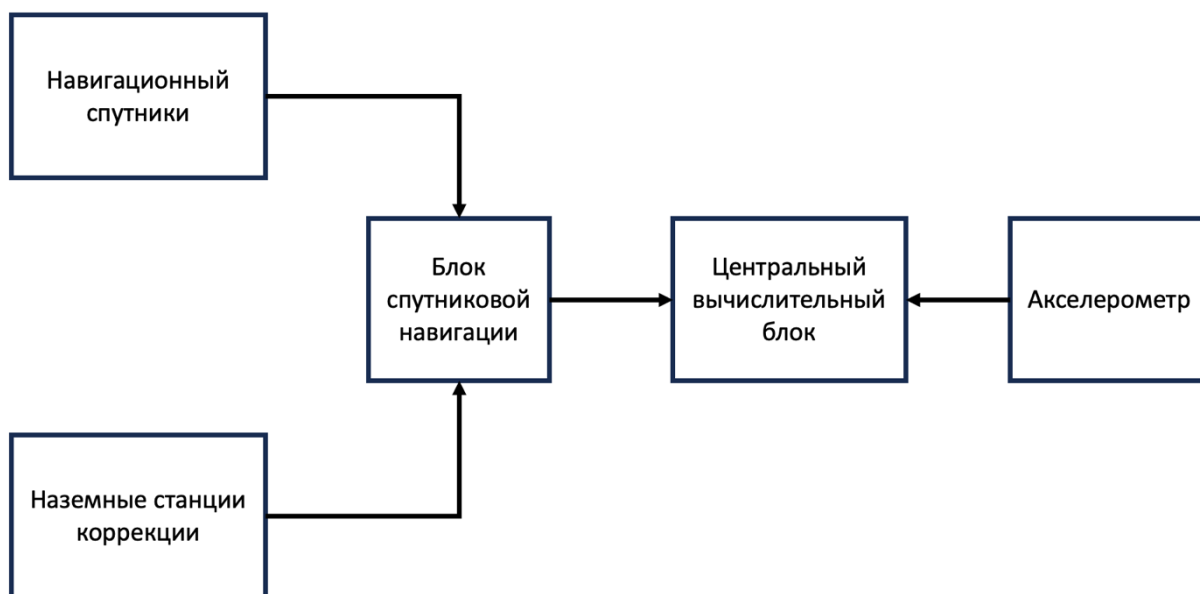


Рисунок 2.3 – Упрощенная схема комплексной системы определения истинной скорости

Исходя из представленной упрощенной схемы можно отметить факт того, что при работе только от акселерометра из-за инертности элементов акселерометра ошибка будет накапливаться по мере увеличения продолжительности полета. На ряду с этим спутники навигации также не могут обеспечивать высокую точность определения пройденного пути за заданное время, а значит, что и их точность не достаточна. Однако оба недостатка по определению скорости компенсируются непосредственно наземными станциями коррекции. При этом все в той же схеме можно определить и факт того, что работа от акселерометра производится потенциально быстрее, нежели от спутников [23].

Необходимо отметить, что использование спутниковой системы по отношению к беспилотникам не сильно отличается от ее применения по отношению к современным пилотируемым авиалайнерам, то вот акселерометр имеет заметное изменение. В данном случае все также используется инерция тела, однако измеряемой величиной является непосредственно величина изменения емкости элемента электрической цепи. Математически можно записать в линейном виде:

$$a = k \times C \quad (2.5)$$

где a – ускорение;

k – коэффициент пропорциональности;

C – емкость конденсатора.

Упрощенная схема такого акселерометра приведена на рисунке 14.



Рисунок 2.4 – Упрощенная схема емкостного акселерометра

На упрощенной схеме представлен конденсатор с двумя стационарными обкладками и одной подвижной. При ускорении подвижная обкладка остается на месте и тем самым под действием инерции сближается с одной из стационарных обкладок. В зависимости от того, с какой обкладкой сближается – меняется емкость. В соответствии с изменением емкости меняется и электрический потенциал, который и создает электрический сигнал об ускорении. Далее путем интегрирования определяется истинная скорость летательного аппарата.

При работе от спутниковой системы позиционирования с корректирующей подсистемой производится измерение дальности до двух точек при дальномерного метода. Таким образом фиксируются координаты начальной точки и каждой последующей [24]. Для каждого отдельно взятого интервала расстояние между двумя точками будет меняться, также как и пройденный путь. Так как перемещение и пройденный путь могут не соответствовать друг другу – процесс определения местоположения производится практически непрерывно с заданной периодичностью. При таком подходе для конечно малого интервала времени, который соответствует минимальному периоду запроса и ответа в работе спутниковой системы можно производить построение достаточно точных

траекторий, а вместе с ними и перемещений. Таким образом получится построить траекторию, пройденный период, и при наложении этих данных на траекторию в соответствии с временными интервалами – получится определить скорость перемещения.

Стоит отметить удобство работы со спутниковой системой, так как она позволяет совершать автономные полеты. При заходе на посадку это позволит качественно определять взаимное местоположение беспилотного воздушного судна и посадочной полосы. Пример заданной траектории и фактической траектории полета приведен на рисунке 2.5.



Рисунок 2.5 – Пример заданной траектории и фактической траектории полета

Таким образом решается задача по определению истинной скорости полета [25]. Стоит отметить, что такое решение носит более качественный характер в отношении массовости, так как один комплект спутников и наземных станции может обслуживать большое количество беспилотников, при том, что на последних достаточно разместить спутниковый маячок определения местоположения и небольшой процессор для несложных вычислений, что эквивалентно одному автономному модулю или элементу комплексной системы.

2.5 Приборы для беспилотников, определяющие воздушную скорость

В гражданской авиации применяется группа приборов – аэрометрическая группа. Пример аэрометрического указателя скорости приведен на рисунке 2.6.

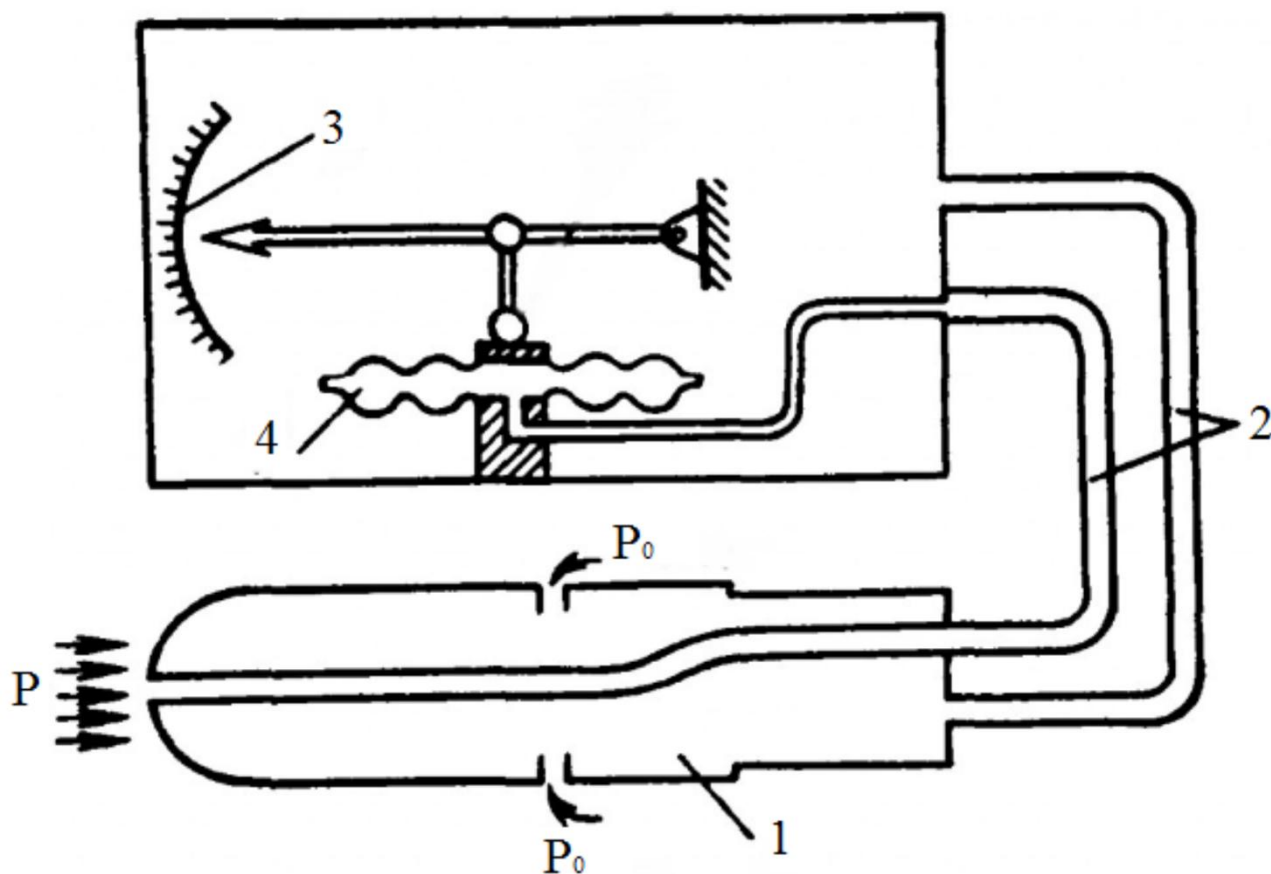


Рисунок 2.6 – Аэрометрический указатель скорости

На рисунке: 1 – приемники давления, 2 – патрубки системы воздушных сигналов, 3 – индикатор воздушной скорости, 4 – манометрическая коробка.

Данные приборы предназначены для измерения полного и статического давления. За это отвечают одноименные приемники давления. Далее от приемников давления воздушные потоки направляются в корпус прибора, где от полного давления отнимается статическое, тем самым в остатке получаем динамический поток, при дальнейшей работе с воздушным сигналом остается воздушная скорость летательного аппарата [26]. Таким образом производится определение скорости перемещения воздушного судна относительно воздушных масс.

Размещение приборов в таком исполнении имеет целесообразность при применении беспилотников, для которых аэрометрические показатели имеют высокую степень значимости в пилотировании. Для современных беспилотных летательных аппаратов целесообразно применять аэрометрические приборы с пьезоэлементами [2.7]. В таком варианте благодаря использованию пьезоэлемента сокращается масса системы сигналов, так как становится возможным применение электрической проводки вместо патрубков, а также возможность цифрового вывода сигнала. Общий вид модульного комплекта такого оборудования приведен на рисунке 17.

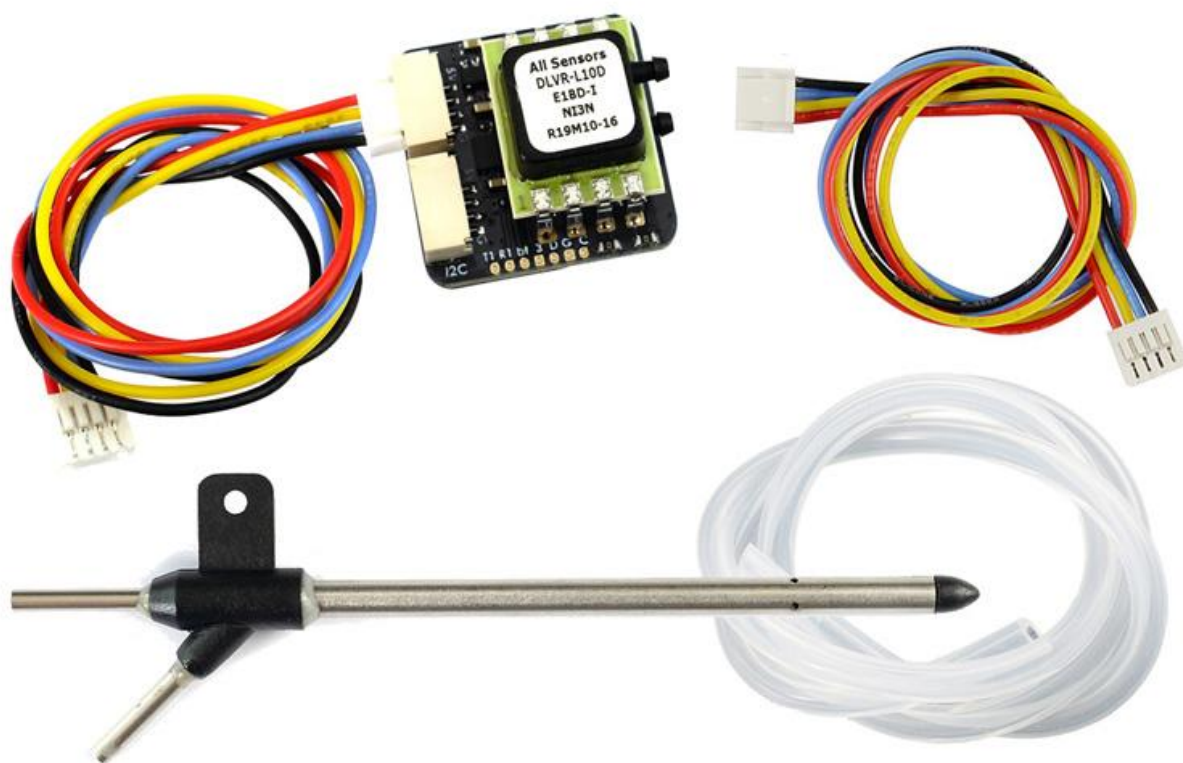


Рисунок 2.7 – Общий вид модульного комплекта датчика воздушной скорости

Работа прибора заключается в использовании приемников давления как в аэрометрическом приборе, однако преобразующим элементом является не манометрическая коробка, а пьезоэлемент, которые преобразует механическое воздействие в электрический импульс [2.8]. Функциональная схема такого датчика воздушной скорости приведена на рисунке 18. В отличие от его аналога в данном устройстве после первичной обработки сигнала происходит преобразование, которое позволяет свободно конвертировать полученные данные.

Также стоит отметить, что применение такого прибора повышает уровень технического и технологического совершенства. Прибор, будучи модулем также состоит из нескольких модулей, тем самым отвечает требованию унификации в данном аспекте.

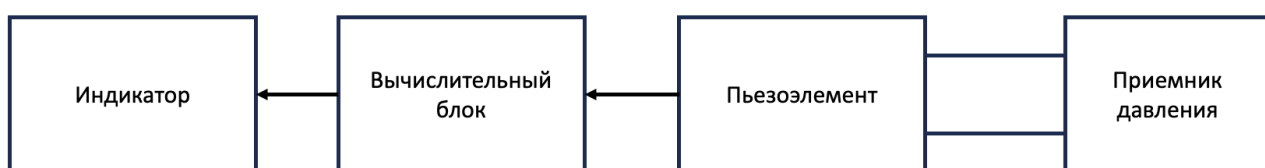


Рисунок 2.8 – Функциональная схема датчика воздушной скорости с пьезоэлементом

2.6 Приборы, определяющие курс.

В гражданской авиации для определения курса используется комплекс устройств. В первую очередь необходимо отметить такие устройства как наземные навигационные радиомаяки VOR и DME. Первое устройство – азимутальный радиомаяк, который расположен на земле, его позиция точно определена. Во время полета беспилотник определяет пеленги наземных радиостанций, а затем на пересечении линий двух пеленгов определяется местоположение. Таким образом, при позиционировании воздушного судна относительно азимутального радиомаяка определяется курс беспилотника [2.9]. Общий вид наземного азимутального радиомаяка, совмещенного с дальномерным, приведен на рисунке 2.9.



Рисунок 2.9 – Азимутальный радиомаяк

Для работы с наземными радиомаяками на борту воздушного судна применяется автоматический радиокompас. Общий вид индикатора автоматического радиокompаса показан на рисунке 3.0.



Рисунок 3.0 – Индикатор автоматического радиокompаса

Индикатор радиокompаса имеет две стрелки для определения двух пеленгов сразу. Также есть круговая шкала с численными отметками.

Второе из упомянутых устройств является дальномерным радиомаяком. Применение двух наземных дальномерных радиомаяков позволяет определять местоположение воздушного судна. Таким образом, определяя местоположение воздушного судна относительно наземного радиомаяка можно определить курс воздушного судна. Стоит отметить, что дальномерный радиомаяк совмещается с азимутальным [3.0].

Для работы с наземным радиомаяком, пример которого приведен на рисунке 1.9, на борту устанавливается соответствующий блок. Пример блока приведен на рисунке 2.1.



Рисунок 3.1 – Бортовой блок дальномера

Более классическим прибором для определения курса является магнитный компас, однако из-за ряда недостатков в его эксплуатации он не получил широкого применения на современном этапе. К числу таких недостатков можно отнести сильную подверженность воздействию внешних магнитных полей, которые могут нарушать работоспособность прибора, а также ограниченность применения при пролете северных и южных широтах, где сходятся силовые линии магнитного поля Земли. Пример такого прибора приведен на рисунке 2.2.

Стоит отметить, что несмотря на недостатки, в современной навигации магнитный компас все еще имеет место быть и применяется при ряде ограничений, в том числе благодаря тому, что он не требует энергетических затрат на питание прибора [3.1].



Рисунок 3.2 – Магнитный компас воздушного судна

2.7 Основные динамические показатели полета

Во время полета важно учитывать такие показатели как подъемная сила, лобовое сопротивление и скорость, которая является аргументом для ранее перечисленных. Так как геометрические формы определяются заранее, то коэффициент лобового сопротивления и коэффициент подъемной силы будут определяться заранее. В качестве исходных значений определим следующие параметры:

1. Плотность воздуха: 1,225 килограмм на кубический метр.
2. Условная площадь крыла: 0,5 квадратных метров.
3. Коэффициент подъемной силы: 0,3.
4. Коэффициент лобового сопротивления: 0,05.
5. Диапазон изменения скорости: 1 – 30 метров в секунду.

Такой набор данных соответствует усредненным показателям наиболее широко распространенных беспилотников самолетного типа. Применение усредненных показателей является наиболее актуальным, так как ввиду многообразия разновидностей геометрических форм расхождение между двумя типами беспилотников могут быть кратными, поэтому прибегая к усредненным показателям мы избегаем многократных отклонений.

Используя скорость в качестве переменного аргумента, построим график зависимости подъемной силы и лобового сопротивления. Данный график будет характеризовать влияние скорости перемещения на подъемную силу. График зависимости подъемной силы, измеряемой в Ньютонах, от скорости перемещения, измеряемой в метрах в секунду, приведен на рисунке 3.3.

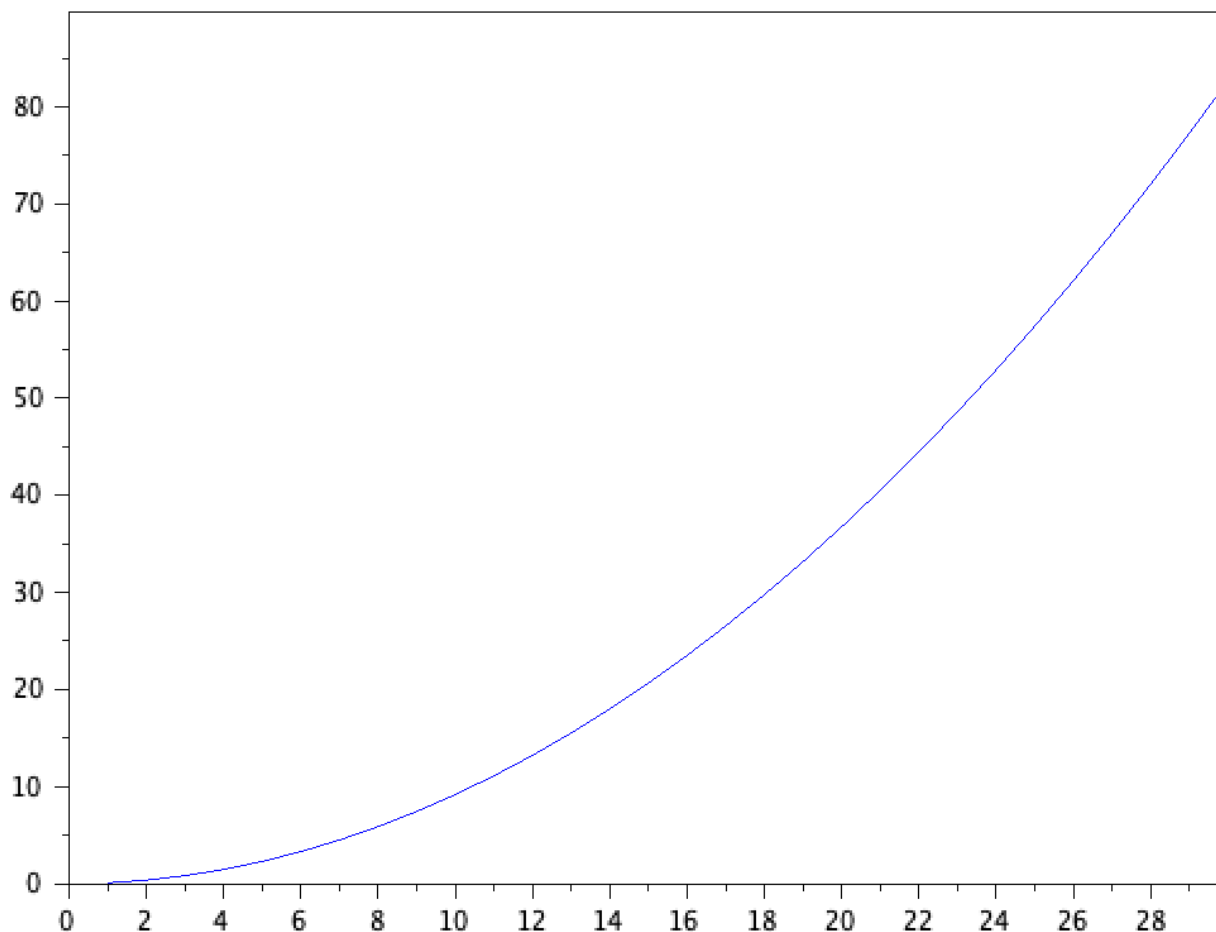


Рисунок 3.3 – График зависимости подъемной силы от скорости

Соответствующее выражение:

$$Y = 0,5 * C_y * \rho * V^2 \quad (2.6)$$

где Y – подъемная сила;

C_y – коэффициент подъемной силы;

ρ – плотность воздуха;

V – скорость перемещения.

Другим не менее важным показателем является лобовое сопротивление, которое определяет способность беспилотника сохранять подъемную силу и преодолевать воздушное препятствие. График зависимости лобового сопротивления от скорости перемещения приведен на рисунке 3.4.

Стоит отметить, что соотношение между лобовым подъемной силой и лобовым сопротивлением называется аэродинамическим качеством. Данный показатель равен отношению подъемной силы

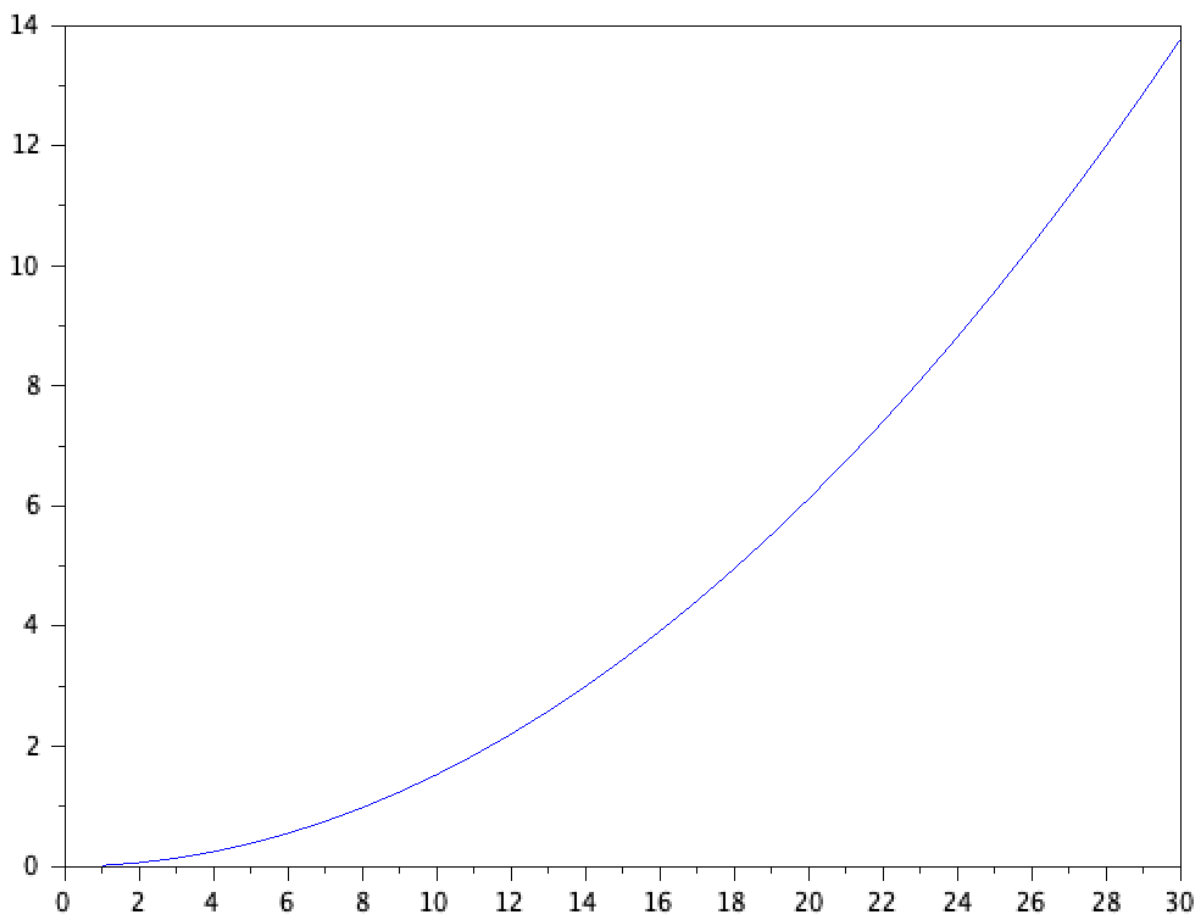


Рисунок 3.4 – График зависимости лобового сопротивления от скорости

Выражение для определения лобового сопротивления:

$$X = 0,5 * C_x * \rho * V^2 \quad (2.7)$$

где X – сила лобового сопротивления;
 C_x – коэффициент лобового сопротивления.

3 Методы определения высоты на БПЛА самолетного типа

3.1 Радиовысотомер.

Данное устройство использует постоянство скорости распространения радиоволн. Известно, что электромагнитные колебания в атмосфере Земли распространяются с постоянной скоростью. При этом бортовые устройства способны определять временной интервал между временем начала излучения радиосигнала и временем окончания приема радиосигнала. Таким образом наиболее простым решением является вычисление пройденного пути. Пройденный путь будет соответствовать расстоянию, которое пройдет радиосигнал выпущенный из точки 1 до поверхности земли и вернется на борт воздушного судна в точке 2 [3.2]. Данному описанию соответствует движение радиосигнала, которое графически отображено на рисунке 3.5.

Как видно из рисунка, что измеряемая величина соответствует длине двух линий, которые наклонены к горизонту, но не перпендикулярны. При таких очевидных условностях необходимо заранее определить угол наклона антенны к поверхности земли.

Используя свойство пересечения параллельных прямых одной прямой и свойства волн из оптики, можно определить, что высота является катетом, лежащим против гипотенузы с известным углом наклона по отношению к горизонту.

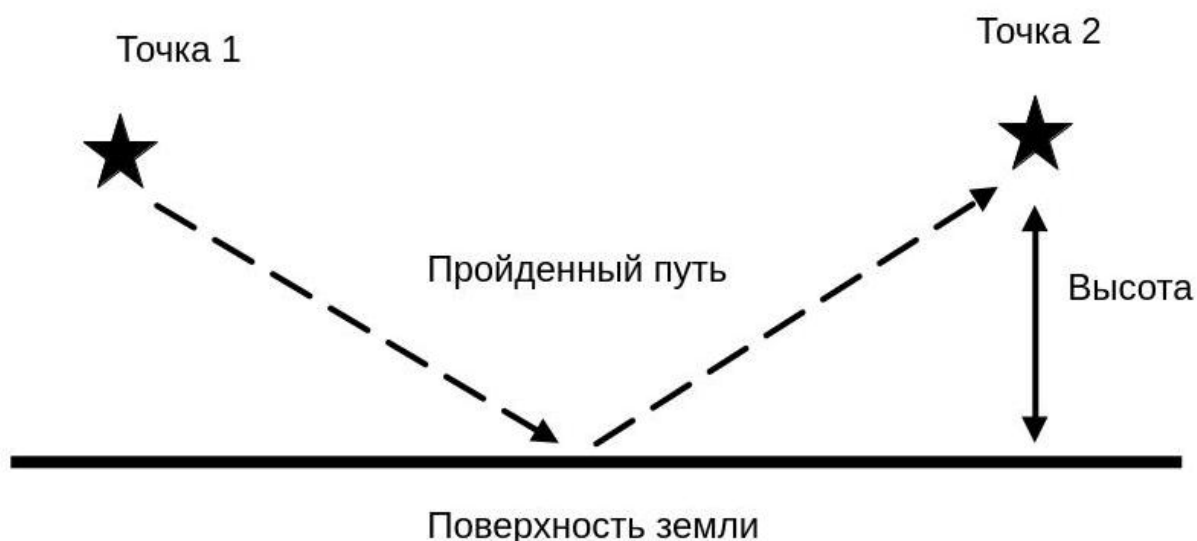


Рисунок 3.5 — Пройденный путь радиосигнала

Таким образом введем следующие понятия: наклонная дальность — линия от воздушного судна до поверхности земли, которая практически равна линии от

поверхности земли до борта воздушного судна; горизонтальная дальность — проекция наклонной дальности на горизонтальную поверхность; высота — проекция наклонной дальности на вертикальную поверхность [3.3]. Таким образом можно произвести запись взаимосвязи между наклонной дальностью и высотой в получившемся прямоугольном треугольнике:

$$R = \frac{c \times \tau}{2} \quad (3.1)$$

где R - наклонная дальность;

c - скорость распространения радиоволн;

τ - временной интервал между временем излучения и временем приема радиосигнала.

После вычисления наклонной дальности и известном угле наклона антенны, можно определить высоту полета. Запишем соответствующую формулу:

$$H = R \times \sin(\alpha) \quad (3.2)$$

где H - высота полета;

α - угол между наклонной и горизонтальной дальностями.

Описанный принцип действия относится к радиовысотомерам больших высот. Комплект оборудования радиовысотомера приведен на рисунке 3.6.



Рисунок 3.6 — Комплект оборудования радиовысотомера больших высот А - 072

Однако для точных измерений высоты при низких высотах и при заходе на посадку используется радиовысотомер малых высот. В отличие радиовысотомера больших высот, который также известен как импульсный радиовысотомер, радиовысотомер малых высот измеряет фазу получаемого радиосигнала, поэтому он также может называться фазометрическим высотомером [3.4].

В основу принципа действия заложено измерение фазы сигнала. Как известно, каждый радиосигнал представляет из себя некоторое электромагнитное колебание, которое свободно распространяется в пространстве. Данные колебания имеют амплитуду, частоту, длину волны и фазу. Каждая фаза характеризует дольную часть длины волны, в то время как длины волны характеризует физическое расстояние между двумя колебаниями. Таким образом измеряя время, умножив на частоту и на длину волны можно определить расстояние, однако учитывая потребность в высокой точности, то также учитывается и фаза, которая позволяет вычислять дольные составляющие длины волны, которая определяет физическое расстояние [35]. Пример соответствия длины волны и фазы сигнала можно рассмотреть на рисунке 27.

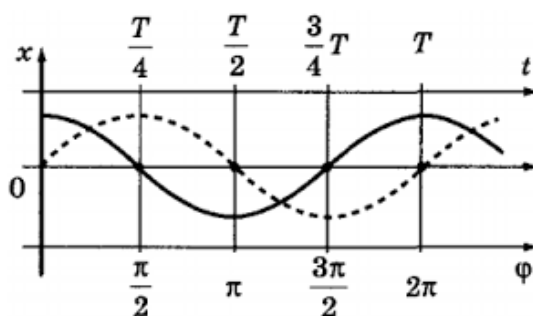


Рисунок 3.7 — Схема определения соответствия фазы сигнала и длины волны

Вышеописанное утверждение математически можно определить следующим выражением:

$$R = \frac{[f \times \lambda] + \left[\frac{\phi}{2 \times \pi} \times \lambda \right]}{2} \quad (3.3)$$

- где R - наклонная дальность;
- f - частота радиосигнала;
- λ - длина волны радиосигнала;
- ϕ - измеряемая фаза сигнала.

Если импульсный высотомер начинает работать с высот 1000 и более метров, предельным максимальным значением чаще всего выступает потолок в 10 000 метров, то фазометрический радиовысотомер работает в диапазоне от 0 до 750 метров. При этом импульсный радиовысотомер производит

переодическое излучение, в то время как фазометрический производит непрерывное излучение [3.6]. На рисунке 3.8 приведен комплект оборудования радиовысотомера малых высот.



Рисунок 3.8 — Комплект оборудования радиовысотомера малых высот А - 037

3.2 Приборы для беспилотников, определяющие истинную высоту полета.

В гражданской авиации применяются два различных радиовысотомера. Для беспилотной авиации по фактору исторического развития на современном этапе существуют ультразвуковые высотомеры, которые преимущественно производят измерения на высоте до 50 метров [3.7]. В качестве альтернативы им также используются оптические дальномеры, которые имеют диапазон измерений до 1500 метров. При условии гражданского применения эти варианты высотомеров вполне удовлетворяют запросам по разработки системы посадки. Общий вид ультразвукового высотомера приведен на рисунке 3.9.



Рисунок 3.9 – Общий вид радиовысотомера для беспилотников

4 Разработка алгоритма автоматического захода на посадку для БПЛА самолетного типа

Перед началом разработки программного алгоритма необходимо определить основные требования и проектный облик системы посадки.

4.1 Требования к разрабатываемой системе

Исходя из описания оборудования, перечисленного ранее, для разработки нового решения следует предусмотреть требования, которые будут задавать наиболее важные ограничения при разработке нового решения. Для этого необходимо учесть специфику полетов беспилотников и непосредственно преимущества. А недостатки можно будет рассматривать как риски, при оценке разработанного решения.

Перечислим основные действующие общие требования и требования по преимуществам:

1. Безопасность.
2. Минимальная масса.
3. Технологичность.
4. Высокая точность.
5. Автономность.
6. Всепогодность.
7. Глобальность применения.

Второстепенные требования:

1. Унификация.

Безопасность является наиболее важным требованием, так как применение любой техники, особенно в авиации является сложной задачей, от которой зависит множество жизней. Требование безопасности относится не только к безопасности полетов, но и к авиационной безопасности.

Главной причиной предъявления требования безопасности является практическая значимость безопасной жизнедеятельности граждан Республики Казахстан.

Минимальная масса – требование, которое предъявляется к авиационной технике повсеместно. Данное требование является основным так как в условиях ограниченности энерговооруженности любого летательного аппарата расход энергетического ресурса на прямую зависит от массы, которая имеется у летательного аппарата. Таким образом выдвигается требование по минимальной массе.

Следующим требованием является технологичность, то есть насколько удобно использовать и обслуживать разрабатываемое решение. Данное требование выдвинуто по причине потребности сокращения временных затрат

на обслуживание и ремонт, а также временных затрат на обучение нового персонала для типа беспилотника. Таким образом появляется основание для выдвижения требования по технологичности.

Высокая точность – требование, которое также относится к ряду основных. Данное требование связано с тем, что при заходе на посадку необходимо обеспечивать требования по минимумам погоды, характеристики посадочной полосы и соответственно опыта пилота. Высокая точность должна обеспечивать еще один важный минимум – минимум оборудования. Более того, при высокой точности можно обеспечить высокую вероятность безопасной посадки по минимумам посадочной полосы, так как математически экстремальные условия, в приграничных значения области допустимых значений позволят произвести точный заход в рамках заданных ограничений.

Автономность для беспилотников является крайне важной чертой, так как эта черта является основой для выделения отдельной категории летательных аппаратов. Возможность захода на посадку без применения внешних по отношению летательному аппарату вспомогательных средств. Стоит отметить, что автономность системы посадки должна обеспечивать возможность захода на посадку без участия внешнего пилота или оператора.

Всепогодность системы посадки – требование, которое закономерно должно быть введено. Главной причиной является то, что беспилотники должны иметь возможность выполнения посадки независимо от погодных условий.

Глобальность применения – требование, которое позволяет использовать систему посадки независимо от региона, местности или ландшафта.

Вышеперечисленные требования являются основными, так как они закладывают фундаментальное понимание беспилотников в техническое исполнение. Также они являются частично или полностью взаимосвязанными.

Не смотря на наличие основных требований, выдвинуто второстепенное требование. Данное требование заключается в унификации системы посадки. Унифицированные системы могут быть легко восстановлены при модульном ремонте или легко заменимы благодаря модульной структуре. Но стоит помнить, что унификация в первую очередь подразумевает не только модульную структуру, но и совместимость с разными типами оборудования.

Большая часть требований может быть выражена в качестве ограничений по значениям контролируемых параметров. В общем виде форма записи может соответствовать следующему виду:

$$P_M \in P_L \quad (4.1)$$

где P_M – измеряемое значение контролируемого параметра;
 P_L – заданное значение контролируемого параметра.

4.2 Проектный облик разрабатываемой системы

Требования. Для разрабатываемого решения рассмотрим следующие потребности, которые были изучены во время рассмотрения изучения приборов, которые применяются в гражданской авиации. Потребности должны быть сконвертированы в требования, которые могут быть представлены в следующем перечне:

1. Безопасность.
2. Надежность.
3. Унификация.
4. Глобальное применение.
5. Всепогодность.
6. Автономность.

В первую очередь необходимо отметить, что требование по безопасности будет соблюдаться непосредственно во время изготовления в соответствии с действующими нормами безопасности при производстве приборов и их эксплуатации. Техника безопасности также будет прилагаться к каждому поставляемому комплексу или его отдельному модулю. Необходимо отметить, что разрабатываемое решение относится к группе электронно-цифровых устройств, которые будут иметь дифференцированные линии основного питания и питания линий коммуникации. Таким образом в основу безопасности в первую очередь будут заложены принципы безопасной эксплуатации, безопасной транспортировки и безопасного хранения электрифицированных устройств.

Требование надежности будет реализовано согласно триаде надежности, то есть закладываться во время проектирования, реализовываться при производстве и поддерживаться во время эксплуатации. Такой подход позволяет применять схемный метод расчета надежности и при этом применить метод свертывания и развертывания схемы с элементами.

Унификация предполагает применение уже имеющихся совместимых решений для обеспечения легкого производства, его быстрого масштабирования и возможности глобального применения. Подробнее будет описано ниже.

Глобальное применение подразумевает применение в любом географическом регионе. При этом возможность перевода интерфейса на язык региона, в котором применяется комплекс.

Всепогодность также является довольно значимым требованием, так как возможность совершать посадку при любых погодных условиях является одним из доминирующих преимуществ беспилотников по отношению к гражданским самолетам.

Автономность – требование, которое фактически подчеркивает характерную черту беспилотников, а именно способность к самостоятельному выполнению полетов или их частей.

Перечень элементов комплекса. Для построения комплексной системы посадки для беспилотника необходимо учесть перечень модулей:

1. Центральный вычислительный блок.
2. Блок акселерометров.
3. Блок спутниковой навигации.
4. Блок измерения воздушной скорости.
5. Блок измерения истинной скорости.
6. Блок измерения высоты.
7. Блок измерения курса.
8. Блок автоматического управления.
9. Блок ручного управления.
10. Блок питания.

Центральный вычислительный блок необходим для приема и обработки сигналов от всех других блоков. Он отвечает за определение значений величин, которые измеряются. Возможно размещение полноценного бортового компьютера с архитектурой процессора x64 или ARM. В качестве альтернативы можно использовать одноплатный компьютер на базе Raspberry PI. Пример одноплатного компьютера приведен на рисунке 4.0.

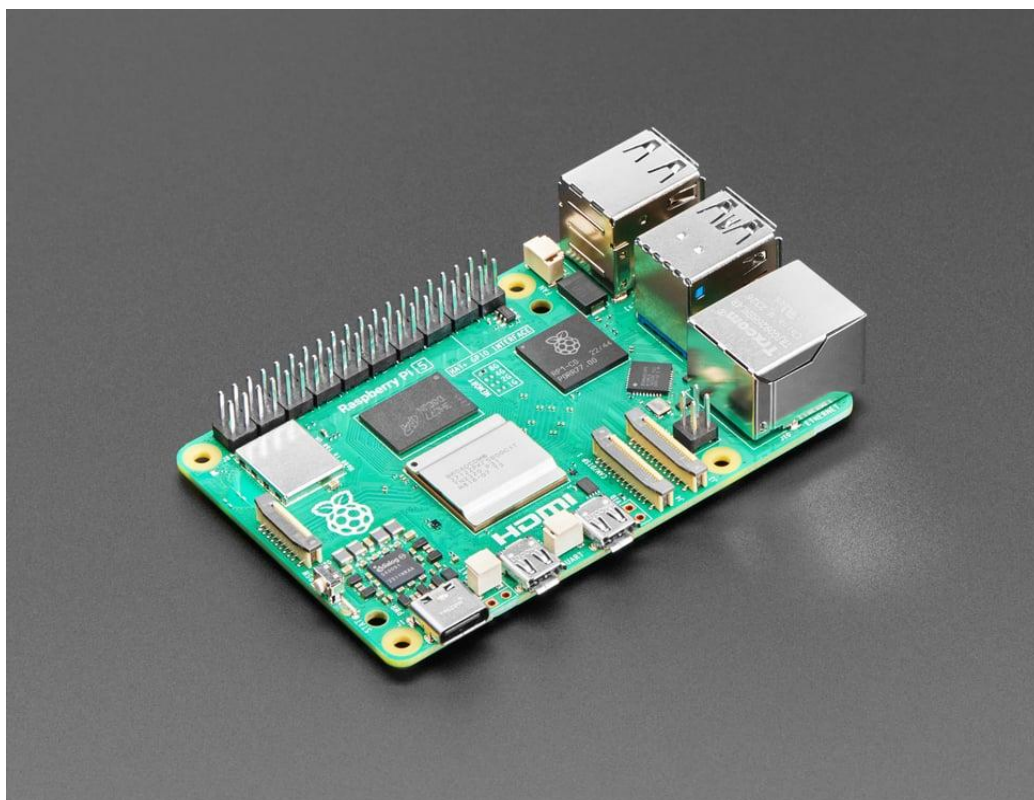


Рисунок 4.0 – одноплатный компьютер

Блок акселерометров предназначен для измерения ускорения пока каждой оси в связанной трехмерной системе координат. Таким образом обеспечивается

автономность и глобальности в навигации. Данный блок позволяет применить метод счисления пути и инерциальную навигацию. В качестве акселерометров можно использовать отдельные одноплатные модули. Пример таких гироскопов приведен на рисунке 4.1.

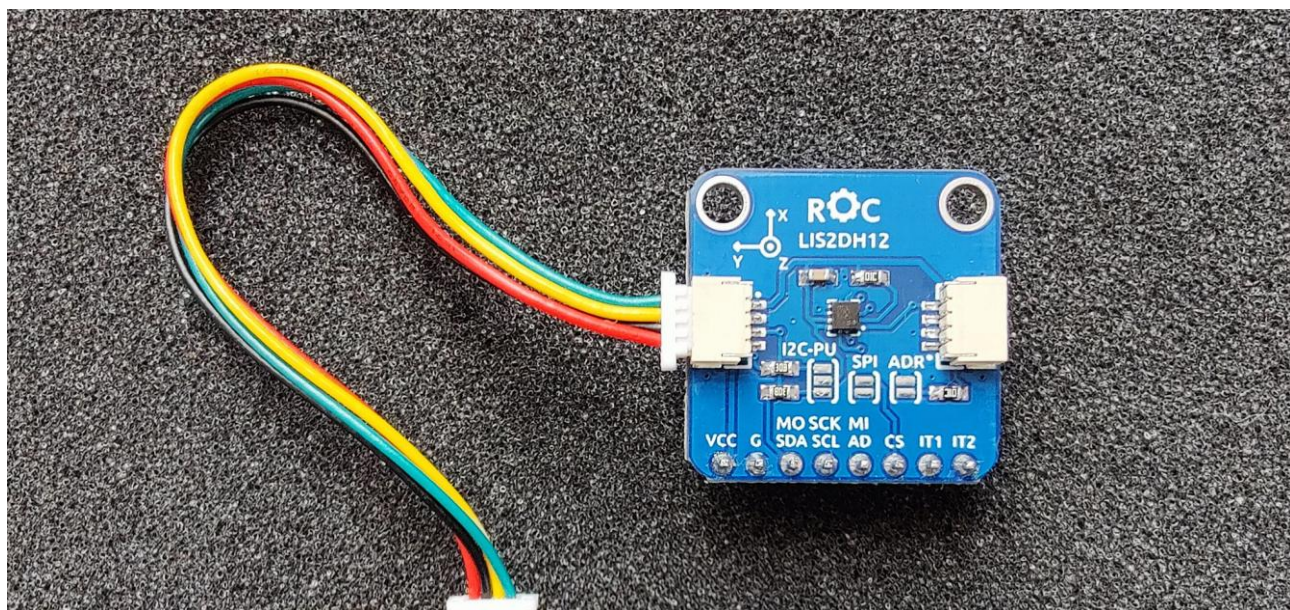


Рисунок 4.1 – Блок одноплатных гироскопов

Блок спутниковой навигации. Данный блок нужен для обеспечения высокой точности определения местоположения при глобальном применении. Однако стоит отметить, что при полетах рядом с полярными кругами спутниковая навигация также будет сбивать по причине высокой интерференции магнитных силовых линий. Стоит отметить, что в настоящее время спутниковая навигация имеет множество спутниковых группировок, принадлежащих разным системам навигации. Наиболее популярные в настоящее время: GPS, ГлоНАСС, Beidou, Galileo, Iridium 360. Перечисленные системы являются наиболее популярными. В настоящее время в сегменте спутниковых радиомаяков развивается мультиспектральный подход, то есть используется более одной спутниковой группировки. Это позволяет использовать спутники разных систем и иметь практически неограниченный диапазон радиовидимости спутников для определения местоположения. Пример спутникового радиомаяка приведен на рисунке 4.2.

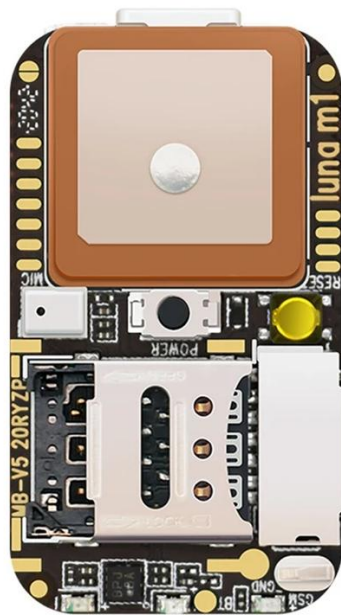


Рисунок 4.2 – Спутниковый радиомаяк

Блок измерения воздушной скорости предназначен для определения воздушной скорости, что необходимо для пилотирования. В качестве основного прибора будет рассматриваться прибор с пьезоэлектрическим элементом преобразования, в качестве резервного – прибор с манометрической коробкой.

Блоком измерения скорости можно считать совокупность двух блоков – доплеровского измерителя скорости и угла сноса, и указатель скорости с поправками на высоту и температуру. Такая комбинация позволяет создать не только резерв приборов, но и применить приборы с различными методами. Учитывая особенности работы доплеровского измерителя, можно задействовать второй метод. Это позволит получать данные там, где не будет задействован доплеровский измеритель.

Блоком измерения высоты можно задействовать два высотомера. Первым будет радиовысотомер, который может производить измерение высоты до 50 метров, а вторым выступит лазерный дальномер, который измеряет высоту до 1500 метров. На высоте 50 и менее метров приоритетными будут показания радиовысотомера, так как технология меньше зависит от излучений в оптическом диапазоне.

Блоком измерения курса выступают спутниковая система в качестве основного устройства, а магнитный компас в качестве резервного устройства. Пример современного цифрового компаса представлен на рисунке 4.3.

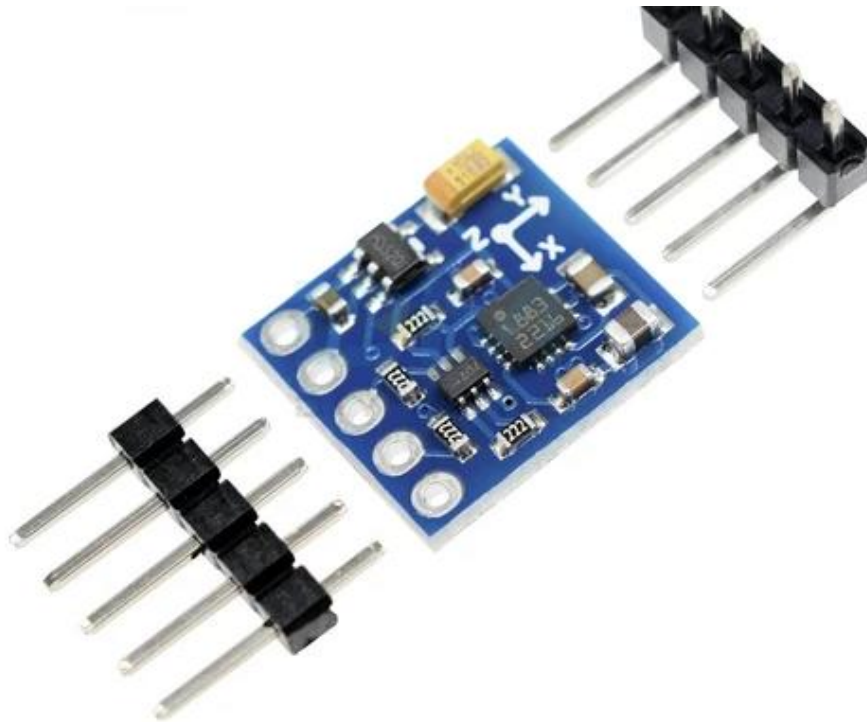


Рисунок 4.3 – Электронный компас

Блоком автоматического управления может выступить одноплатный компьютер, который был приведен на рисунке 28 или готовый блок – автопилот. Возможно совместное использование с приоритетом у одноплатного компьютера, а готовый блок – автопилот может стать резервной автоматической системой управления. Пример блока автопилота приведен на рисунке 4.4.



Рисунок 4.4 – Блок автопилота

Блоком ручного управления может выступить стандартный приемник, который получает модулированный прием из передатчика. При этом необходимо отметить, что, как и в гражданской авиации приоритет управления должен быть у внешнего пилота или оператора беспилотника. Пример приемника и передатчика приведен на рисунке 4.5.



Рисунок 4.5 – Приемник и передатчик для ручного управления

Блоком питания может выступить комплекс, состоящий из одной или нескольких батарей как для совместного, так и для распределенного питания элементов системы посадки. В зависимости от показателей беспилотника может быть предусмотрено оба вида питания или питание от одной батареи. Пример аккумуляторной батареи приведен на рисунке 4.6.



Рисунок 4.6 – Аккумуляторная батарея для питания системы посадки

С учетом изложенного ранее получим следующую структурную схему для системы посадки – смотреть рисунок 4.7.

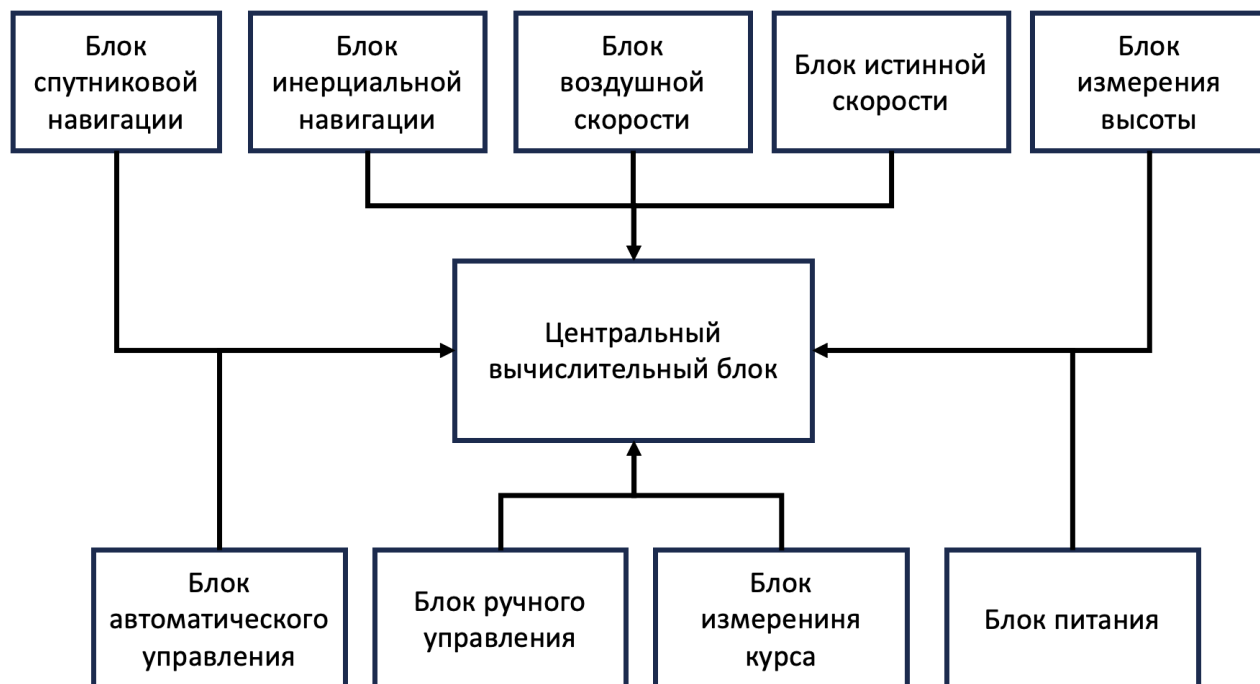


Рисунок 4.7 – Структурная схема разработанной системы посадки

4.3 Алгоритм управления беспилотником

Так как заход на посадку является стандартной процедурой, то необходимо описать стандартный сценарий автоматического захода на посадку и некоторые условия, при которых этот сценарий будет справедлив. Так как планируется применение телеметрических устройств и автоматических устройств, то метеоусловия, которые ограничивают видимость должны быть опущены. Единственными условиями должны быть высота, скорость, угловое положение и курс.

Так как разрабатываемая система является гибкой и позволяет подстраиваться под любое воздушное судно, то опишем некоторые условия в виде математических выражений и опишем некоторые действия, которые позволят компенсировать нарушение условий.

$$K1 = [\alpha1 \beta1 \gamma1 H1 V1 W1 M1] \quad (4.2)$$

где $K1$ – комплекс заданных параметров, которые ограничивают параметры захода на посадку, представляется из себя матрицу с элементами, которые содержат в себе множества допустимых значений;

$\alpha1$ – множество допустимых значений по крену;

$\beta1$ – множество допустимых значений по тангажу;

$\gamma1$ – множество допустимых значений по курсу;

$H1$ – множество допустимых значений по высоте;

$V1$ – множество допустимых значений по воздушной скорости;

$W1$ – множество допустимых значений по путевой (истинной) скорости;

$M1$ – множество допустимых значений по посадочной массе.

Не предписано конкретное значение по причине того, что для посадочных полос различной длины могут быть соблюдены различные параметры скорости и высоты. При этом в зависимости от посадочной массы воздушного судна также параметры захода на посадку могут быть изменены.

Каждый из данных параметров измеряется и поступает в центральный вычислительный блок и сопоставляется с заданными значениями. Задача центрального вычислительного блока выдать сообщение о соответствии или несоответствии. При определении несоответствия выдать команду на корректирующее действие.

Пример программы, написанной самостоятельно, которая демонстрирует логику действия центрального вычислительного блока приведен в Приложении 1. Средой разработки является Arduino Cloud.

Пример кода программы, написанного искусственным интеллектом Chat GPT 3.5 для Arduino IDE приведен в Приложении 2 и для MatLab в Приложении 3.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Данное исследование посвящено разработке системы посадки беспилотного летательного аппарата самолетного типа. Стоит отметить, что при постановке задачи тип беспилотника или его конфигурация заранее не были определены.

В ходе разработки в первую очередь были рассмотрены действующие бортовые и наземные системы и устройства пилотирования и навигации, а также системы захода на посадку. При этом были рассмотрены как те, которые получили широкое применение, так и те, которые не получили широкого применения. Рассмотренные устройства были сравнены между собой. По результатам анализа в следующем разделе к разрабатываемой системе были сформированы требования. Среди таких требований:

1. Безопасность.
2. Надежность.
3. Унификация.
4. Глобальное применение.
5. Всепогодность.
6. Автономность.

После формирования перечня требований рассматривались устройства, которые могут в той или иной степени обеспечить частичное или полное соответствие выдвинутым требованиям.

Для удовлетворения требований был выбран модульный подход с унификацией модулей. Такой подход позволил определить проектный облик и выбрать по-настоящему эффективный способ решения поставленной задачи. Вместо скромного копирования ограниченных решений был выбран способ формирования гибкой системы.

Особенность подхода заключается в создании многомодульной системы с центральным блоком, который работает с различной периферией. Периферия представляет из себя совокупность множества модулей, которые решают отдельные задачи при заходе на посадку, при этом используемые модули частично или полностью удовлетворяют как отдельно взятые требования, так и несколько требований в совокупности. При необходимости решения нескольких задач и удовлетворении нескольких требований, которые могут противоречить или несколько ограничивать друг друга – используются одинаковые по назначению, но разные по методике работы и исполнению устройства.

Истинная суть разработанной системы посадки заключается в возможности ее переноса и масштабирования, а также возможности полностью автономной работы.

Система имеет собственные модули, в том числе блок питания, что позволяет системе работать независимо от бортовой сети.

Количество и типы подключаемых периферийных блоков может быть выбрано в соответствии с потребностью, которая формируется исходя из размеров беспилотника, условий полета и потребности в применении конкретных систем на борту беспилотника.

Стоит отметить, что система не лишена возможности полноценного применения как на воздушных судах гражданской авиации.

Полезность разработанного решения не доказана, однако учитывая дороговизну разработки полностью новых устройств, данное решение является достаточно качественным, так как не требует расходов на разработку специализированных модулей. Основой служат готовые решения, исключением может стать только программное обеспечение.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кукушин В.А. - NAVIGATION. Part.1 BOEING 737-600/700/800/900. Training Manual - Учебное пособие для студентов специальности 5В071400 "Авиационная техника и технологии" для всех форм обучения 2-е изд.- Алматы: Академия гражданской авиации, 2016.- 291 с.
2. 1.2 Боднер, В.А. - Авиационные приборы. - М.: ЭКОЛИТ, 2014.- 468 с.
3. Энциклопедия пилота. Пер. с англ.- М.: Осоавиахим, 2011.- 476 с.
4. 1.4 Васин, П.К. - Авиационные приборы: Часть II. Пилотажно-навигационные приборы. - М.: Книга по Требованию, 2015.- 219 с.
5. 1.5 Ибраев, Ш.Ш. Авиационные приборы. Т.1: Приборы цифровой технологии и контроля работы авиадвигателей: Учебник для ВУЗов. В 2-х томах. Для студентов и магистрантов ВУЗов по технической эксплуатации авиационной техники, преподавателей и инженерно-технического персонала авиационных предприятий. - Алматы: Академия гражданской авиации, 2015.- 276 с.
6. Ибраев, Ш.Ш. - Авиационные приборы. Т 2: Учебник для ВУЗов. В 2-х томах. - Алматы: Академия гражданской авиации, 2015.- 390 с.
7. Прилепский, В.А. - Авиационные приборы и информационно измерительные системы. Книга 1: Учебное пособие. - Самара: Самар.гос.аэрокосм.ун-та, 2007.- 231 с.
8. Михайлов, О.И. - Авиационные приборы. - М.: Альянс, 2022.- 416 с.
9. Михайлов, Н.А.
10. Воздушная навигация. Международные полеты. - Учебное пособие. - 1-е изд.- Новосибирск: Бэсттек - Авиа, 2000.- 168 с.
11. Соловьев, Ю.А. - Спутниковая навигация и ее приложения. - М.: Эко - Трендз, 2003.- 326
12. Яценков, В.С. - Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. - М.: Горячая линия-Телеком, 2005.- 272 с.
13. Эксплуатация авиационного оборудования спутниковой навигации. - Новосибирск: Бэсттек - Авиа, 2002.- 249 с.
14. Михайлов, Н.А. - Воздушная навигация. Международные полеты. - Новосибирск: Бэсттек - Авиа, 2005.- 168 с.
15. Брицын М.И. - Авиационные радиоэлектронные средства: Часть 1. Радионавигационное и связное оборудование. - М.: Воен. изд-во, 2008.- 368 с.
16. Давыдов П.С. - Радионавигационные системы летательных аппаратов: Учебник для вузов гражданской авиации. - М.: Транспорт, 2007.- 440 с.
17. Дардари Д., Фаллетти Э., Луизе М. - Методы спутникового и наземного позиционирования. Перспективы развития технологий обработки сигналов. - М.: Техносфера, 2012.- 528 с.

18. Кукк, К.И. - Спутниковая связь: прошлое, настоящее, будущее. - М.: Горячая линия-Телеком, 2016.- 256 с.
19. Черный М.А., Кораблин В.И. - Воздушная навигация: Учеб. для сред. спец. учеб. заведений. - М.: Альянс, 2015.- 432с.
20. Matt Richardson, Shawn Wallace - Getting Started with Raspberry Pi (Make: Projects) Paperback – January 3, 2013. – 176 p.
21. Sean McManus - Raspberry Pi for Dummies 1st Edition – 2023. – 223 p.
22. Erik Bartmann - Learning Raspberry Pi - December 22, 2013 - 334 p.
23. Richard Wentk - Teach Yourself Visually Raspberry Pi 1st Edition - February 10, 2014 - 307 p.
24. Jan Van Sickle - GPS and GNSS for Land Surveyors, Fifth Edition 5th Edition - July 24, 2023 - 432 pages.
25. Lawrence Letham - GPS Made Easy: Using Global Positioning Systems in the Outdoors Paperback – Illustrated, May 1, 2008. - 208 pages.
26. Панов Андрей Павлович, Серов Андрей Николаевич, Мочегов Илья Николаевич - Одноплоскостной датчик скорости воздушного потока. - Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2014.
27. Ефремова Е. С., Мифтахов Б. И., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. - МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОГРЕШНОСТИ ЭЛЕКТРОННОГО ДАТЧИКА ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. - Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2023.
28. Панферов Владимир Иванович, Панферов Сергей Владимирович, Хаютин Андрей Михайлович, Тренин Николай Александрович - О РАЗЛИЧИИ ПОКАЗАНИЙ ИСТИННОЙ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ МЕХАНИЧЕСКИМ УКАЗАТЕЛЕМ И СИСТЕМОЙ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ. - Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника. – 2022.
29. Зубарев Ярослав Андреевич, Синельников Антон Олегович, Мнацаканян Виктория Умедовна - МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ДРЕЙФА ПЕРИМЕТРА ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ДАТЧИКА. - Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. – 2023.
30. Грязин Д.Г., Падерина Т.В. - ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ СИСТЕМЫ КОРРЕКЦИИ МАГНИТНОГО КОМПАСА. - Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2022.
31. В.В. Матвеев, И.А. Бехлер, Е.И. Понитков, М.Г. Погорелов - Методы оценки точности систем гироскопической стабилизации видеокамеры на подвижном объекте. - Приборы и методы измерений. – 2024.
32. Акатьев Ярослав Алексеевич, Латыпов Артём Равилевич - АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ АЛГОРИТМОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ ВОЖДЕНИЯ. - E-Scio. – 2024.

33. Гу Пэнхао, Леоновец Ю.А., Лобатый А.А. - ФОРСИРОВАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ КВАДРОКОПТЕРОМ. - ФОРСИРОВАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ КВАДРОКОПТЕРОМ. – 2023.
34. Жодзишский М.И., Курынин Р.В., Серкин Ф.Б. - ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ ПРИЕМНИКОВ ГНСС. - Научные технологии в космических исследованиях Земли. – 2022.
35. Подстригаев Алексей Сергеевич - ОЦЕНКА УРОВНЯ СЛОЖНОСТИ СИГНАЛЬНОЙ ОБСТАНОВКИ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОКАНАЛЬНОГО ПРИЕМНИКА С СУБДИСКРЕТИЗАЦИЕЙ. - Труды МАИ. – 2023.
36. Тяпченко Ю. А. - Классификация систем отображения информации пилотируемых космических аппаратов. - Аэрокосмическая техника и технологии. – 2023.
37. Князев Алексей Сергеевич, Антоненко Алексей Сергеевич, Арбузов Егор Денисович, Чеботарёв Александр Дмитриевич - ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИМИТАТОРА МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ИНДИКАТОРА САМОЛЁТА В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ ВУЗА. - Труды МАИ. – 2022.
38. Кукушин В.А. - NAVIGATION. Part.1 BOEING 737-600/700/800/900. Training Manual - Учебное пособие для студентов специальности 5В071400 "Авиационная техника и технологии" для всех форм обучения 2-е изд.- Алматы: Академия гражданской авиации, 2016.- 291 с.
39. Боднер, В.А. - Авиационные приборы. - М.: ЭКОЛИТ, 2014.- 468 с.
40. Энциклопедия пилота. Пер. с англ.- М.: Осоавиахим, 2011.- 476 с.
41. Васин, П.К. - Авиационные приборы: Часть II. Пилотажно-навигационные приборы. - М.: Книга по Требованию, 2015.- 219 с.
42. Ибраев, Ш.Ш. Авиационные приборы. Т.1: Приборы цифровой технологии и контроля работы авиадвигателей: Учебник для ВУЗов. В 2-х томах. Для студентов и магистрантов ВУЗов по технической эксплуатации авиационной техники, преподавателей и инженерно-технического персонала авиационных предприятий. - Алматы: Академия гражданской авиации, 2015.- 276 с.
43. Ибраев, Ш.Ш. - Авиационные приборы. Т 2: Учебник для ВУЗов. В 2-х томах. - Алматы: Академия гражданской авиации, 2015.- 390 с.
44. Прилепский, В.А. - Авиационные приборы и информационно измерительные системы. Книга 1: Учебное пособие. - Самара: Самар.гос.аэрокосм.ун-та, 2007.- 231 с.
45. Михайлов, О.И. - Авиационные приборы. - М.: Альянс, 2022.- 416 с.
46. Михайлов, Н.А.
47. Воздушная навигация. Международные полеты. - Учебное пособие. - 1-е изд.- Новосибирск: Бэсттек - Авиа, 2000.- 168 с.
48. Соловьев, Ю.А. - Спутниковая навигация и ее приложения. - М.: Эко - Трендз, 2003.- 326 с.

49. Яценков, В.С. - Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. - М.: Горячая линия-Телеком, 2005.- 272 с.
50. Эксплуатация авиационного оборудования спутниковой навигации. - Новосибирск: Бэсттек - Авиа, 2002.- 249 с.
51. Михайлов, Н.А. - Воздушная навигация. Международные полеты. - Новосибирск: Бэсттек - Авиа, 2005.- 168 с.
52. Брицын М.И. - Авиационные радиоэлектронные средства: Часть 1. Радионавигационное и связное оборудование. - М.: Воен. изд-во, 2008.- 368 с.
53. Давыдов П.С. - Радионавигационные системы летательных аппаратов: Учебник для вузов гражданской авиации. - М.: Транспорт, 2007.- 440 с.
54. Дардари Д., Фаллетти Э., Луизе М. - Методы спутникового и наземного позиционирования. Перспективы развития технологий обработки сигналов. - М.: Техносфера, 2012.- 528 с.
55. Кукк, К.И. - Спутниковая связь: прошлое, настоящее, будущее. - М.: Горячая линия-Телеком, 2016.- 256 с.
56. Черный М.А., Кораблин В.И. - Воздушная навигация: Учеб. для сред. спец. учеб. заведений. - М.: Альянс, 2015.- 432с.
57. Matt Richardson, Shawn Wallace - Getting Started with Raspberry Pi (Make: Projects) Paperback – January 3, 2013. – 176 p.
58. Sean McManus - Raspberry Pi for Dummies 1st Edition – 2023. – 223 p.
59. Erik Bartmann - Learning Raspberry Pi - December 22, 2013 - 334 p.
60. Richard Wentk - Teach Yourself Visually Raspberry Pi 1st Edition - February 10, 2014 - 307 p.
61. Jan Van Sickle - GPS and GNSS for Land Surveyors, Fifth Edition 5th Edition - July 24, 2023 - 432 pages.
62. Lawrence Letham - GPS Made Easy: Using Global Positioning Systems in the Outdoors Paperback – Illustrated, May 1, 2008. - 208 pages.
63. Панов Андрей Павлович, Серов Андрей Николаевич, Мочегов Илья Николаевич - Одноплоскостной датчик скорости воздушного потока. - Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2014.
64. Ефремова Е. С., Мифтахов Б. И., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. - МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОГРЕШНОСТИ ЭЛЕКТРОННОГО ДАТЧИКА ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. - Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2023.
65. Панферов Владимир Иванович, Панферов Сергей Владимирович, Хаютин Андрей Михайлович, Тренин Николай Александрович - О РАЗЛИЧИИ ПОКАЗАНИЙ ИСТИННОЙ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ МЕХАНИЧЕСКИМ УКАЗАТЕЛЕМ И СИСТЕМОЙ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ. - Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника. – 2022.

66. Зубарев Ярослав Андреевич, Синельников Антон Олегович, Мнацакян Виктория Умедовна - МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ДРЕЙФА ПЕРИМЕТРА ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ДАТЧИКА. - Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. – 2023.
67. Грязин Д.Г., Падерина Т.В. - ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ СИСТЕМЫ КОРРЕКЦИИ МАГНИТНОГО КОМПАСА. - Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2022.
68. В.В. Матвеев, И.А. Бехлер, Е.И. Понитков, М.Г. Погорелов - Методы оценки точности систем гироскопической стабилизации видеокамеры на подвижном объекте. - Приборы и методы измерений. – 2024.
69. Акатьев Ярослав Алексеевич, Латыпов Артём Равилевич - АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ АЛГОРИТМОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ ВОЖДЕНИЯ. - E-Scio. – 2024.
70. Гу Пэнхао, Леоновец Ю.А., Лобатый А.А. - ФОРСИРОВАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ КВАДРОКОПТЕРОМ. - ФОРСИРОВАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ КВАДРОКОПТЕРОМ. – 2023.
71. Жодзишский М.И., Курынин Р.В., Серкин Ф.Б. - ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ ПРИЕМНИКОВ ГНСС. - Научные технологии в космических исследованиях Земли. – 2022.
72. Подстригаев Алексей Сергеевич - ОЦЕНКА УРОВНЯ СЛОЖНОСТИ СИГНАЛЬНОЙ ОБСТАНОВКИ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОКАНАЛЬНОГО ПРИЕМНИКА С СУБДИСКРЕТИЗАЦИЕЙ. - Труды МАИ. – 2023.
73. Тяпченко Ю. А. - Классификация систем отображения информации пилотируемых космических аппаратов. - Аэрокосмическая техника и технологии. – 2023.
74. Князев Алексей Сергеевич, Антоненко Алексей Сергеевич, Арбузов Егор Денисович, Чеботарёв Александр Дмитриевич - ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИМИТАТОРА МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ИНДИКАТОРА САМОЛЁТА В УЧЕБНОМ ПРОЦЕССЕ ВУЗА. - Труды МАИ. – 2022.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Пример программы, демонстрирующей логику работы центрального вычислительного блока для Arduino Cloud

```
void setup() {
// presets
int mass1 = 10; // mass in kg
int height1 = 50; // height in m
int groundspeedmin1 = 10; // groundspeed in km per hour
int groundspeedmax1 = 60;
int airspeedmin1 = 10; // airspeed in km per hour
int airspeedmax1 = 60;
int rollmin1 = 15; // roll in degrees
int rollmax1 = 30;
int pitchmin1 = 0; // pitch in degrees
int pitchmax1 = 30;
int yawmin1 = 0; // yaw in degrees
int yawmax1 = 359;
// controls
int engine1 = 8;
int aileron1 = 9;
int rudder1 = 10;
int flaps1 = 11;
int elevator1 = 12;
}
void loop() {
// measured
int mass2 = DigitalRead(1);
int height2 = DigitalRead(2);
int groundspeed2 = DigitalRead(3);
int airspeed2 = DigitalRead(4);
int roll2 = DigitalRead(5);
int pitch2 = DigitalRead(6);
int yaw2 = DigitalRead(7);

// compare
for mass2 < mass1 {
print ("over mass");
}
for height2 > height1 {
print ("too high");
}
```

```

for groundspeedmin1 > groundspeed2 {
  print ("too low ground speed");
  DigitalWrite(engine1) = HIGH;
}
for groundspeedmax1 < groundspeed2 {
  print ("too high ground speed");
  DigitalWrite(engine1) = LOW;
}
for airspeedmin1 > airspeed2 {
  print ("too low air speed");
  DigitalWrite(engine1) = HIGH;
}
for airspeedmax1 < airspeed2 {
  print ("too high air speed");
  DigitalWrite(engine1) = LOW;
}
for rollmin1 > roll2 {
  print ("too low roll");
  DigitalWrite(aileron1) = HIGH;
}
for rollmax1 < roll2 {
  print ("too high roll");
  DigitalWrite(aileron1) = LOW;
}
for pitchmin1 > pitch2 {
  print ("too low pitch");
  DigitalWrite(elevator1) = HIGH;
}
for pitchmax1 < pitch2 {
  print ("too high pitch");
  DigitalWrite(elevator1) = LOW;
}
for yawmin1 > yaw2 {
  print ("too low yaw");
  DigitalWrite(elevator1) = HIGH;
}
for yawmax1 < yaw2 {
  print ("too high yaw");
  DigitalWrite(elevator1) = LOW;
}
delay (100);
}

```

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Пример программы, написанной искусственным интеллектом для Arduino IDE

```
#include <Wire.h>
#include <Adafruit_BMP085.h>
#include <MPU6050.h>
#include <Servo.h>

// Initialize sensors
Adafruit_BMP085 bmp;
MPU6050 mpu;

// Initialize servos
Servo aileronServo;
Servo elevatorServo;
Servo rudderServo;

// Define pins for servos
const int aileronPin = 9;
const int elevatorPin = 10;
const int rudderPin = 11;

// Target landing altitude
const float targetAltitude = 0.5; // in meters
void setup() {
  // Start serial communication for debugging
  Serial.begin(9600);
  // Initialize barometer
  if (!bmp.begin()) {
    Serial.println("Could not find a valid BMP085 sensor, check wiring!");
    while (1) {}
  }
  // Initialize MPU6050
  Wire.begin();
  mpu.initialize();
  if (!mpu.testConnection()) {
    Serial.println("MPU6050 connection failed");
    while (1) {}
  }
}
```

```

// Attach servos to pins
aileronServo.attach(aileronPin);
elevatorServo.attach(elevatorPin);
rudderServo.attach(rudderPin);
// Set servos to neutral position
aileronServo.write(90);
elevatorServo.write(90);
rudderServo.write(90);
}

void loop() {
// Read altitude
float altitude = bmp.readAltitude();
// Read IMU data
int16_t ax, ay, az, gx, gy, gz;
mpu.getMotion6(&ax, &ay, &az, &gx, &gy, &gz);
// Placeholder: Simple landing logic
if (altitude > targetAltitude) {
// Adjust servos for descent
aileronServo.write(90); // Level wings
elevatorServo.write(100); // Slightly nose down
rudderServo.write(90); // Centered rudder
} else {
// Adjust servos for landing flare
aileronServo.write(90); // Level wings
elevatorServo.write(80); // Nose up for flare
rudderServo.write(90); // Centered rudder
// Optionally, cut throttle if applicable (not shown here)
}
}

// Debug output
Serial.print("Altitude: "); Serial.print(altitude); Serial.print(" m");
Serial.print(" | Ax: "); Serial.print(ax);
Serial.print(" | Ay: "); Serial.print(ay);
Serial.print(" | Az: "); Serial.print(az);
Serial.print(" | Gx: "); Serial.print(gx);
Serial.print(" | Gy: "); Serial.print(gy);
Serial.print(" | Gz: "); Serial.print(gz);
Serial.println();
// Small delay for readability
delay(100);
}

```

ПРИЛОЖЕНИЕ С

Пример программы, написанной искусственным интеллектом для MatLab

```
% Define parameters
g = 9.81; % gravitational acceleration (m/s^2)
m = 1.5; % mass of the airplane (kg)
rho = 1.225; % air density (kg/m^3)
S = 0.5; % wing area (m^2)
Cl = 0.3; % lift coefficient
Cd = 0.05; % drag coefficient

% PID gains for altitude control
Kp_alt = 1.0;
Ki_alt = 0.1;
Kd_alt = 0.5;

% PID gains for heading control
Kp_heading = 1.0;
Ki_heading = 0.1;
Kd_heading = 0.5;

% Target altitude and heading
target_altitude = 100; % meters
target_heading = 90; % degrees

% Initial conditions
altitude = 0;
heading = 0;
altitude_error_integral = 0;
heading_error_integral = 0;
previous_altitude_error = 0;
previous_heading_error = 0;

% Time step
dt = 0.1; % seconds

% Simulation loop
for t = 0:dt:100
    % Simulate sensor readings (for simplicity, using actual values here)
    current_altitude = altitude;
    current_heading = heading;
```

```

% Altitude control
altitude_error = target_altitude - current_altitude;
altitude_error_integral = altitude_error_integral + altitude_error * dt;
altitude_error_derivative = (altitude_error - previous_altitude_error) / dt;

elevator_output = Kp_alt * altitude_error + Ki_alt * altitude_error_integral +
Kd_alt * altitude_error_derivative;

% Heading control
heading_error = target_heading - current_heading;
heading_error_integral = heading_error_integral + heading_error * dt;
heading_error_derivative = (heading_error - previous_heading_error) / dt;

rudder_output = Kp_heading * heading_error + Ki_heading *
heading_error_integral + Kd_heading * heading_error_derivative;

% Update previous errors
previous_altitude_error = altitude_error;
previous_heading_error = heading_error;

% Simulate airplane dynamics (simplified)
lift = 0.5 * rho * (10)^2 * S * Cl; % lift force
drag = 0.5 * rho * (10)^2 * S * Cd; % drag force
altitude = altitude + (lift / m - g) * dt; % update altitude
heading = heading + rudder_output * dt; % update heading

% Print the results for debugging
fprintf('Time: %.2f s, Altitude: %.2f m, Heading: %.2f deg\n', t, altitude, heading);
end

```


МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

**ОТЗЫВ
НАУЧНОГО РУКОВОДИТЕЛЯ**

На дипломную работу

Кузнецов Андрей Дмитриевич

6В07121 - Космическая техника и технологии (ИДО)

Тема: «Разработка системы автоматической посадки беспилотной авиации, самолетного типа»

Дипломная работа Кузнецова А. представляет собой хорошо проработанную и проанализированную работу, в которой описывается понимание своей специальности и предоставленной темы. В дипломной работе рассмотрены варианты использования различных датчиков, которые контролируют автоматическую посадку БПЛА.

Актуальность работы состоит в разработке системы обработки данных с датчиков на беспилотной авиации. Основная задача исследования заключается в создании эффективной системы, способной собирать и анализировать данные о беспилотной посадке БПЛА.

Автор акцентирует внимание на то, что системы посадки для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) играют ключевую роль в обеспечении успешного выполнения их миссий и обеспечении безопасного возвращения на землю. В зависимости от конкретных требований и условий эксплуатации, разрабатываются различные методы и технологии для обеспечения надежной посадки.

Дипломная работа заслуживает оценки «75%» С +, а ее автор - присвоения академической степени бакалавр 6В07121 - Космическая техника и технологии.

Научный руководитель
к.т.н. ассоц. профессор
«30» 05 2024 г.



Таштай Е.Т.

РЕЦЕНЗИЯ

на Дипломную работу

Кузнецов Андрей Дмитриевич

Специальность: 6B07121 - Космическая техника и технологии (ИДО)

На тему: «Разработка системы автоматической посадки беспилотной авиации, самолетного типа»

Выполнено:

а) графическая часть на 0 листах

б) пояснительная записка на 40 страницах

ЗАМЕЧАНИЯ К РАБОТЕ

Дипломная работа Кузнецова А.Д. на тему «Разработка системы автоматической посадки беспилотной авиации, самолетного типа» выполнена с предъявленными требованиями и поставленными задачами.

Актуальность работы состоит рассмотрении действующих бортовых и наземных системы и устройств пилотирования и навигации, а также системы захода на посадку. При этом были рассмотрены как те, которые получили широкое применение, так и те, которые не получили широкого применения. Рассмотренные устройства были сравнены между собой. По результатам анализа в следующем разделе к разрабатываемой системе были сформированы требования

Автор акцентирует внимание на то, что системы посадки для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) играют ключевую роль в обеспечении успешного выполнения их миссий и обеспечении безопасного возвращения на землю. В зависимости от конкретных требований и условий эксплуатации, разрабатываются различные методы и технологии для обеспечения надежной посадки.

Оценка работы

Студент показал отличное знание теоретического материала, работа выполнена согласно технического задания к дипломной работе, соблюдены все стандарты университета по написанию дипломных работ.

Считаю, что дипломная работа выполнена на хорошо (85%, В+), а дипломник Кузнецов Андрей заслуживает присвоения академической степени бакалавр 6B07121 - Космическая техника и технологии.

Протокол

о проверке на наличие неавторизованных заимствований (плагиата)

Автор: Кузнецов Андрей Дмитриевич

Соавтор (если имеется):

Тип работы: Дипломная работа

Название работы: Разработка системы автоматической посадки беспилотной авиации, самолетного типа

Научный руководитель: Ерлан Таштай

Коэффициент Подобия 1: 3.6

Коэффициент Подобия 2: 1.2

Микропробелы: 18

Знаки из других алфавитов: 0

Интервалы: 0

Белые Знаки: 0

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:

13.06.2024
Дата

Заведующий кафедрой



Протокол

о проверке на наличие неавторизованных заимствований (плагиата)

Автор: Кузнецов Андрей Дмитриевич

Соавтор (если имеется):

Тип работы: Дипломная работа

Название работы: Разработка системы автоматической посадки беспилотной авиации, самолетного типа

Научный руководитель: Ерлан Таштай

Коэффициент Подобия 1: 3.6

Коэффициент Подобия 2: 1.2

Микропробелы: 18

Знаки из других алфавитов: 0

Интервалы: 0

Белые Знаки: 0

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:

11.06.2024
Дата

Мурасчиев
проверяющий эксперт

**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: Кузнецов Андрей Дмитриевич

Тақырыбы: Разработка системы автоматической посадки беспилотной авиации, самолетного типа

Жетекшісі: Ерлан Таштай

1-ұқсастық коэффициенті (30): 3.6

2-ұқсастық коэффициенті (5): 1.2

Дәйексөз (35): 1.2

Әріптерді ауыстыру: 0

Аралықтар: 0

Шағын кеңістіктер: 18

Ақ белгілер: 0

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:

15.01.2024
Күні

Кафедра меңгерушісі

