

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«ЕЛЕЦКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ ИМ. И.А. БУНИНА»

**Р.Ю. Поляков**

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ  
РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ  
ДЛЯ МОНИТОРИНГА ЗАГРЯЗНЕНИЯ  
АТМОСФЕРНОГО ВОЗДУХА**

Монография

Елец – 2020

УДК 504.064

ББК 20.17

**П 54**

Печатается по решению редакционно-издательского совета  
Елецкого государственного университета им. И.А. Бунина  
от 28.01.2020, протокол № 1

***Рецензенты:***

***Н.В. Мозговой***, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры техносферной и пожарной безопасности, «Воронежский государственный технический университет» (ФГБОУ ВО «ВГТУ»),

***А.И. Бобров***, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры гражданской защиты (в составе учебно-научного комплекса гражданской защиты), «Академия Государственной противопожарной службы Министерства Российской Федерации по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и ликвидации последствий стихийных бедствий» (ФГБОУ ВО «Академия ГПС МЧС России»)

**Р.Ю. Поляков**

**П 54** Использование современных робототехнических средств для мониторинга загрязнения атмосферного воздуха: монография. – Елец: Елецкий государственный университет им. И.А. Бунина, 2020. – 161 с.

**ISBN 978-5-00151-147-2**

Монография посвящена вопросам повышения эффективности системы экологического мониторинга за счет применения робототехнических средств, оснащенных специальным навесным оборудованием, который позволяет оперативно, в режиме реального времени, оценить экологическую ситуацию в районе мониторинга. Разработанная система управления, основана на применении динамических моделей и алгоритмов управления движением по концентрации токсичного газа, измеряемой бортовым газовым анализатором.

Данная работа будет представлять интерес для преподавателей и студентов по направлению подготовки 20.03.01 «Техносферная безопасность».

УДК 504.064

ББК 20.17

**ISBN 978-5-00151-147-2**

© Елецкий государственный  
университет им. И.А. Бунина, 2020

## ВВЕДЕНИЕ

Здоровье населения города зависит от многих факторов, среди которых значительное место занимает состояние окружающей среды. Загрязнение атмосферы токсичными газами – одна из причин накопления вредных мутаций в организме человека, которые будут наследоваться последующими поколениями. Это приводит в крупных городах к росту заболеваемости населения онкологическими, аллергическими и сердечно-сосудистыми заболеваниями.

В этой связи важнейшим научно-практическим механизмом реализации государственной экологической политики являются системы экологического мониторинга. Мониторинг среда–здоровье определяется как система организационно-технических и профилактических мероприятий, обеспечивающих наблюдение за состоянием среды обитания, здоровья населения, их оценку и прогнозирование, а также действий, направленных на выявление, предупреждение и устранение влияния вредных факторов среды обитания (факторов риска) на здоровье населения.

Существующие системы контроля аварийных выбросов обеспечивают непрерывное измерение концентраций токсичных газов в воздухе, а также текущих значений метеопараметров на опасных объектах. Отбор проб атмосферного воздуха осуществляется на стационарных постах, укомплектованных необходимым оборудованием и автоматическими газоанализаторами. Однако стационарность таких датчиков-анализаторов загазованности делает невозможной обеспечение такого контроля на всех участках объекта и окружающей его территории. Одним из вариантов мониторинга является инспекция объекта сотрудником технической службы, однако такой способ обладает рядом существенных недостатков, включая угрозу человеческому здоровью. Таким образом, существует проблема оперативного получения достаточной информации (исходных параметров выброса, данных о метеоусловиях и др.) о химической обстановке на производстве и прилегающих к нему территориях, необходимых и достаточных для принятия соответствующих ситуации мер.

Возможное решение данной проблемы, способное реализовать эффективный и непрерывный контроль над концентрацией вредных веществ в воздухе над всей территорией химически опасных объектов и прилегающих к ним территорий, – создание системы мониторинга экстремальных ситуаций на опасных объектах с использованием беспилотных летательных аппаратов. Данное решение предполагает установку портативного многоканального газоанализатора на несколько автономных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Автономность БПЛА обеспечивается бортовым комплексом интеллектуального управления движением и динамического измерения параметров атмосферного воздуха, результаты которого записываются в память параметров среды и отправляются на мобильный контрольный пункт, где осуществляется их интеллектуальный анализ в режиме реального времени.

Автономность является важной характеристикой такого робототехнического комплекса, так как она устраняет ряд недостатков дистанционного управления, в частности:

- недостаточную скорость мобильных дистанционно-управляемых роботов из-за ограниченных возможностей систем визуального контроля и управления;
- ограниченную территорию эксплуатации из-за ограниченной зоны радиобмена;
- вероятность потери связи с роботом при его попадании в зону неуверенного поведения и передачи сигнала;
- необходимость постоянного участия оператора в процессе управления.

Основной путь повышения автономности экстремальных робототехнических комплексов (РТК) – их интеллектуализация – придание рассматриваемым техническим устройствам способности выполнять присущие живым существам те или иные интеллектуальные функции, связанные с самостоятельным принятием эффективных решений в условиях неопределенности и их реализацией (при наличии такой возможности и необходимости) в виде того или иного целесообразного поведения [4].

Опираясь на данное направление и специфику проблемы мониторинга экстремальных ситуаций, можно сформировать основные принципы построения системы анализа атмосферного воздуха на химически опасных объектах с использованием БПЛА.

1. Использование нескольких исполнителей (БПЛА). Специфика мониторинга экстремальных ситуаций определяет ряд прикладных задач (необходимость минимальных затрат времени на сбор максимального количества данных, повышение надёжности выполнения поставленной задачи и др.), актуализирующих необходимость создания мультиагентной системы мониторинга. Такая система позволяет обеспечить выполнение сложной прикладной задачи (задача анализа экстремальной ситуации) усилиями отдельных исполнителей (БПЛА), координирующих свои действия.

2. Бортовой комплекс интеллектуального управления каждого БПЛА обеспечивает автономное выполнение полётного задания, производя корректировку маршрута в зависимости от изменений внешней среды и постановки цели. Автономность БПЛА как составляющих частей мультиагентной системы необходима для устранения приведенных недостатков дистанционного управления и организации эффективного распределения функций между оператором и системой мониторинга.

3. Бортовой комплекс интеллектуального управления каждого БПЛА обеспечивает представление динамики развития экстремальной ситуации и её последствий на основе методов построения временных рядов параметров динамических измерений.

Единственным и наиболее экономичным образом структура исследуемого объекта (экстремальной ситуации) в пространстве (времени) может быть представлена совокупностью своих производных, наличие информации о которых является обязательным условием для дальнейшего осуществления системой функции прогнозирования [2]. Следуя из этого, бортовая система интеллектуального управления БПЛА должна предоставить всю собранную информацию об экстремальной ситуации для дальнейшей обработки в виде производных.

Одним из важных критериев эффективности системы экологического мониторинга является точность определения координат источника загрязнения. Увеличение количества измерителей на объекте позволяет уменьшить расстояние между датчиками и как следствие повысить точность измерения координат. Однако, этот путь связан с увеличением затрат на монтаж, установку и обслуживание стационарных газовых анализаторов. Поэтому, расстояние между постами обычно измеряется сотнями метров и, как следствие, погрешность определения координат источника токсичных газов, определяемая как отношение отклонения реального положения источника загрязнений от измеренного к базовой длине объекта может быть значительной, что не позволяет выявить место источника загрязнений на ранней стадии.

Одним из путей дальнейшего совершенствования систем экологической безопасности является использование мобильных приборных платформ, перемещающихся к источнику токсичных газов и позволяющих определять его координаты.

При создании таких систем особое внимание необходимо уделить решению научно-технической задачи по разработке методов проектирования мобильных приборных платформ (МПП), анализу связей между подсистемами, разработке методов определения координат источника токсичного газа, основанных на планировании траектории движения МПП, моделированию режимов движения устройства, связанных с одной стороны с измерением концентрации СО, а с другой – с определением собственных координат мобильной платформы, что возможно при наличии бортовых сенсорных систем и вычислителей. Таким образом, дальнейшее распространение и развитие этого важного в системе мониторинга окружающей среды направления, сдерживается из-за отсутствия методов расчета, построенных на математических моделях адекватно, описывающих основные режимы движения МПП.

# **1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ СУЩЕСТВУЮЩИХ СИСТЕМ ЭКОЛОГИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА ЗАГРЯЗНЕНИЯ АТМОСФЕРНОГО ВОЗДУХА**

Последние годы большое внимание уделяется разработке и созданию систем мониторинга окружающей среды и средствам контроля аварийных выбросов токсичных газов. При этом особое внимание уделяется вопросам обеспечения непрерывного измерения концентраций токсичных газов в воздухе, а также текущих значений метеопараметров на опасных объектах. Отбор проб атмосферного воздуха осуществляется на стационарных постах, укомплектованных необходимым оборудованием и автоматическими газоанализаторами. Однако стационарность таких датчиков-анализаторов загазованности не обеспечивает определение положения источника загрязнений и, как следствие, снижает уровень контроля на всех участках объекта и окружающей его территории. Одним из вариантов мониторинга является инспекция объекта сотрудником технической службы, однако такой способ обладает рядом существенных недостатков, включая угрозу человеческому здоровью.

Таким образом, существует проблема оперативного получения необходимой и достаточной информации (исходных параметров выброса, данных о метеоусловиях и др.) о местоположении источника выброса токсичных газов и химической обстановке на объектах мониторинга, в частности на промышленных предприятиях, складах и прилегающих к нему территориях.

В системах экологического мониторинга широкое распространение получили газовые анализаторы, которые обнаруживают изменение оптической плотности воздуха в результате выбросов.

Более эффективными оказываются системы экологического мониторинга, построенные на контроле за монооксидом углерода (СО) – который является один из наиболее опасных токсичных газов, повышенные концентрации которого оказывают негативное влияние на здоровье человека. Переход к применению газочувствительных сенсоров-измерителей концентрации СО в системах мониторинга воз-

душной среды позволяет обнаружить выбросы токсичных веществ на ранней стадии, когда можно принять меры по остановке опасного процесса, в том числе, предотвратить пожар. На начальном этапе, когда тлеет небольшое количество материала, угарный газ растворяется в объеме помещения и его концентрация мала. Единицей измерения концентрации принято ppm – количество молекул на миллион (part per million) [23, 26]. Последние годы появились высокочувствительные полупроводниковые сенсоры, измеряющие концентрацию CO от 1 ppm, что позволяет повысить эффективность методов раннего обнаружения монооксидом углерода в воздухе на ранней стадии.

Настоящее исследование посвящено созданию систем экологического мониторинга воздушной среды нового типа и совершенствованию методов и средств мониторинга окружающей среды на основе использования мобильных газовых анализаторов для контроля концентрации CO. Такая система позволит выявить загрязнение воздуха токсичными газами и определить местоположение источника загрязнений при появлении в воздухе предельно малых концентраций монооксида углерода.

### **1.1. Классификация и структура датчиков, применяемых для систем экологического мониторинга**

Рассмотрим датчики концентрации монооксида углерода (CO), применяемые в системе экологического мониторинга загрязнения токсичными газами атмосферного воздуха.

В зависимости от способа определения датчики угарного газа классифицируют по трем группам:

- полупроводниковые;
- инфракрасные;
- электрохимические.

Рассмотрим более детально особенности каждого из этих устройств:

1. Полупроводниковый датчик обнаружения угарного газа работает на основе физического явления, связанного с увеличением элек-



тропроводности воздушной среды при попадании в нее монооксида углерода. Сенсор устройства имеет два контакта из диоксида олова или рутения, возле которых расположен микротэн. Он способствует разогреванию воздуха до температуры  $+250^{\circ}\text{C}$ . Если в среде есть молекулы CO, они способствуют резкому увеличению проводимости нагретого воздуха. Вследствие этого происходит пробой воздушного пространства, замыкая электрическую цепь между контактами. В это время анализатором подается звуковой сигнал о выявленном монооксиде углерода.

2. Инфракрасный датчик – сигнализатор угарного газа, который способен контролировать изменения длины волны электромагнитных волн в ИК области спектра. Методика основана на том, что длина волн в чистом воздухе и насыщенном CO разная. В качестве источников света современных ИК-анализаторов чадного газа используются светодиодные излучатели. При изменениях в спектре больше допустимой нормы устройство издает звуковой сигнал, предупреждающий об опасности.

3. Электрохимические – этот тип датчиков загазованности угарным газом относится к устройствам, работающим на основе химических реакций, происходящих на контактах электролитической ванны устройства. По их активизации судят о росте концентрации угарного газа в помещении. Электролитическая ванна представляют собой миниатюрную емкость, которая заполнена кислотным или щелочным электролитом. Каталитическая химическая реакция вызывает появление напряжения, способствующего срабатыванию звуковой сигнализации.

Твердотельные полупроводниковые металлооксидные сенсоры реагируют на присутствие в атмосфере широкого спектра газов. Сенсоры изготавливаются по толсто пленочной микроэлектронной технологии. Они обладают малым временем отклика на изменение концентрации газа при температуре несколько сотен градусов Цельсия и высокой чувствительностью, позволяющей определять концентрацию горючих газов (метан, пропан, бутан, водород и т.д.) в воздухе в интервале концентраций от 0,001% до единиц процентов, а также ток-

сичных газов (СО, и т.д.) (рис.1.1) при концентрациях на уровне ПДК. Предельно допустимая концентрация (ПДК) содержания оксида углерода (СО) в воздухе рабочей зоны – 20 мг/м<sup>3</sup> [27, 30].

Таблица 1.

Основные преимущества и недостатки газоанализаторов

Название	Достоинства	Недостатки
<b>Инфракрасные</b>	Низкая стоимость	Низкая избирательность; маленький диапазон измеряемой концентрации; непродолжительный срок службы сенсора; низкое быстродействие и чувствительность; для работы требует наличие кислорода
<b>Электрохимические</b>	Позволяет обнаруживать даже мельчайшие частицы вредных газов; широкий диапазон определения загрязняющих органических и неорганических веществ; низкое энергопотребление; приемлемая цена	Ограниченное быстродействие; низкая селективность; крупные габариты; необходимо дополнительно за собой носить огромное количество реагентов и разнообразных блоков
<b>Оптические</b>	Высокая чувствительность; отсутствуют вредные реагенты, необходимые для анализа смеси газов; высокое быстродействие селективность и чувствительность; позволяют определять практически все загрязняющие газы и вещества	Высокая стоимость

Твердотельные полупроводниковые металлооксидные сенсоры реагируют на присутствие в атмосфере широкого спектра газов. Сенсоры изготавливаются по толсто пленочной микроэлектронной технологии. Они обладают малым временем отклика на изменение концентрации газа при температуре несколько сотен градусов Цельсия и высокой чувствительностью, позволяющей определять концентрацию горючих газов (метан, пропан, бутан, водород и т.д.) в воздухе в интервале концентраций от 0,001% до единиц процентов, а также токсичных газов (СО, и т.д.) (рис. 1.1) при концентрациях на уровне ПДК. Предельно допустимая концентрация (ПДК) содержания оксида углерода (СО) в воздухе рабочей зоны – 20 мг/м<sup>3</sup> [27, 30].

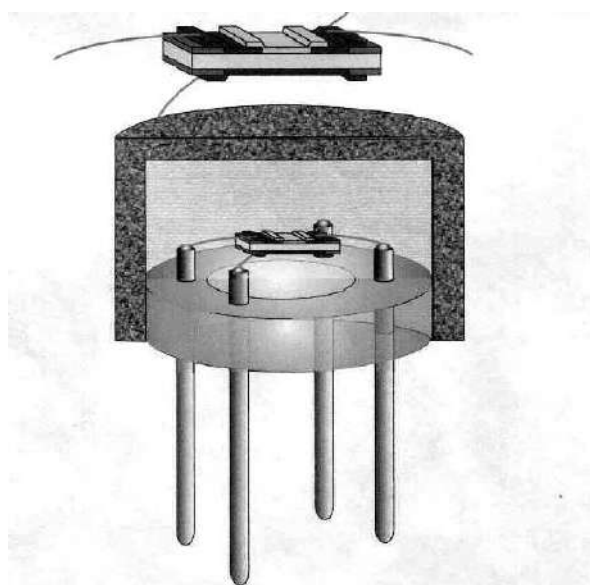


Рисунок 1.1. Устройство полупроводникового оксидного сенсора

В качестве подложки используется поликристаллическая окись алюминия, на нее с двух сторон наносятся нагреватель и металлооксидный газочувствительный слой. Чувствительный элемент помещен в корпус, защищенный проницаемой для газа оболочкой.

## **1.2. Мобильные роботы для мониторинга загрязнений окружающей среды**

Последние годы в системах экологического мониторинга начинают использоваться робототехнические системы, значительно по-

вышающие эффективность работы устройств для регистрации токсичных выбросов. К числу известных моделей роботов современного поколения относятся [29]:



Рисунок 1. Шведский БПЛА Skeldar V-200 для мониторинга содержанием серы в выхлопных газах судов

Для контроля за содержанием серы в выхлопных газах судов, проходящих через пролив Большой Бельт, датчане решили использовать систему мониторинга, установленную на беспилотном летательном аппарате. Дрон следует за судами на расстоянии около 100 метров и постоянно передает видеопоток с камеры и данные о содержании серы в выхлопных газах; подробностей об используемом методе оценки содержания серы не сообщается. Для оценки выбросов с одного судна у беспилотника уходит от пяти до десяти минут.

Система мониторинга установлена на шведском беспилотнике Skeldar V-200 (рис. 1), разработанном Saab. Четырехметровый дрон с максимальной взлетной массой в 235 килограмм может брать на борт груз массой до 40 килограмм. V-200 способен находиться в воздухе до

шести часов, максимальная скорость летательного аппарата составляет 140 километров в час.

Робот «Anna Konda» характеризуется повышенной проходимостью в силу двигателей змееподобного типа, поэтому он может подойти к источнику токсичных газов, а в случае пожара к источнику возгорания, даже если на его пути будут препятствия, например, балки, куски бетона и другое (рис. 2).



Рисунок 2. Йокогамский робот «Anna Konda»

Способность проникнуть в труднодоступные места для доставки туда специального оборудования для мониторинга или спасения людей, находящихся в завале, достигается за счет многозвенной конструкции корпуса и специальных алгоритмов управления движением.

Представленные мобильные платформы имеют ряд недостатков, таких как статичность, малый радиус действия, недостаточная оснащённость технической базой, слишком медленная скорость перемещения на ограниченных участках, ограниченная возможность преодоления препятствий.

Более совершенными являются системы экологического мониторинга воздушной среды на базе газовых анализаторов, устанавливаемых на летающую мобильную платформу. Такой подход открывает принципиально новые возможности для точного определения ко-

ординат источника выброса токсичных газов за счет перемещения в эту зону измерительного сенсора. Очевидно, что сенсор концентрации СО должен перемещаться в пространстве по некоторым заранее заданным траекториям, обеспечивающим эффективное зондирование пространства и при этом исключая взаимодействие подвижной платформы с препятствиями. Этим условиям, наилучшим образом, удовлетворяют малогабаритные летательные аппараты, позволяющие переносить сенсор газового анализатора в зону загрязнений с наибольшей скоростью.

Данные недостатки могут быть устранены в летающей транспортной платформе, на которой можно смонтировать систему контроля за уровнем СО и распознавания собственных координат, что позволяет создать робота для обнаружения ранних очагов возгорания.

Рассмотрим подробнее различные типы летательных аппаратов, которые можно применять для создания мобильного газового анализатора.

Наиболее распространенной для беспилотных летательных устройств является схема самолетного типа. В этом случае, подъемная сила, обеспечивающая полет аппарата, возникает за счет набегающего на крыло потока. Такое устройство отличается простотой управления, так как рули высоты и поворота имеют собственные приводы, позволяющие изменять углы установки рулей в соответствии с заданной программой. Движение в воздухе возможно только со значительной скоростью, что ограничивает применение таких аппаратов в небольших замкнутых пространствах.

Мультироторные устройства также получили большое распространение благодаря высокой маневренности, возможности зависания в любой точке пространства. Недостатком устройства является высокое энергопотребление, приводящее к тому, что такие аппараты могут находиться в воздухе не более 20-30 мин.

Конвертопланы представляют собой комбинацию двух технических решений, так как в этом случае мультироторная схема движения объединена с самолетной. Это позволяет при необходимости обеспечивать вертикальный взлет, зависание, а также движение на значи-

тельные расстояния с использованием подъемной силы крыла. К недостаткам аппарата относится сложность конструкции, значительный вес и габариты.

Последние годы появились летающие устройства с машущим крылом. Такие аппараты имитируют полет насекомых или птиц отличаются высокой маневренностью возможностью зависания и вертикального взлета, а также планированию. К недостаткам таких объектов относятся сложность управления движением и отсутствие опыта разработки и применения.

В тоже время применение мультироторных летательных аппаратов для решения поставленной задачи ограничено в силу того, что создаваемые винтами воздушные потоки могут существенно искажать показания концентрации СО и тем самым сводить к нулю эффективность подвижного способа установки газовых анализаторов. Последние годы появились публикации, в которых описан новый тип малогабаритных летательных аппаратов, которые лишены указанного выше недостатка, связанного с вращением винтов. Такие устройства появились благодаря исследованиям в области бионики – науки, которая изучает характер движения живых организмов, а также явления и процессы, протекающие в них с целью создания мехатронных приборов, работающих по тем же принципам.

Известно, что энергопотребление роботом с машущим крылом значительно меньше, чем при использовании традиционных схем мультироторного типа. Поэтому ведущие научные центры мира ведут разработки по созданию малогабаритных летающих роботов с машущим крылом.

Попытки создания летающего аппарата на основе машущего крыла предпринимаются давно. Однако получить реально летающие объекты удалось только в последнее время. Это вызвано, прежде всего, сложным характером движения машущего крыла, что требует применения специальных механизмов.

Уже в конце 1960-х годов в рамках проекта «Аквилан» США, разрабатывались и тестировались первые дистанционно управляемые летательные аппараты, в итоге ставшие беспилотниками типа «Хищник». Этот контролируемый дистанционно аппарат был разработан

так, чтобы быть похожим в полёте на орла. На его борту находилась телекамера, а также множество датчиков и оборудование для электронного слежения. Как и в проекте «Аквилайн», проект «Орнитоптер» был нацелен на разработку и создание птицеподобного аппарата, который вписывался бы в природу, и мог, как птица, махать крыльями. В рамках этого проекта был создан беспилотник, внешне похожий на ворона, который мог садиться на подоконник и фотографировать через окно то, что происходит в здании.

Проект «инсектоптер» предназначался для создания ещё меньшего беспилотника, который должен выглядеть как стрекоза, однако информация о работающих образцах, реализованных в рамках проекта, отсутствует.

Существуют такие образцы аппаратов с машущим крылом, как SmartBird (летающий робот-чайка) и BionicOpter (летающий робот-стрекоза) фирмы FESTO (Германия) [72], которые копируют полет птиц и насекомых. Для правильного описания движения таких систем важно понять основные принципы, благодаря которым, осуществляется полет объекта. Рассмотрим классификацию малогабаритных летательных аппаратов, использующих принцип машущего крыла.

Существующие конструкции можно разделить по следующим признакам:

1. По типу привода:
  - а) электродвигатель;
  - б) преобразование потенциальной энергии, накопленной в некотором упругом элементе.
2. По типу крыльев:
  - а) жесткое крыло (как у насекомых);
  - б) гибкое крыло (как у птиц, летучих мышей).
3. По использованию:
  - а) малогабаритные летающие роботы-разведчики;
  - б) транспортные летательные средства, способные осуществлять доставку некоторых видов грузов и оборудования в заданную точку пространства.
4. По типу взлета:
  - а) с разгона на земле за счет колебаний крыльев;
  - б) с использованием разгонного блока (катапульты);



в) прыжок с вышки и дальнейший полет.

5. По количеству элементов крыла:

а) один элемент;

б) два элемента;

в) три и более элемента.

Наиболее простыми по конструкции являются двукрылые роботы. Несмотря на то, что создаваемое таким крылом тяговое усилие несколько меньше, чем у многокрылых систем такой робот обладает высокой маневренностью, низким энергопотреблением, малым весом.

Поэтому в настоящей работе будут исследованы с двумя крыльями. Такие роботы уже созданы в ряде университетов. Например, разработчики миниатюрных махолетов из Дельфтского технологического университета в Нидерландах создала двукрылого робота DelFly Micro (рис. 3). При весе 16 граммов этот инсектоптер может находиться в воздухе на протяжении 15 минут при скорости до 48 км/ч или зависнуть на 8 минут. Робот DelFly Micro с размахом крыльев 10 см снабжен видеокамерой массой 0,4 г и литий-полимерной батареей [9]. Частота колебаний крыльев до 30 Гц. Он может взлетать и приземляться в вертикальном положении и летать задом наперед. Управление махолетом осуществляется за счет встроенного потокового видео.

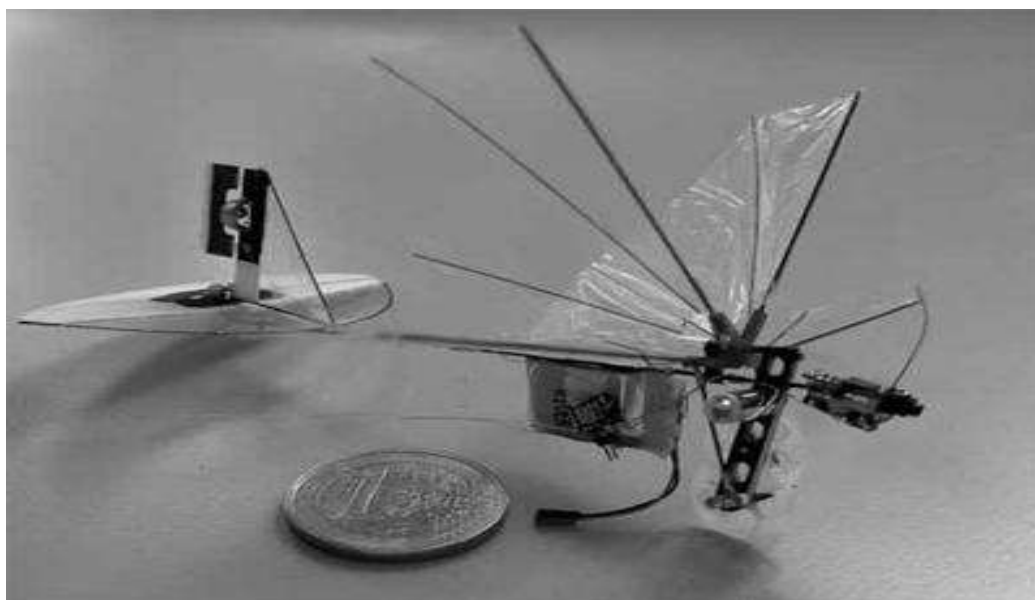


Рисунок 3. Общий вид инсектоптера DelFly Micro

Ученые из Гарварда создали робота-муху (рис. 4) для скрытого наблюдения и обнаружения токсичных веществ. Прототип робота весит 60 миллиграммов, а размах его крыла не превышает 3 см. В качестве привода крыльев использованы пьезокристаллы, изменяющие форму под воздействием электричества. Малый размер, робота позволяет ему взлетать так же, как и живая муха. Сейчас разработчики создают контроллер САУ [26], который позволит роботу передвигаться в разных направлениях. В модели будет использована миниатюрная литиево-полимерная батарея, обеспечивающая работу устройства в течение 5 минут.

Кроме того, робот должен быть оборудован небольшими сенсорами, которые помогут ему миновать препятствия и обнаруживать токсичные вещества.

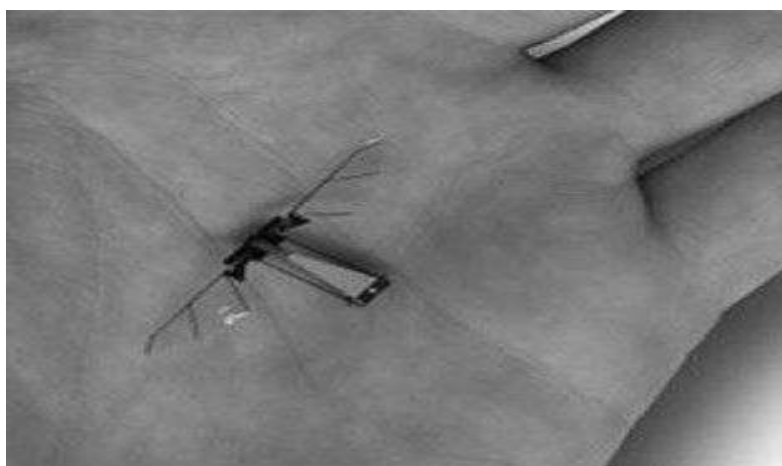
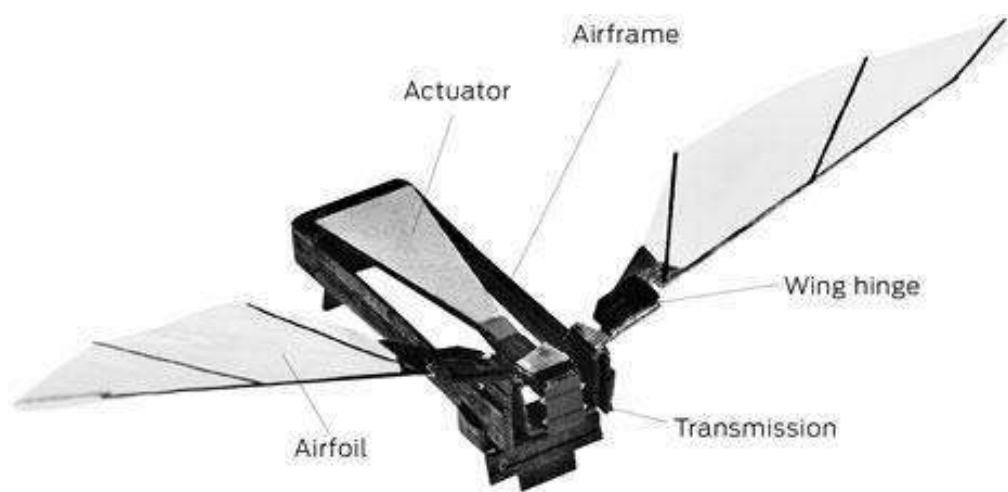


Рисунок 4. Робот муха

На рисунке 5 представлен общий вид малогабаритного робота-разведчика с машущим крылом. Крылья с изменяемыми параметрами и геометрией могут быть переориентированы и адаптированы под текущие условия в каждый момент полета летательного аппарата, что позволяет максимально использовать энергию воздушных потоков и увеличить дальность свободного планирования. Робот ориентируется относительно точки приземления (руки человека). Помимо того, что робот умеет махать крыльями, в нем заложена возможность также планирующего полета.



Рисунок 5. Робот-разведчик с машущим крылом

Двукрылый робот Park Hawk представлен на рисунке 6. Длина робота Park Hawk равняется 69 см, размах крыльев составляет 107 см, а их общая площадь равна 2420 кв. см. Летательный аппарат весит 370 граммов, кроме того, машина точно движется по траектории в полете. Запуск модели производится с рук, скорость составляет 15-20 км/ч. Для полетов требуется площадка не менее 50×50м. Допустимая скорость ветра – 4-5 м/с. Запуск модели осуществляется с рук. В полете этот аппарат набирает высоту либо снижается, варьируя частоту взмахов крыльями.

Машущие крылья способствуют сохранению и более эффективному использованию энергии во время полета. Особенно перспективными являются крылья с изменяемыми параметрами и геометрией, которые могут быть переориентированы и адаптированы под текущие условия в каждый момент полета летательного аппарата, что позволяет максимально использовать энергию воздушных потоков и увеличить дальность свободного планирования.



Рисунок 6. Двукрылый робот-орнитооптер

Представленные примеры двукрылых роботов с машущим крылом показывают, что в последние годы интерес мирового сообщества к такого рода системам, в том числе, для применения в системах противопожарной безопасности значительно возрос.

### ***1.2.1. Мобильные роботы для мониторинга лесных массивов***

Богатство России в разнообразии природноклиматических зон и ландшафтов. По оценкам ООН, только площадь лесов в России составляет 8.5 млн. км<sup>2</sup> (851 млн. га). Природные ландшафты – это не

только огромное богатство, но и большая ответственность перед будущими поколениями. Лес – это не просто совокупность деревьев и кустарников, лес является экосистемой – сложным сообществом из тесно связанных между собой элементов, сюда входят как живые организмы (биота), так и неживая абиотическая составляющая – воздух, почва и вода. Потоки энергии и веществ (например кислорода) циркулируют в экосистеме, образуя круговорот и связывая в одно целое все элементы живой и неживой природы. Примером могут служить процессы, связанные с фотосинтезом – процессом образования питательных веществ из воды и углекислого газа с использованием энергии солнечного света. Это же касается и других ландшафтов нашей страны: водоемов, тундры, гор и др. Для сохранения этих уязвимых природных систем необходим постоянный контроль специалистов-экологов.

В последние десятилетия появилась уникальная возможность отслеживать экологические процессы на значительных территориях с использованием беспилотных летательных аппаратов. Изначальное применение беспилотных летательных аппаратов определялось как боевое. Однако с начала 2000-х гг. колоссальное значение стали приобретать «дроны», разрабатываемые для сугубо гражданских, а не военных целей. Под термином «дроны» подразумеваются беспилотные летающие устройства гражданского применения. В 2016 г. мировой рынок БП ЛА оценивается в 7.3 млрд. дол. Прогнозируется, что он вырастет до 9.5 млрд. дол. к 2020 г. российский рынок БПЛА в 2016 г. составил 147 млн. дол. с потенциалом роста до 224 млн. дол. к 2020 г.

В настоящее время Россия занимает небольшую долю в продажах дронов на мировом рынке (около 2%), но имеет высокий потенциал для дальнейшего роста. Стоит отметить, что в структуре продаж российского рынка на долю гражданских БПЛА приходится более 70% рынка. Дроны активно внедряются в сегменты, которые сегодня обслуживаются с помощью спутников и пилотируемых воздушных судов, при этом возрастает спрос на высококачественные данные воздушной съемки. Еще одно преимущество дронов – оперативность

предоставления информации заказчику. Как правило, проведение съемки и обработка данных занимают менее одного месяца.

Беспилотники, используемые в экологических целях, принято называть «эко-дронами». Последние находят все большее применение во многих странах мира:

- в Северной Суматре, используя дроны, фотографируют гнезда орангутанов на деревьях глубоко в джунглях;

- в Мексике власти используют дроны для борьбы с браконьерами, угрожающими популяции морских черепах;

- дроны «SenseFly» помогают оценить загрязнение мирового океана пластиком;

- в Индии и ряде других стран дроны используются для мониторинга лесов;

- спасательные службы пробуют использовать дроны у берегов Калифорнии для того, чтобы обнаруживать акул;

- в Кении дроны патрулируют национальные парки и заповедники для борьбы с браконьерами. В некоторых районах использование дронов позволило сократить число преступлений на 96%;

- в лесах Амазонки дроны используются для обнаружения мест незаконной вырубki;

- дроны применяются для мониторинга таяния полярных льдов - такие аппараты предоставляют более точные данные, чем спутники;

- в Китае дроны используются для мониторинга загрязнения воздуха над электростанциями,

- очистительными заводами и другими потенциальными нарушителями;

- в России дистанционные наблюдения за санитарным и лесопатологическим состоянием лесов представляют собой постоянный мониторинг с использованием беспилотных летательных аппаратов (в случае возникновения массовых повреждений лесов и в лесах, расположенных на труднодоступных и удаленных территориях).

Все вышеуказанное – весьма неполный перечень возможностей «эко-дронов». Для России дроны – естественная возможность контролировать экологическую ситуацию на громадной территории при



низкой плотности населения. Однако широкое использование «эко-дронов» на огромной территории предусматривает и немалые затраты (один час полета БПЛА обходится организации около 2000 р.), поэтому очень важно для нашей страны изначально предусмотреть рациональное использование технических средств при выполнении экологического мониторинга с использованием дронов. Рассмотрим возможности применения дронов в России в настоящее время.

Технические возможности использования отечественных «эко-дронов» для рутинного мониторинга в России вполне удовлетворительные. На гражданском рынке беспилотников в России работает более 200 компаний с тенденцией к увеличению их количества. На рис. 7 представлены БПЛА, производимые в России.



Рисунок 7. БПЛА Supercam S350

Он предназначен для ведения воздушного наблюдения в любое время суток с передачей видеоизображения в режиме реального времени. Беспилотный самолет Supercam S350 может решать задачи обеспечения безопасности и контроля стратегически важных объектов, позволяет определять координаты цели.

Еще один представитель отечественного рынка БПЛА компании «ZALAAERO», ведущего отечественного разработчика и производителя беспилотных летательных аппаратов. Закупка импортных дронов представляет определенные сложности (технологии двойного назначения), что стимулирует отечественных производителей. Техническое задание при заключении договоров об использовании дронов формируется заказчиком (энергетики, строители и др.) исходя из необходи-

мости решения для него ряда прикладных задач. Вся остальная собранная информация заказчика, естественно, не интересует и просто теряется. Для огромной страны это непозволительная роскошь. Например, при оценке экологической ситуации в районе строительства автомагистрали в лесной зоне можно было бы в рамках выполнения основной задачи получить дополнительные данные о состоянии леса, высоте деревьев, заболачивании территории и т.д. Более того, полученные данные не сохраняются, так как для этих целей не предусмотрены соответствующие хранилища информации. Если через несколько лет экологи или лесничество захотят отследить динамику изменения каких-либо параметров, то сравнить будет не с чем: восстановить утраченную информацию не удастся. Приказ Министерства природных ресурсов и экологии РФ «Об утверждении порядка организации и осуществления государственного лесопатологического мониторинга» от 4 авг. 2015 г. № 340 в сущности, регламентирует настоящий уровень использования «эко-дронов», но оставляет открытыми много накопившихся вопросов. Некоторые из них учтены в проекте Приказа Министерства природных ресурсов и экологии РФ «О внесении изменений в приказ Минприроды России от 25.12.2014 № 573 «Об установлении порядка представления отчета об использовании лесов и его формы, требований к формату отчета об использовании лесов в электронной форме» (подготовлен Минприроды России 10.11.2016). Но главное внимание уделяется ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций (пожары, массовые повреждения лесов вредителями и др.), а не рутинной, но столь важной работе по наблюдению за экологической ситуацией на какой-либо территории.

Кроме того, для выполнения такой работы необходимо разработать соответствующее программное обеспечение. Создание универсальных геоинформационных и экологических программ для БПЛА – важный сегмент современного мирового рынка.



### **1.3. Обзор методов исследования систем экологического мониторинга на основе мобильных роботов**

В данном параграфе приведен обзор работ, посвященных методам исследования и математическому моделированию систем экологического мониторинга на основе мобильных механических многозвенных систем, имитирующих движение различных роботов. Надо сказать, что особое внимание в задачах анализа и синтеза таких систем уделяется исследованию закономерностей движения мобильных роботов с периодическим движением отдельных звеньев, к которым можно отнести рассматриваемые в данной работе, летающие объекты. Несмотря на то, что в работах [6, 8, 10] изучаются закономерности прямолинейного движения двухмассовой системы, состоящей из корпуса и внутренней массы, в среде с сопротивлением, основные подходы к моделированию движения, применяемые в данной работе, найдут применение при исследовании характера поведения летающих аппаратов с машущим крылом.

Выявленные оптимальные периодические движения системы, отвечающие наибольшей средней за период скорости перемещения системы как целого, служат ориентиром при поиске аналогичных режимов в трехзвенной системе. Представленные результаты исследования влияния периодических движений внутренней массы с кусочно-постоянной скоростью относительно тела на характер движения последнего позволяют определить условия, при которых система движется поступательно.

Особенностью мобильных систем является то, что звенья робота постоянно находятся в контакте с окружающей средой, а возникающие при этом силы сопротивления, обеспечивают движение объекта, поэтому во многих работах исследуется влияние сопротивления среды на характер движения устройства [54]. Например, в [16] рассмотрены разные законы сопротивления среды: линейное и квадратичное сопротивление, изотропное и анизотропное, сопротивление в виде сил сухого трения, подчиняющегося закону Кулона. Три типа законов сопротивления движению корпуса робота в среде: кусочно-линейное

трение, квадратичное трение и сухое кулоново трение представлены в [21]. В [17] рассмотрены особенности управления прямолинейным движением мобильной вибрационной системы за счет оптимальных периодических перемещений масс, при которых средняя скорость корпуса робота относительно среды является максимальной.

Динамика робота, перемещающегося по горизонтальной плоскости за счет гармонических движений масс в горизонтальной и вертикальной плоскостях с одинаковой частотой и со сдвигом фаз, исследована в [15]. В работе установлено, что управление средней скоростью корпуса системы по направлению и величине, можно осуществлять путем управления сдвигом фаз и частотой колебаний внутренних масс.

Вопросы моделирования криволинейного движения мобильных вибрационных роботов по горизонтальной поверхности изучены в работах [29, 32, 34]. В [77] предложена математическая модель движения вибрационного робота по шероховатой горизонтальной поверхности, получены основные закономерности движения. В [39, 40, 61, 64-65] показаны способы управления направлением движения вибрационного робота с тремя вращающимися массами.

В [64] приведена математическая модель робота, приводимого в движение посредством периодического перемещения внутренней массы и асимметричной силы вязкого трения, создаваемой благодаря особой форме корпуса.

Методика расчета коэффициентов вязкого сопротивления при движении такого робота предложена в [64]. В [39, 74, 64] описаны конструкция и принцип движения трехмассового вибрационного робота, перемещающегося по поверхности тела человека, на которую подается лекарственное вещество, выполняющее функцию смазки. Математическая модель и результаты моделирования прямолинейного и криволинейного движений такого виброробота приведены в [73]. Из анализа приведенных работ следует, что для построения математических моделей многосвязных роботов широко применяются методы теоретической механики в виде общих теорем динамики, уравнений Лагранжа II рода. Получаемые дифференциальные уравнения

движения являются нелинейными, поэтому для моделирования различных режимов движения механических систем в основном используются численные методы.

#### **1.4. Системы экологического мониторинга атмосферы воздуха**

В основу работы известных экологических систем мониторинга атмосферного воздуха положено сравнение полученных результатов концентрации токсичных газов с предельно допустимыми значениями концентраций. При превышении полученных результатов предельно допустимых концентраций прогнозируют зону заражения и поражающего действия, учитывая метеоусловия и объем выброса опасных веществ. При угрожающем прогнозируемом развитии аварии или возникновении аварийной ситуации адаптивно подключают передвижные лаборатории анализа, лазерные лидары, постоянные посты контроля для принятия решения о чрезвычайной ситуации. Причем постоянные посты контроля устанавливают «треугольником» и оперативно определяют координаты возможного выброса опасных веществ путем взаимной корреляции параметров (регистрация зараженного облака и ударной волны взрыва) исходя из времени прихода сигналов на посты контроля. Достоверность возможного выброса опасных веществ подтверждают регистрацией аварийных измерительных сигналов всеми тремя постами. С подветренной стороны относительно центра «треугольника», образованного постоянными постами контроля, дополнительно устанавливают подфакельный пост, который перемещается на основании данных, поступающих с метеорологических датчиков, по внутреннему (внешнему) условному контуру «треугольника». Недостатком данной системы является необходимость использования стационарных постов и невозможность достоверного определения основного источника загрязнения (патент RU № 2385473, опубл. 27.03.2010).

Автоматизированная система аварийного и экологического мониторинга окружающей среды региона (патент RU № 2324957, опубл. 20.09.2008), содержит стационарные и мобильные контрольные по-

сты, центральный контрольный пункт. Каждый стационарный и мобильный пост включает блок предварительной обработки информации, блок шифрования, блок помехоустойчивого кодирования, приемопередатчик, блок управления, канал прямой и обратной связи. Каждый мобильный пост дополнительно содержит блок определения местоположения. Каждый приемопередатчик содержит задающий генератор, фазовый манипулятор, два смесителя, усилитель первой и второй промежуточной частоты, два усилителя мощности, дуплексер, два гетеродина, блок помехоустойчивого кодирования, полосовой фильтр, умножитель, усилитель второй промежуточной частоты, три фазовых детектора, два блока вычитания, фазовращатели. Недостатком данного изобретения является необходимость использования большого количества мобильных и стационарных постов, что удорожает систему и снижает ее мобильность.

Система экологического мониторинга и прогнозирования загрязнения атмосферы промышленного региона (патент RU № 2466434, опубл. 10.11.2012), содержит датчики замеров концентраций загрязняющих веществ непосредственно с источников загрязнения и метеостанцию, соединенные с центром моделирования, который соединен с центром обработки и сравнения данных. Быстродействующие газовые датчики экологического контроля состояния атмосферы и система GPS по средством мобильной телефонной системы соединены с центром обработки и сравнения данных, первые группы датчиков экологического контроля состояния среды соединены с центром обработки и сравнения данных, вторые группы датчиков экологического контроля состояния среды по средствам радиосвязи соединены с городской телефонной сетью. Выход центрального диспетчерского пункта соединен с датчиком времени, который соединен с блоком моделирования метеопараметров и с входом временно-параметрических датчиков концентраций загрязняющих веществ от источников загрязнения, которые соединены с центром моделирования. Блок моделирования метеопараметров соединен с центром моделирования, который соединен с центральным диспетчерским пунктом и с центром прогноза загрязнений, выход которого соединен с входом

центрального диспетчерского пункта. Недостатком данной системы является необходимость использования большого количества мобильных и стационарных постов, что удорожает систему и снижает ее мобильность.

Система экологического мониторинга атмосферного воздуха промышленного региона (патент RU № 2380729, опубл. 27.01.2010) содержит первую и вторую группы датчиков экологического контроля состояния среды, средства радиосвязи датчиков второй группы с аппаратурой городской телефонной сети, центральный диспетчерский пункт. Дополнительно в систему введены быстродействующие газовые датчики экологического контроля состояния атмосферы, система GPS, мобильная телефонная система, установленные на электротранспортных единицах, а также метеостанция, группа датчиков замеров концентраций загрязняющих веществ непосредственно с источников загрязнения, центр обработки и сравнения данных. Недостатком данной системы является необходимость использования большого количества мобильных и стационарных постов, что ухудшает маневренность системы.

Общими недостатками этих систем являются низкая оперативность контроля, отсутствие моделирования процессов рассеивания и приближенность результатов мониторинга.

Таким образом, существующие системы экологического мониторинга атмосферного воздуха обеспечивают непрерывное измерение концентраций токсичных газов в воздухе, а также текущих значений метеопараметров. Отбор проб атмосферного воздуха осуществляется на стационарных постах, укомплектованных необходимым оборудованием и автоматическими газоанализаторами (измерительными приборами для определения качественного и количественного состава смесей газов). Однако стационарность таких датчиков-анализаторов загазованности делает невозможной обеспечение такого контроля на всех участках объекта и окружающей его территории. Одним из вариантов мониторинга является инспекция объекта сотрудником технической службы, однако такой способ обладает рядом существенных недостатков, включая угрозу человеческому здоровью.

Возможное решение данной проблемы, способное реализовать эффективный и непрерывный контроль над концентрацией вредных веществ в воздухе над всей территорией – создание системы мониторинга экстремальных ситуаций с использованием беспилотных летательных аппаратов.

Данное решение предполагает установку портативного многоканального газоанализатора на несколько автономных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Автономность БПЛА обеспечивается бортовым комплексом интеллектуального управления движением и динамического измерения параметров атмосферного воздуха, результаты которого записываются в память параметров среды и отправляются на мобильный контрольный пункт, где осуществляется их интеллектуальный анализ в режиме реального времени.

Автономность является важной характеристикой такого робототехнического комплекса, так как она устраняет ряд недостатков дистанционного управления, в частности:

- недостаточную скорость мобильных дистанционно-управляемых роботов из-за ограниченных возможностей систем визуального контроля и управления;
- ограниченную территорию эксплуатации из-за ограниченной зоны радиобмена;
- вероятность потери связи с роботом при его попадании в зону неуверенного поведения и передачи сигнала;
- необходимость постоянного участия оператора в процессе управления.

Основной путь повышения автономности экстремальных робототехнических комплексов – их интеллектуализация – придание рассматриваемым техническим устройствам способности выполнять присущие живым существам те или иные интеллектуальные функции, связанные с самостоятельным принятием эффективных решений в условиях неопределенности и их реализацией (при наличии такой возможности и необходимости) в виде того или иного целесообразного поведения [64].

Опираясь на данное направление и специфику проблемы мониторинга экстремальных ситуаций, можно сформировать основные принципы построения системы анализа атмосферного воздуха с использованием БПЛА.

1. Использование нескольких исполнителей (БПЛА). Специфика мониторинга экстремальных ситуаций определяет ряд прикладных задач (необходимость минимальных затрат времени на сбор максимального количества данных, повышение надёжности выполнения поставленной задачи и др.), актуализирующих необходимость создания мультиагентной системы мониторинга. Такая система позволяет обеспечить выполнение сложной прикладной задачи (задача анализа экстремальной ситуации) усилиями отдельных исполнителей (БПЛА), координирующих свои действия.

2. Бортовой комплекс интеллектуального управления каждого БПЛА обеспечивает автономное выполнение полётного задания, производя корректировку маршрута в зависимости от изменений внешней среды и постановки цели. Автономность БПЛА как составляющих частей мультиагентной системы необходима для устранения приведенных недостатков дистанционного управления и организации эффективного распределения функций между оператором и системой мониторинга.

3. Бортовой комплекс интеллектуального управления каждого БПЛА обеспечивает представление динамики развития экстремальной ситуации и её последствий на основе методов построения временных рядов параметров динамических измерений.

На основе разработанных принципов построения на рисунке 7 представлена соответствующая схема, где МКП – мобильный контрольный пункт, БПЛА – беспилотный летательный аппарат;  $n$  – минимальное количество БПЛА, необходимое для решения поставленной задачи анализа.

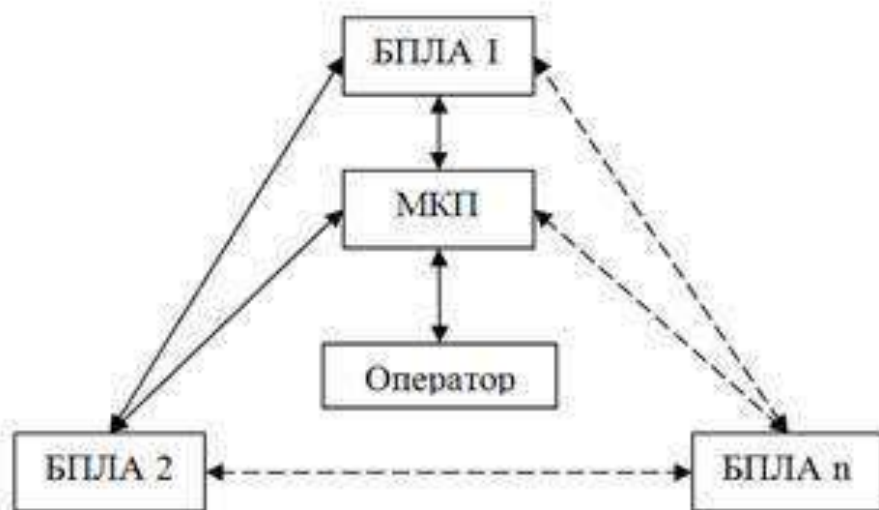


Рисунок 7. Схема системы мониторинга экстремальных ситуаций на химически опасных объектах с использованием БПЛА

Мобильный контрольный пункт предполагает наличие в своём составе комплекса аппаратных средств, обеспечивающих:

- организацию взаимодействия между БПЛА (анализ поставленной задачи и её декомпозиция на множество подзадач, организация целесообразного взаимодействия между отдельными БПЛА);
- интеллектуальный анализ полученных временных рядов параметров динамических измерений и осуществление функции прогнозирования;
- организацию человеко-машинного интерфейса, позволяющего выполнить постановку и оперативную корректировку задач мониторинга.

Единственным и наиболее экономичным образом структура исследуемого объекта (экстремальной ситуации) в пространстве (времени) может быть представлена совокупностью своих производных, наличие информации о которых является обязательным условием для дальнейшего осуществления системой функции прогнозирования. Следуя из этого, бортовая система интеллектуального управления БПЛА должна предоставить всю собранную информацию об экстремальной ситуации для дальнейшей обработки в виде производных.

Проведенный анализ литературных источников показал, что сегодня применение газоанализаторов концентрации токсичных газов, в



том числе концентрация монооксида углерода СО, находят применение робототехнические устройства, повышающие эффективность системы экологического мониторинга. Наибольшее распространение получили измерительные устройства, стационарно установленные на контролируемой территории. Одним из важных критериев эффективности системы мониторинга, является точность определения координат источника загрязнения. Очевидно, что уменьшая расстояние между стационарно установленными датчиками концентрации вредных веществ, можно значительно повысить точность определения координаты источника загрязнения. Однако этот путь связан с увеличением затрат на монтаж, установку и обслуживание стационарных газовых анализаторов. Поэтому необходима разработка и создание новых технологий контроля за токсичными газами в системах мониторинга, позволяющих повысить точность определения местоположения источника загрязнений, является важной актуальной научно-практической задачей.



Такой подход к функционированию РТС выделяет его как объект, задачи управления которым, принципиально отличаются от традиционных и направлены на создание алгоритмов, позволяющих минимизировать погрешность пространственного определения координат источника возгорания, обеспечив тем самым высокую эффективность системы экологического мониторинга. Структурная схема экологического мониторинга представлена на рисунке 8.

В данном случае, главную роль играет управление движением в процессе движения МПП к источнику загрязнений с заданной погрешностью определения координат. Остальные функции МПП (работа бортовой аппаратуры, расход ресурса) являются вспомогательными, обеспечивающими решение главной задачи. В роли объекта управления может выступать как отдельная РТС, так и система РТС (однородная или разнородная).

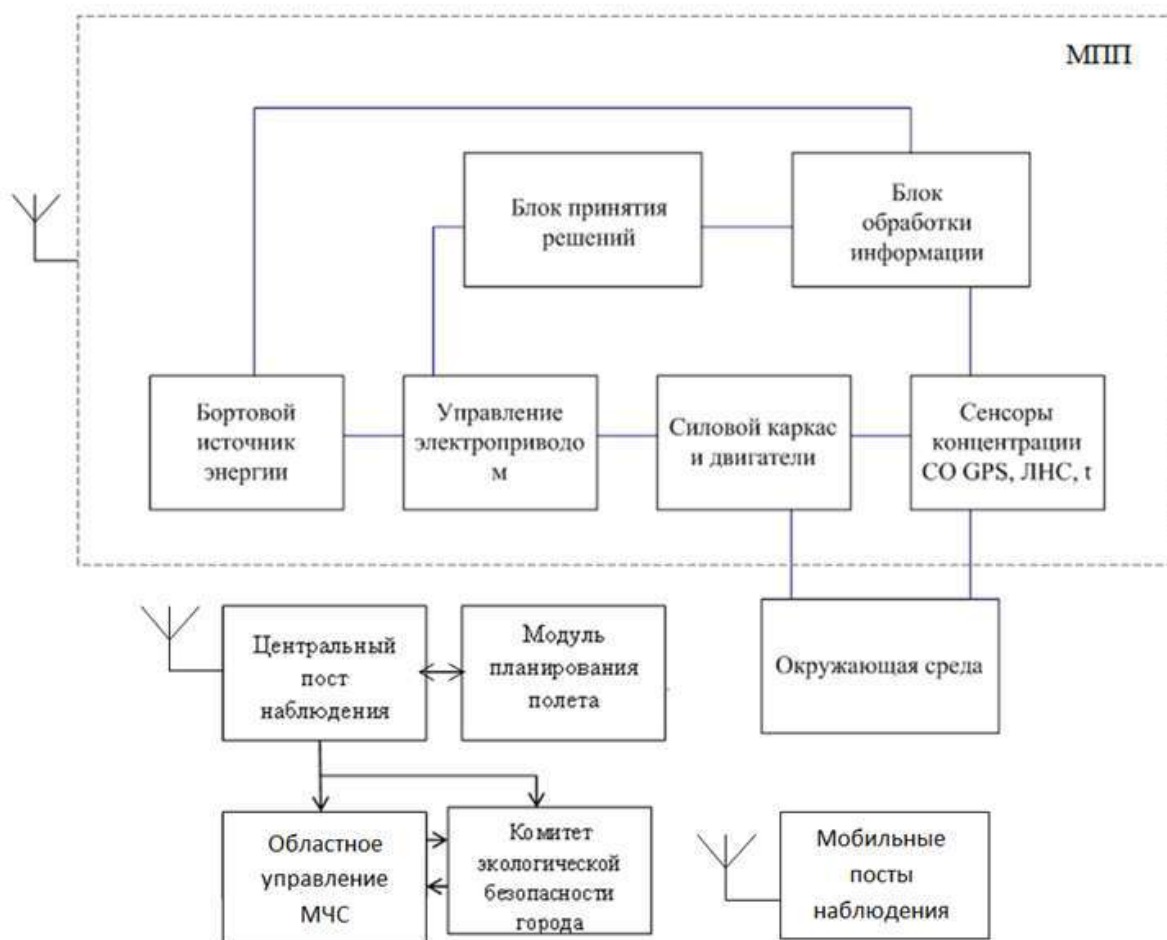


Рисунок 9. Структурно-функциональная схема системы экологического мониторинга на базе МПП

Последний случай характерен для мониторинга больших по площади территорий. На рисунке 9 представлена структурно-функциональная схема системы экологического мониторинга на базе мобильной приборной платформы.

Мобильная приборная платформа представляет собой сложную систему, содержащую: мобильный летающий робот, бортовой источник энергии, подсистему управляемых электроприводов, силовой каркас и двигатели, подсистему датчиков – измерителей внутреннего состояния платформы, подсистему датчиков – измерителей локальной и глобальной навигации платформы, систему измерения концентрации токсичных газов, бортовой вычислитель включающий блок обработки информации и блок принятия решений для реализации алгоритмов управления движением.

Все подсистемы системы экологического мониторинга на базе МПП взаимодействуют между собой, обеспечивая работоспособность и эффективность функционирования в пространстве.

Объединение анализатора газа (в данном случае измеритель концентрации CO) и мобильной транспортной платформы позволяет создать мобильную систему экологического мониторинга, как новое средство для раннего обнаружения источника загрязнений.

Переход к мобильным газовым анализаторам позволяет во многом упростить систему системы экологического мониторинга, так как один мобильный сенсор может заменить десятки газовых анализаторов, установленных стационарно. Применение для этих целей, наиболее распространенных сегодня, мультироторных летающих платформ для мобильных газовых анализаторов оказывается нерациональным в силу того, что создаваемые винтами воздушные потоки, влияют на процесс конвекции и диффузии в зоне работы МПП, что существенно искажает показания анализатора газа.

Учёные из NASA получили картину визуализации потоков воздуха вокруг квадрокоптера во время его полёта. Было показано, что потоки воздуха, создаваемые винтами, являются турбулентными, кроме того, имеет место значительные перепады давления воздуха. При движении винтов над корпусом дрона создаются воздушные за-

вихрения. Когда винты проходят над лучами дрона, фюзеляж создаёт мощную направленную вниз силу, что снижает общую тягу аппарата. Все это негативно влияет на работу газового анализатора.

Кроме того, современные летающие мультироторные платформы отличаются малым временем пребывания в воздухе. Так, современные квадрокоптеры находятся в воздухе не более 20 минут, что не позволяет проводить полномасштабный поиск источника возгорания.

Поэтому, для создания МПП потребовалось создать новый класс небольших аппаратов, позволяющих длительное время находиться в воздухе. При этом, важно минимизировать влияние воздушных потоков генерируемых машущим крылом на измерительную систему пожарного анализатора, установленного на борту. Малогабаритные полупроводниковые газовые анализаторы имеют небольшой вес около 3 г, что позволяет устанавливать их на небольших по размеру летающих платформах. Такими качествами обладают летательные аппараты, выполненные по схеме машущее крыло, отличительной особенностью которых, является возможность движения в планирующем режиме, при котором происходит плавное обтекание аппарата ламинарным потоком воздуха, что благоприятно сказывается на результаты измерений.

## **2.2. Моделирование движения мобильной приборной платформы к источнику токсичных газов**

В данной главе разработана математическая модель пространственного движения летающего анализатора газа, установленного на мобильной платформе и получены основные математические выражения, определяющие движение МПП к источнику токсичных газов. В качестве транспортной платформы, особенно эффективными могут оказаться малогабаритные летательные аппараты, позволяющие осуществлять вертикальный взлет, зависание над объектом, горизонтальный полет.

Объектом исследования являются системы экологического мониторинга концентрации токсичных газов в атмосферном воздухе, выполненные на базе мобильных приборных платформ.

В качестве примера, рассмотрим схему складского помещения представленную на рис. 10. По сути, это охраняемая стоянка автотранспорта.

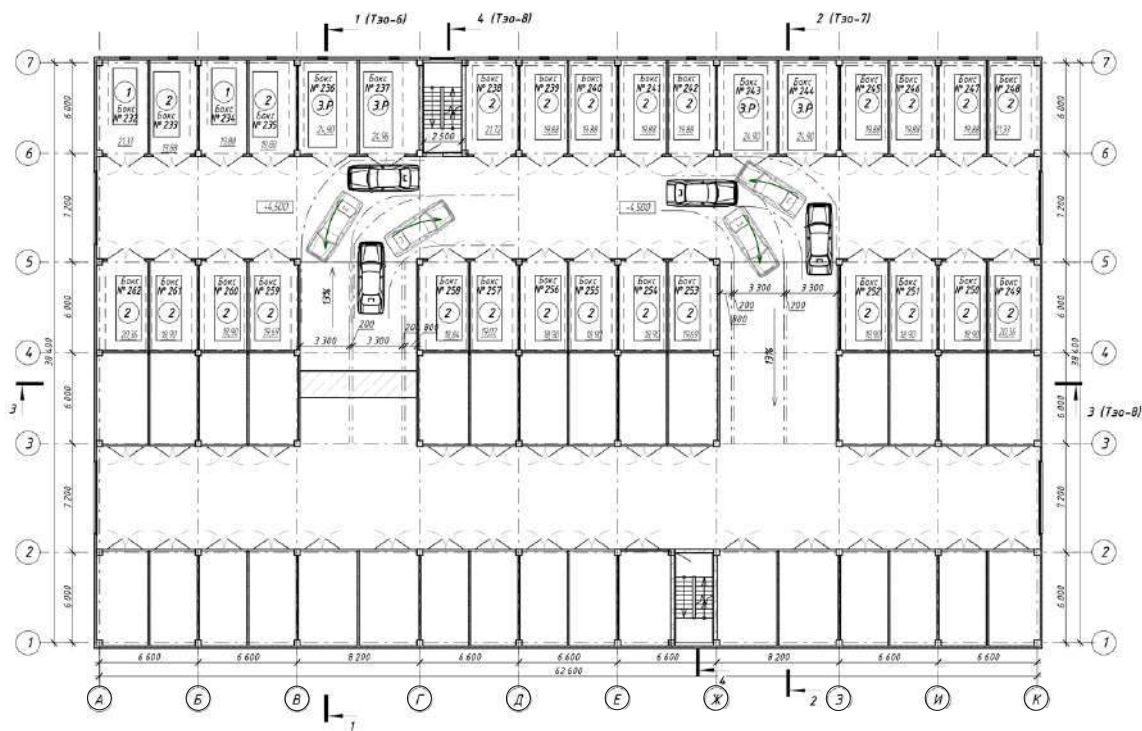


Рисунок 10. Схема автостоянки

Рассмотрим случай, когда происходит замыкание проводки в одном из автомобилей. Крайне важно определить, где, конкретно, находится такой автомобиль? Поэтому особое внимание в работе уделено вопросам разработки алгоритмов поиска источника токсичных газов и планирования траектории движения к нему с учетом окружающей среды.

Пусть начало системы координат, в которой происходит движение МПП связано с автомобилем, где произошло замыкание проводки. Тогда схема движения (МПП) к источнику возгорания можно представить на рис. 11.

В качестве основного критерия использован уровень концентрации  $\text{CO}$  в воздухе, регистрируемый МПП и его координаты. Возрастание концентрации является определяющим признаком для движения мобильной платформы в сторону источника возгорания.

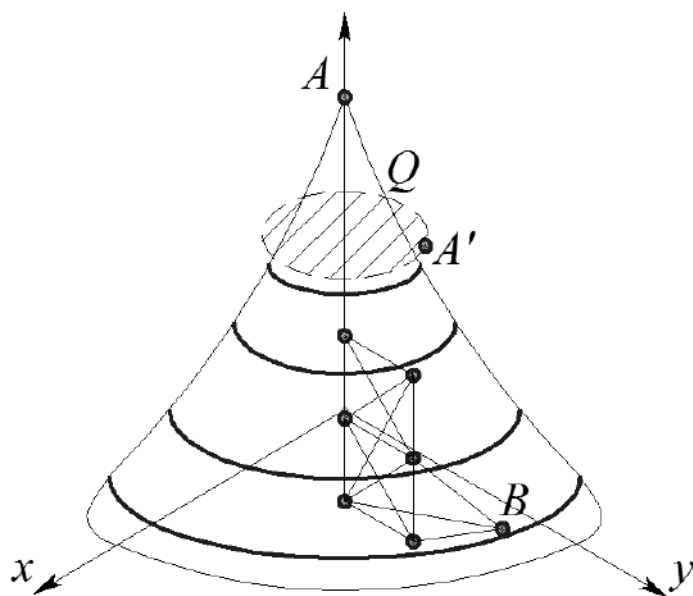


Рисунок 11. Пространственная схема движения мобильного приборной платформы к источнику токсичных газов по симплекс-методу. Q – концентрация токсичных газов. B – начальное положение МПП

Для выбора направления движения можно применить алгоритм, построенный на методе зондирования пространства и определения траектории, гарантированно позволяющий перемещаться МПП в сторону увеличения концентрации  $\text{CO}$  в соответствии с методом Кифера (рис. 12).

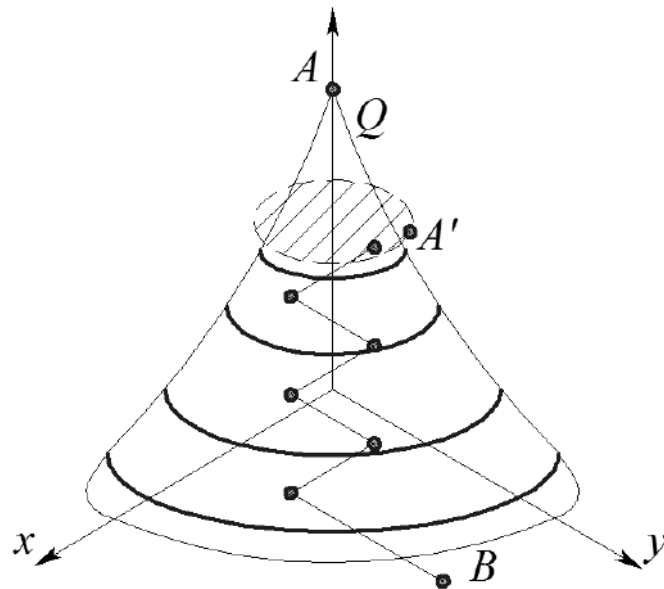


Рисунок 12. Пространственная схема движения мобильного газового пожарного извещателя (МГА) к источнику возгорания по методу Кифера.  $Q$  – концентрация  $CO$ ;  $B$  – начальное положение МГА

Движение в пространстве начинается с использованием двухмерных симплексов, а по мере приближения к источнику, предложено осуществлять поиск на основе планирования отрезков прямой, позволяющих двигаться в сторону увеличения концентрации  $CO$  с фиксацией одной из координат. Положение источника возгорания  $A$  (точка с максимальной концентрацией  $CO$ ) задается неизвестным радиус-вектором  $r_A$ , а положение МГА в начальный момент времени, соответственно, радиус-вектором  $r_B$ . Задача состоит в том, чтобы определить положение точки  $A$  по измеряемым бортовым датчиком значениям концентрации  $CO$ , заданному начальному положению МГА, определяемому вектором  $r_B$  при известных координатах препятствий  $C$ , определенных вектором  $r_C$  за минимальное время.

Процесс поиска завершается если МПП оказывается в точке  $A_1$ , определяемой радиус-вектором  $r_{A_1}$ , положение которой, определяется радиус-вектором  $r_{A_1} = r_A + r_{eA}$ . На рис. 2.6 представлена схема движения МПП к источнику загрязнений.



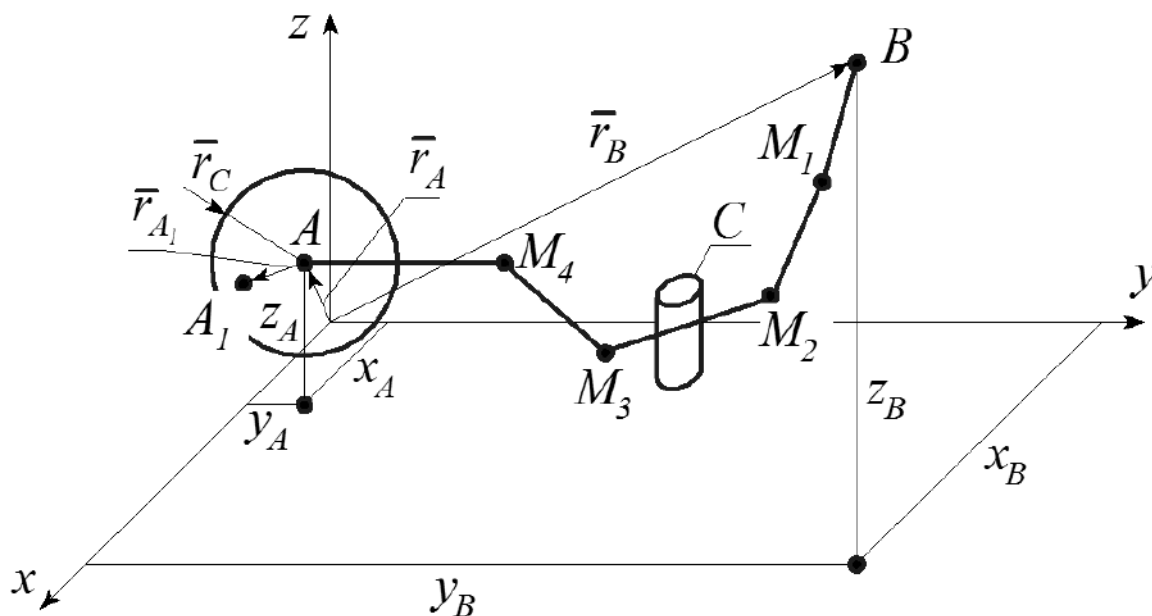


Рисунок 13. Схема движения МПП к источнику возгорания.  
 $A$  – источник возгорания;  $B$  – начальное положение МПП;  
 $C$  – препятствие.  $M_i$  – промежуточное положение МПП

Модуль радиус-вектора  $r_{eA}$  определяет допустимую абсолютную погрешность, возникающую при определении положения точки  $A$  в пространстве.

### 2.3. Моделирование движения мобильной приборной платформы к источнику токсичных газов

Создание математического аппарата для моделирования движения МПП, функционирующего в системе экологического мониторинга, основано на принципе декомпозиции исходной системы на ряд подсистем, которые рассматриваются как некоторая, существенно упрощенная электромеханическая система, отражающая основные свойства рассматриваемого объекта.

В частности, изучение характера движения мобильной платформы позволяет сделать важный вывод о том, что в качестве упрощенной системы, адекватно моделирующей движение летающего робота, можно рассматривать систему нескольких твердых тел, связанных между собой шарнирами и электроприводами [10]. Подавая управ-

ляющие напряжения на электроприводы, можно изменять относительные углы, определяющие положение звеньев, друг относительно друга, на заданные значения.

В результате движения звеньев возникают силы, вызванные взаимодействием звена с окружающей средой. Для летательных аппаратов этой средой является воздух. Возникающие при этом силы, можно назвать аэродинамическими. Очевидно, что на величину и направление этих сил будут влиять форма звеньев и характер их движения, определяемый системой управления. Поэтому, для определения этих сил будут использованы не только теоретические подходы, но экспериментальные данные, позволяющие произвести проверку достоверности теоретических предпосылок, но и определение коэффициентов, применяемых в математических моделях.

Выбрав в качестве упрощенного образа реального объекта многозвенный механизм, появляется возможность относительно простыми средствами получить систему дифференциальных уравнений, описывающих основные закономерности пространственного движения реального мобильного летающего робота [5].

Будем рассматривать мобильную платформу с газовым анализатором в виде управляемой электромеханической системы, состоящей из трех основных звеньев: двух симметричных крыльев, корпуса. На корпусе также установлены рули высоты и направления, однако, их масса несоизмеримо меньше основных звеньев.

Для обеспечения маневренности данного аппарата необходимо правильно разработать конструкцию основных элементов этого устройства и, в первую очередь, крыльев. Остановимся подробнее на конструкции крыльев. Крылья представляют собой недеформируемые пластины, установленные с помощью цилиндрических шарниров на корпусе и имеющие возможность поворачиваться относительно корпуса на некоторые углы, что позволяет моделировать сложный характер движения крыльев. В частности, получение траектории типа «восьмерка».

## 2.4. Кинематические связи системы аппарата с машущим крылом

Для получения математической модели, рассмотрим рисунок 14, на котором представлена схема летающей платформы. Аппарат состоит из следующих основных элементов: 1 – основного электропривода, 2 – кривошипно-шатунного механизма, 3 – крыльев, 4 – фюзеляжа (корпуса), 5 – хвостового оперения, оснащенного рулями высоты и направления, 6 – двух приводов рулей высоты и направления и сенсора СГ-2140-А1.

Центр масс корпуса движется в пространстве со скоростью  $v_{c2}$ , а корпус вращается вокруг центра масс с угловой скоростью  $\bar{\omega}$  МГА движется в пространстве под действием распределенных сил, возникающих в результате взаимодействия элементов системы с окружающей средой  $F_i$ , приведенных к силе тяги  $T$  и подъемной силе  $Q$ , силы, возникающей в результате взаимодействия хвостового оперения и набегающего потока воздуха  $R_2$  и сил веса  $m_i g$ . Поворот пластины крыльев происходит на угол  $\varphi_{12} = \varphi_{32}$  и угол  $\alpha_1$ .

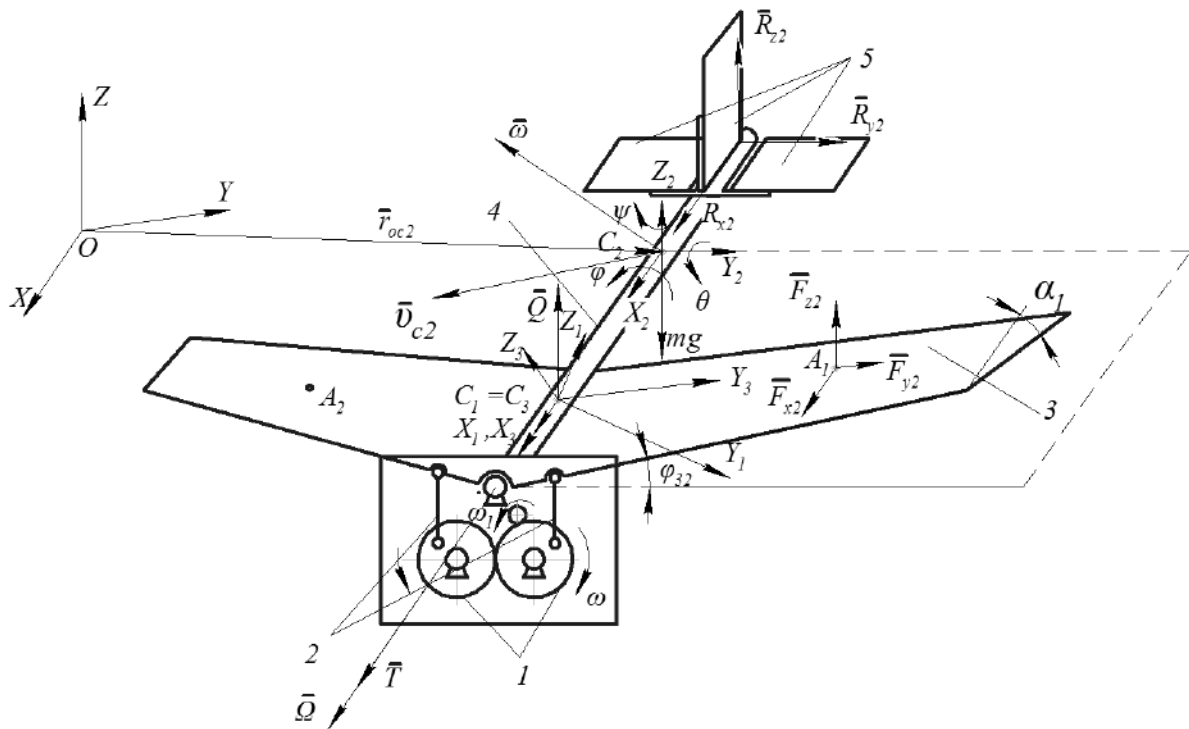


Рисунок 14. Расчетная схема трехзвенного робота-инсектоптера

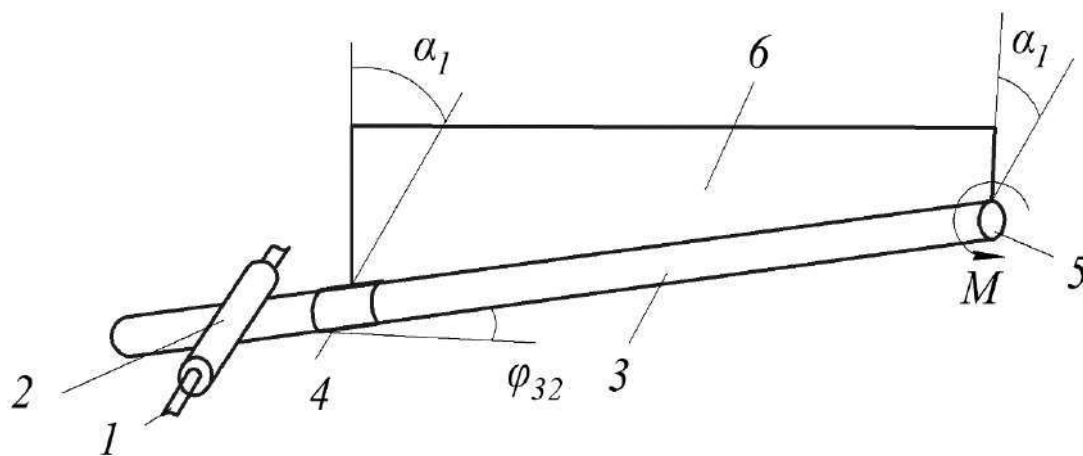


Рисунок 15. Схема крепления крыла инсектокоптера на корпусе.  
 1 – корпус; 2 – шарнир; 3 – стержень крыла; 4, 5 – шарниры;  
 6 – пластина

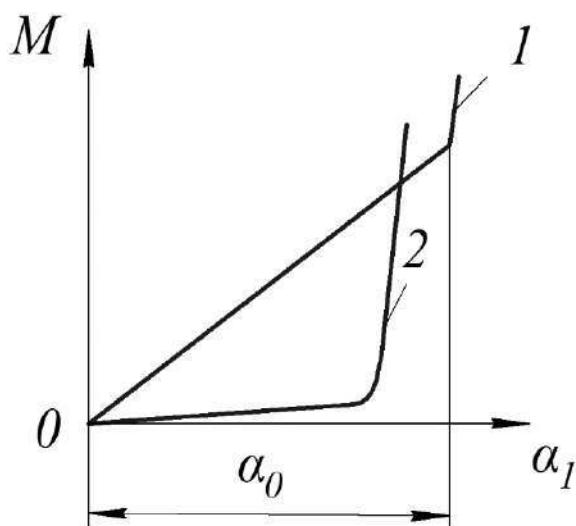


Рисунок 16. Зависимость момента, действующего на пластину крыла со стороны шарниров при повороте на угол.  
 1 – кусочно-линейная зависимость; 2 – нелинейная зависимость;  
 $\alpha_{12}$  – предельный угол поворота;  $\alpha_0$  – угол, определяющий положение нейтральной линии крыла относительно корпуса робота

Возможны два варианта установки пластины на стрингере. В первом случае поворот пластины крыла на угол  $\alpha_1$  относительно продольной оси происходит в результате действия воздуха при этом относительно продольной оси (стрингера) возникает момент  $M$ , харак-

тер изменения которого зависит от вида шарниров и способа крепления пластины на направляющем стержне крыла. Если пластина установлена на шарнире с упругим элементом, то график зависимости момента от угла имеет вид диаграммы 1, а если упругий элемент отсутствует, то диаграмма имеет вид 2 (см. рис. 16). Величина предельного угла отклонения плоскости крыла  $\alpha_0$  определяется конструкцией шарниров, на которых устанавливается крыло и является параметром, влияющим на характер движения робота.

Во втором случае, поворот крыла относительно продольной оси происходит под действием специального электропривода в соответствии с принятым алгоритмом управления. Такой подход позволяет расширить функциональные возможности крыла, однако усложняет работу системы автоматического управления и увеличивает вес крыла.

Далее принято, что крыло поворачивается относительно продольной оси в зависимости от направления движения крыла только под действием сил, связанных со взаимодействием крыла с воздушным потоком.

Схема расположения рулей высоты и направления показаны на рис. 15.

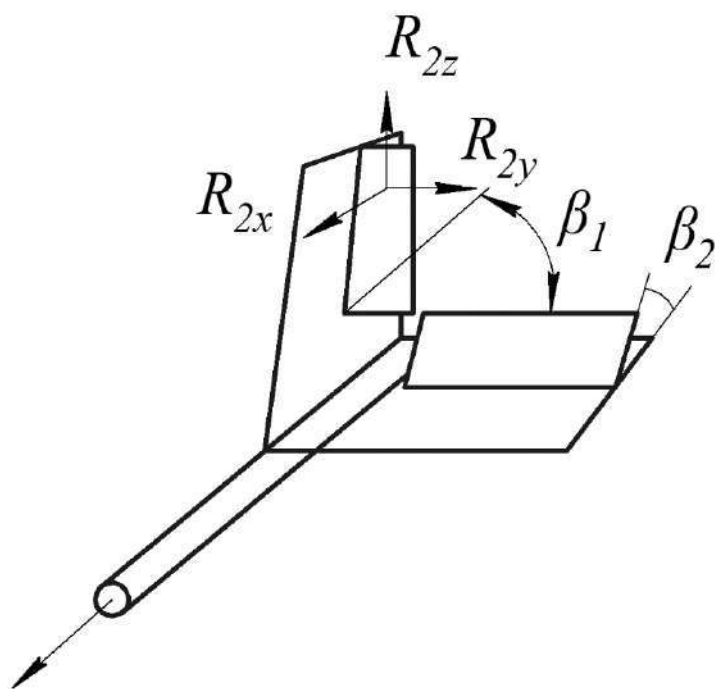


Рисунок 17. Схема управляющих сил, возникающих в хвостовом оперении

Управляющие силы, возникающие в результате поворота рулей определим следующим образом. Углы поворота рулей направления и высоты обозначим  $\beta_1$  и  $\beta_2$  соответственно. Изменяя углы  $\beta_1$  и  $\beta_2$  по заданному закону, а также частоту колебаний крыльев  $\omega$  можно управлять движением робота по заданной пространственной траектории.

Принцип формирования подъемной силы работы машущим крылом показан на схеме, приведенной на рис. 18.

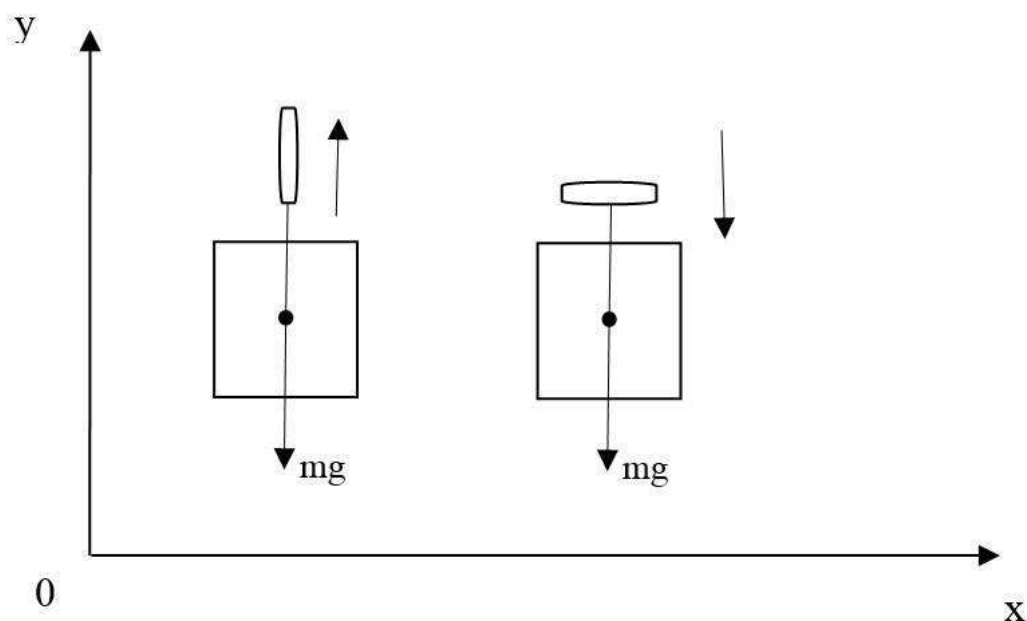


Рисунок 18. Схема работы машущего крыла

При движении крыла относительно корпуса вверх плоскость крыла поворачивается и становится практически вертикальной, возникающая сила сопротивления, как известно, определяется величиной площади миделева сечения и равна минимальному значению. При движении крыла вниз плоскость крыла поворачивается и становится горизонтальной, что приводит к резкому увеличению силы сопротивления. Рассмотрим подробнее как реализуется движение плоскости крыла робота.

На рис. 19 представлена схема сил  $F$ , возникающих при взаимодействии крыла с воздухом при движении крыльев вверх и вниз. Здесь приняты следующие обозначения  $v_r$ ,  $v_e$  относительная и переносная скорости,  $F$  – сила взаимодействия крыла с воздухом.  $\alpha_0$  и  $\alpha_1$  –

углы установки крыла. Угол  $\alpha_0$  определяет положение нейтральной линии крыла относительно корпуса робота; угол  $\alpha_1$  определяет поворот пластины крыла относительно продольной оси вращения.

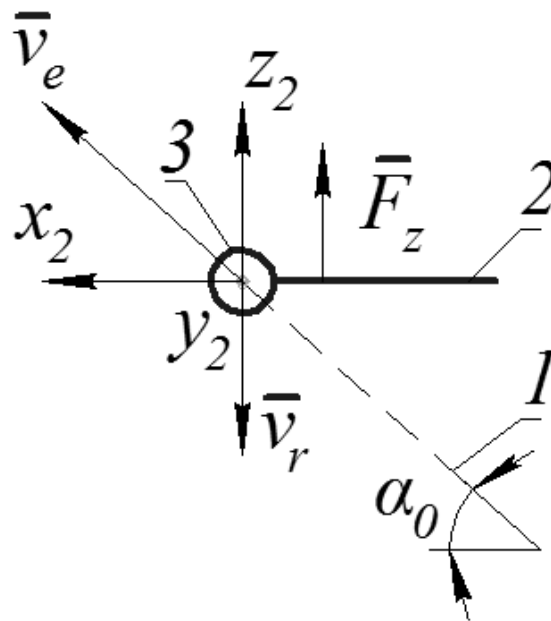


Рисунок 19. Схема расположения крыла робота при относительном движении крыла вниз (сила  $F$ , возникающая при взаимодействии крыла и воздуха)

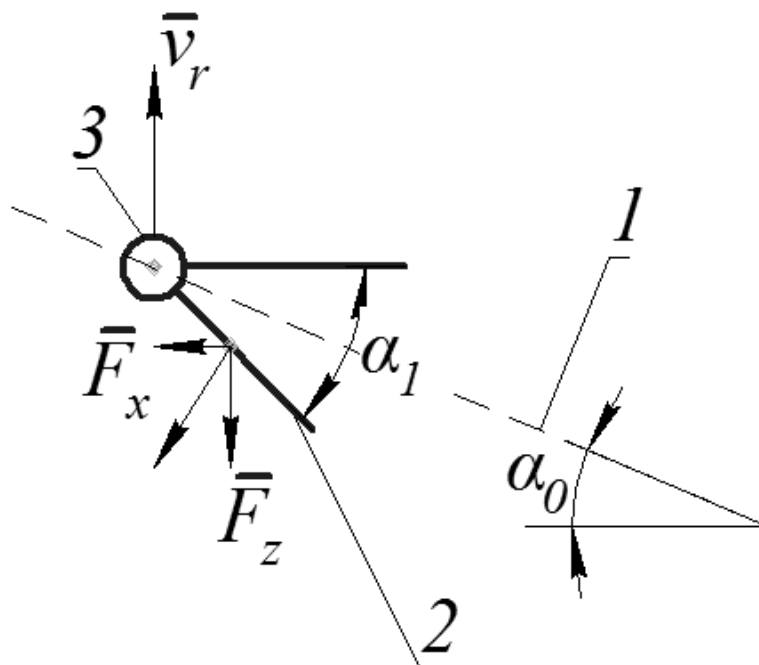


Рисунок 20. Схема расположения крыла робота при относительном движении крыла вверх (сила  $F$ , возникающая при взаимодействии крыла и воздуха)

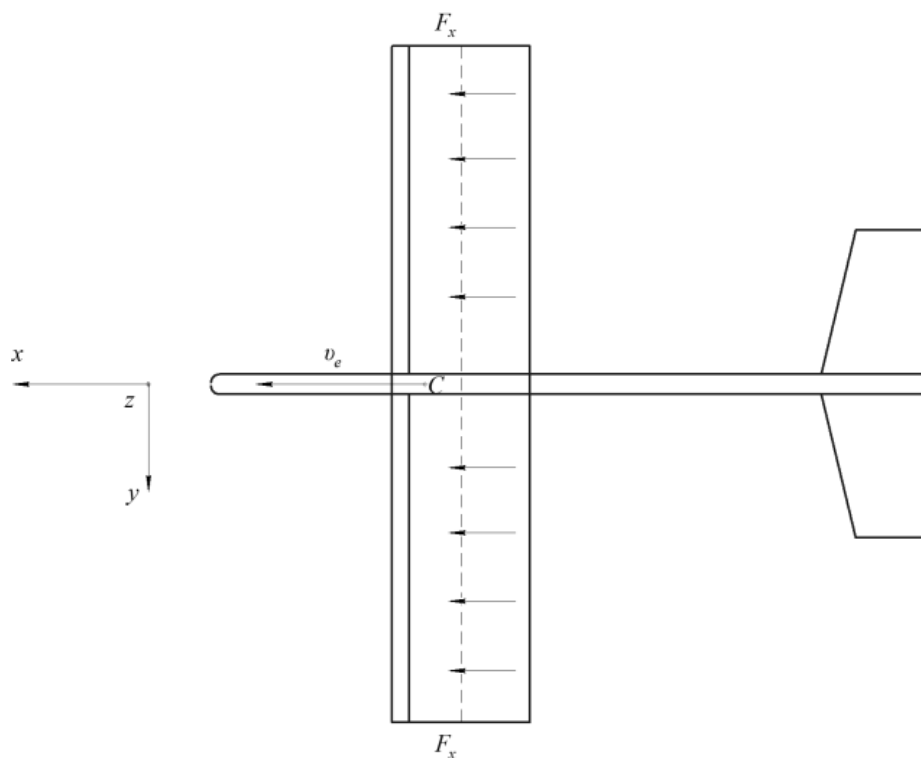


Рисунок 21. Схема сил тяги  $F_x$ , действующих на робота со стороны воздуха в проекции на горизонтальную плоскость

Движение МПП происходит в абсолютной системе координат  $OXYZ$ . С корпусом робота связана относительная, подвижная система координат  $C_2X_2Y_2Z_2$ , начало которой совпадает с центром тяжести корпуса  $C_2$ , Ось  $C_2X_2$  такой системы координат направлена параллельно продольной оси корпуса, ось  $C_2Y_2$ , направлена перпендикулярно плоскости  $C_2X_2Z_2$ , а ось  $C_2Z_2$  – перпендикулярно плоскости  $C_2X_2Y_2$ . Плоскость  $C_2X_2Z_2$  является плоскостью симметрии робота.

Для описания движения крыла положим, что со звеньями 1,3 связаны системы координат  $C_iX_iY_iZ_i$  ( $i=1,3$ ), где  $C_i$  центр масс звеньев. Оси  $C_iX_i$  совпадают с осями поперечного вращения и  $C_2X_2$ , а оси  $C_iY_i$  совпадают с кромкой крыла и принадлежат плоскостям крыльев и совпадают с продольной осью вращения крыла.

Таким образом, эти системы координат вращаются относительно корпуса вместе с крыльями по двум угловым координатам, определяемым углами  $\alpha_1$  относительно осей  $C_iY_i$  и относительно осей  $C_iX_i$  углами:



$$\varphi_{12} = \pi - \varphi_{32} \quad (1)$$

которые изменяются во времени по заданному закону, определяемому конструкцией кривошипно-коромыслового механизма.

Будем считать, что расстояние между точками  $C_i$  и  $C_2$  вдоль оси  $C_2X_2$  равно  $a$ , вдоль оси  $C_2Z_2$  -  $b$ , а вдоль оси  $C_2Y_2$  - соответственно равно нулю.

Условимся здесь и далее обозначать символами  $^{(0)}$  и  $^{(i)}$  векторы, определённые в системах координат  $OXYZ$  и  $C_iX_iY_iZ_i$ , соответственно.

В системе координат  $^{(2)}$  положение центров масс  $C_i$  определяется радиус вектором:

$$R_{C_2C_i} = (a, 0, b)^T \quad (2)$$

При всех изменениях положения МПП относительно абсолютной системы координат  $OXYZ$ , как линейных, так и угловых, связанные системы координат перемещаются вместе с ним [22, 33].

Положение центра масс корпуса (звено 2) в пространстве относительно неподвижной системы координат однозначно определяется радиус-вектором:

$$R_{C_2} = (X, Y, Z)^T \quad (3)$$

Рассмотрим поворот, связанной с корпусом 2-й координатной системы  $C_2X_2Y_2Z_2$ , относительно неподвижной системы координат  $OXYZ$ .

Для ориентации осей  $C_2X_2Y_2Z_2$  относительно осей  $OXYZ$ , вместо классических углов Эйлера, введем самолетные углы следующим образом [71].

Поворот системы координат  $C_2X_2Y_2Z_2$ , относительно оси  $OY$  неподвижной системы координат определяется углом тангажа  $\theta$ , относительно оси  $OX$  - углом крена  $\varphi$ , относительно оси  $OZ$  - углом рыскания  $\psi$ .

Угол рыскания указывает отклонение от горизонтальной плоскости продольной оси тела от некоторого выбранного направления, угол тангажа характеризует подъем продольной оси над плоскостью горизонта, а угол крена равен углу поворота тела вокруг продольной оси.

Эти углы соответствуют следующим матрицам поворотов (рис. 22):

1. Поворот на угол  $\Psi$  относительно вертикальной оси  $CZ$  (поворот определяется матрицей  $R(Z, \Psi)$ ).

2. Поворот на угол  $\theta$  вокруг продольной оси  $OY'$  (поворот определяется матрицей  $R(Y', \theta)$ ).

3. Поворот на угол  $\varphi$  относительно  $OX_2$  (поворот определяется матрицей  $R(X_2, \varphi)$ ).

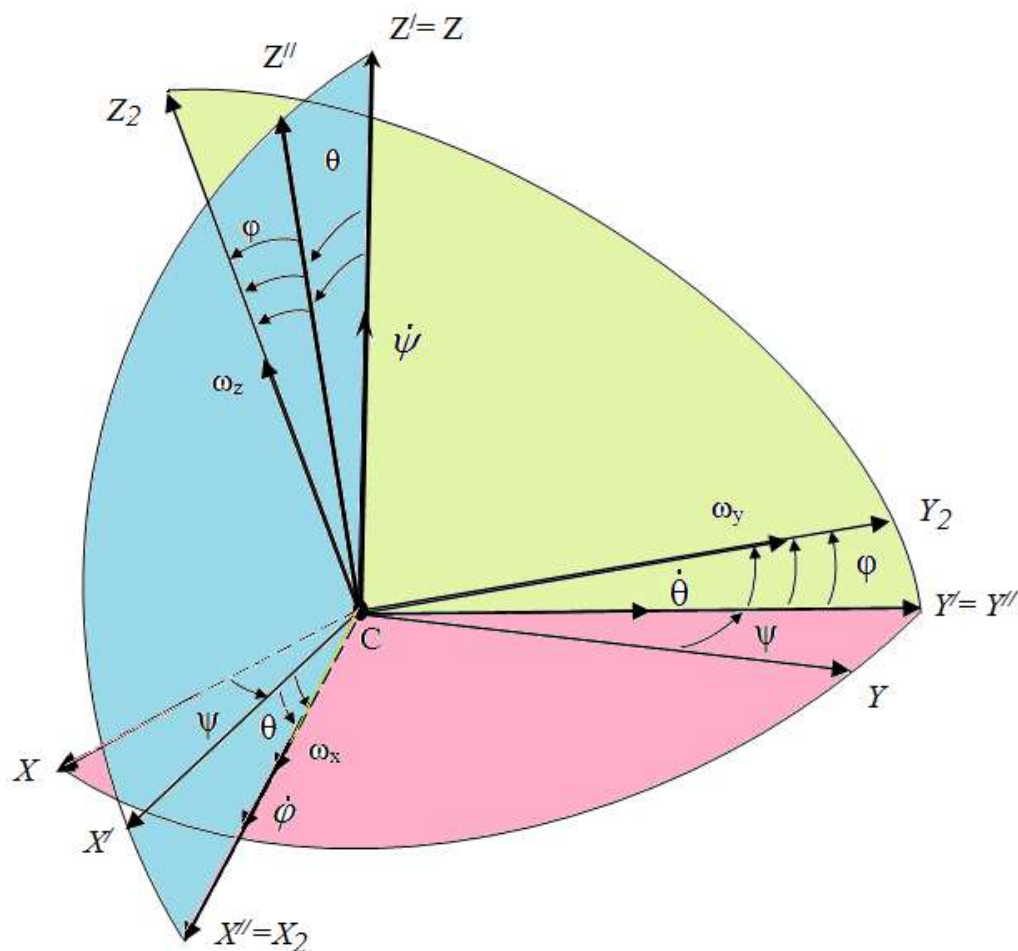


Рисунок 22. Схема поворота системы координат

Результирующая матрица поворота системы координат  $C_{X_1 Y_1 Z_1}$  относительно  $OXYZ$  получается путем перемножения трёх основных матриц вращения и имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 T_{20} &= R(\psi, \theta, \varphi) = R(Z, \psi) R(Y', \varphi) R(X_2, \theta) = \\
 &= \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \varphi \sin \theta - \cos \varphi \sin \psi & \sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi \sin \theta \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \sin \theta & \cos \varphi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin \varphi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{4}$$

Применяя полученную матрицу, можно определить проекции любого вектора как во второй, так и в нулевой системах координат.

Представим вектор угловой скорости корпуса в виде проекций на вторую систему координат:

$$\vec{\omega}_{C_2}^{(2)} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi \end{bmatrix} \tag{5}$$

Далее будем рассматривать случай, когда угловые скорости кривошипов, определяющие угловую скорость вращения крыльев одинаковы. Для этого конструкция привода оснащена зубчатым синхронизатором, общий вид которого, приведен на рис. 23.

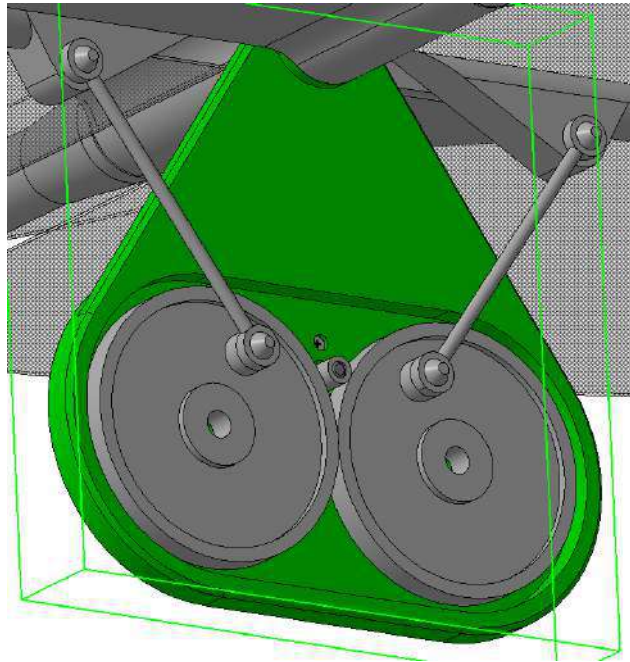


Рисунок 23. Схема привода крыльев, выполненная на основе двух синхронных кривошипно-коромысловых механизмов

Внешние звенья, моделирующие работу крыльев вращаются относительно корпуса с одинаковыми угловыми скоростями относительно оси  $C_2X_2$ , а относительно осей  $C_iY_i$  с угловыми скоростями  $\dot{\alpha}_1$ . Однако направления вращения будут различными.

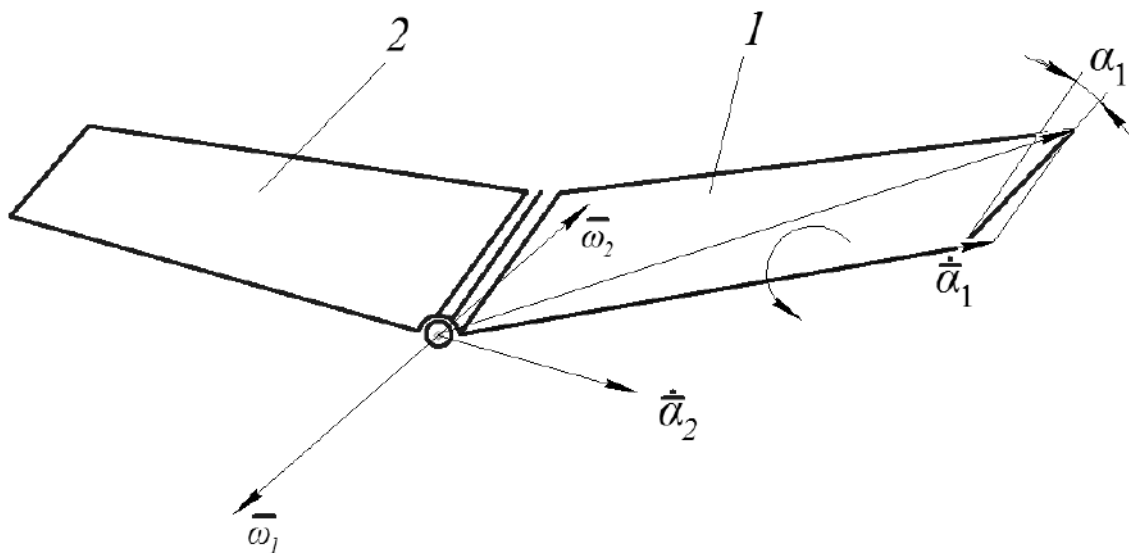


Рисунок 24. Схема расположения 1 и 3 элементов крыльев в моменты времени при движении вниз при этом пластина крыла поворачивается на угол  $\alpha_1$

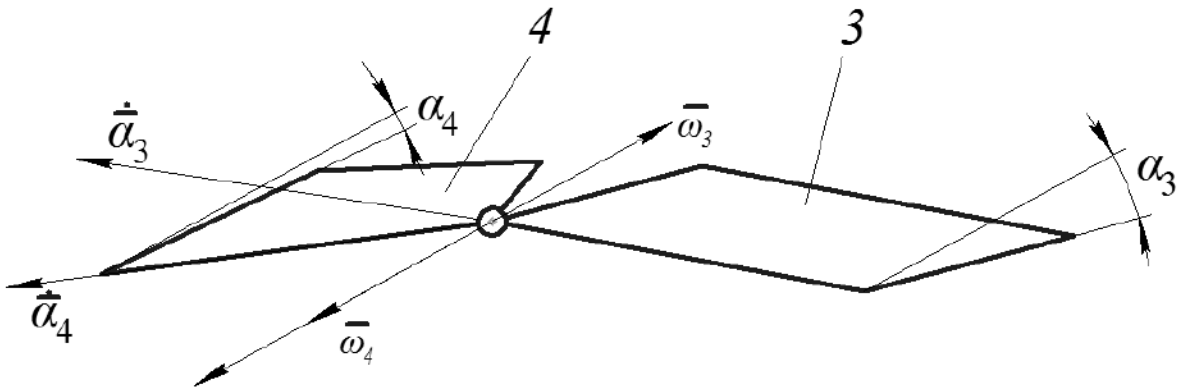


Рисунок 25. Схема расположения 1 и 3 элементов крыльев при движении вверх

Для удобства, будем рассматривать крылья как два независимых твердых тела, вращение которых определяется относительными угловыми скоростями  $\dot{\alpha}_i$  и  $\bar{\omega}_i$ ,  $i = 1, 2, 3, 4$ . Эти скорости равны по модулю, но противоположны по знакам.

Будем считать, что:

$$\alpha_i = \alpha_i^0 - \alpha_i^0 \cos \omega t; \quad (6)$$

$$\alpha_i = -\alpha_i^0 - \alpha_i^0 \cos \omega t$$

$$\varphi_{32} = \varphi_{32}^0 \cdot \sin \omega t; \quad (7)$$

$$\varphi_{12} = -\varphi_{12}^0 \cdot \sin \omega t$$

$$\alpha_1 = \alpha_1^0 - \alpha_1^0 \cos \omega t; \quad (8)$$

$$\alpha_3 = -\alpha_3^0 - \alpha_3^0 \cos \omega t$$

На рис. 26 представлены графики, иллюстрирующие изменение этих углов во времени.

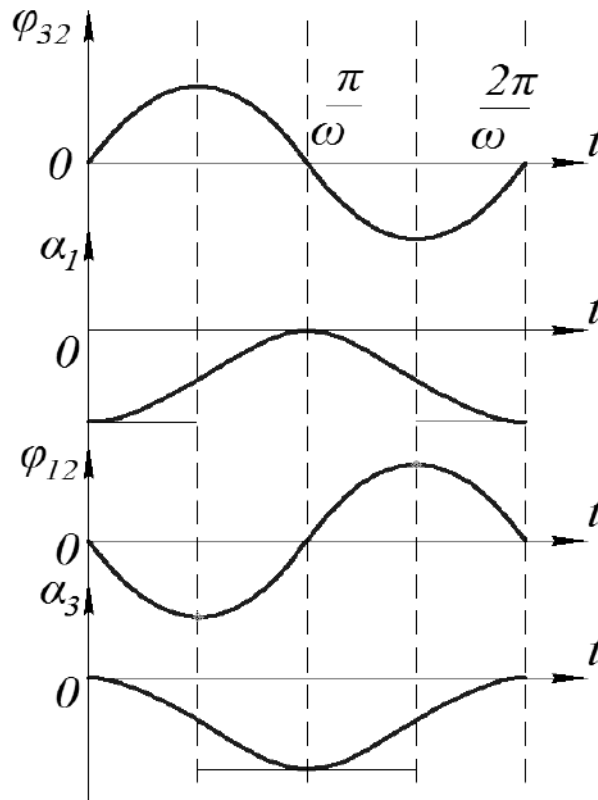


Рисунок 26. Зависимости углов поворота крыльев от времени

Теперь определим векторы угловых скоростей во второй системе координат. Вектор абсолютной угловой скорости  $\overline{\Omega}_t^{(2)}$  крыльев представим в виде векторной суммы:

$$\overline{\Omega}_t^{(2)} = \overline{\omega}_{C_2}^{(2)} + \overline{\omega}_{\alpha_1}^{(2)} + \overline{\omega}_t^{(2)} \quad (9)$$

где:

$$\overline{\omega}_{C_2}^{(2)} = \begin{vmatrix} \omega_{X_2} \\ \omega_{Y_2} \\ \omega_{Z_2} \end{vmatrix} - \text{вектор угловой скорости корпуса, определённый}$$

через проекции на оси системы координат  $C_2X_2Y_2Z_2$ .

Особенностью векторов угловых скоростей является то, что периодически они изменяют направление вращения и соответственно знак угловой скорости.

$$\overline{\omega}_{\alpha_i}^{(i)} = \begin{vmatrix} 0 \\ \pm \omega_{y_i} \\ 0 \end{vmatrix} - \text{вектор угловой скорости крыльев } i=1, 4, \text{ опреде-}$$

лённый через проекции на оси системы координат  $O_i X_i Y_i Z_i$ ,

Знак плюс соответствует отрицательному направлению  $\overline{\omega}_{x_1}^{(i)}$ , а минус – положительному.

$$\overline{\omega}_i^{(i)} = \begin{vmatrix} \pm \omega_{x_i} \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix} - \text{вектор угловой скорости крыла в системе коорди-}$$

нат  $O_i X_i Y_i Z_i$ .

Во второй системе координат, угловая скорость продольного вращения определяется по формуле:

$$\begin{aligned} \omega_{\alpha_1}^{(2)} &= T_{12\alpha} \omega_{\alpha_1}^{(i)}; \\ \omega_{\alpha_3}^{(2)} &= T_{12\alpha} \omega_{\alpha_3}^{(i)} \end{aligned} \quad (10)$$

а угловая скорость поперечного вращения во второй системе координат имеет вид:

$$\overline{\omega}_i^{(2)} = T_{12\varphi} \omega_i^{(i)} \quad (11)$$

где:

$$\begin{aligned} T_{12\alpha} &= \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & 0 & \sin \alpha_1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_1 & 0 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix}, \\ T_{32\alpha} &= \begin{bmatrix} \cos \alpha_3 & 0 & \sin \alpha_3 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_3 & 0 & \cos \alpha_3 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (12)$$

Матрицы, определяющие векторы в системе координат  $C_2X_2Y_2Z_2$  с учетом двух вращений имеют вид:

$$T_{12} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & 0 & \sin \alpha_1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_1 & 0 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_{21} & -\sin \varphi_{21} \\ 0 & \sin \varphi_{21} & \cos \varphi_{21} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$T_{32} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_3 & 0 & \sin \alpha_3 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_3 & 0 & \cos \alpha_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_{32} & -\sin \varphi_{32} \\ 0 & \sin \varphi_{32} & \cos \varphi_{32} \end{bmatrix} \quad (14)$$

Теперь, определим радиус – векторы, задающие положение соответствующих точек в пространстве  $OXYZ$ .

Рассмотрев расчетную схему, представленную на рис. 13, запишем равенство:

$$Y_{OC_i}^{(0)} = \bar{Y}_{OC_2}^{(0)} + \bar{Y}_{C_2C_i}^{(0)} \quad (15)$$

$$\bar{Y}_{C_2C_i}^{(0)} = T_{20} + \bar{Y}_{C_2C_i}^{(2)} \quad (16)$$

$$Y_{C_2C_3}^{(2)} = [a, 0, b]^T \quad (17)$$

$$Y_{C_2C_1}^{(2)} = [a, 0, b]^T \quad (18)$$

$a, b$  – геометрические параметры, определяющие положение центров  $C_i$  в системе координат  $C_2X_2Y_2Z_2$ .

Перепишем (15) с учетом (16)-(18) в следующем виде:

$$\begin{aligned} \bar{Y}_{OC_1}^{(0)} &= \bar{Y}_{OC_2}^{(0)} + T_{20}\bar{Y}_{C_2C_1}^{(2)} \\ \bar{Y}_{OC_3}^{(0)} &= Y_{OC_2}^{(0)} + T_{20}\bar{Y}_{C_2C_3}^{(2)} \end{aligned} \quad (19)$$



Для определения скоростей точек  $C_i$  продифференцируем выражения (8) по времени. Определим скорости движения центров масс крыльев:

$$\begin{aligned}\bar{v}_{C_1} &= \bar{v}_{C_2} + \dot{T}_{20}Y_{C_2C_1}^{(1)} \\ \bar{v}_{C_3} &= \bar{v}_{C_2} + \dot{T}_{20}Y_{C_2C_3}^{(3)}\end{aligned}\quad (20)$$

Так как точки  $C_1$  и  $C_3$  совпадают, то скорости этих точек равны.

Обозначим точки приложения аэродинамических сил  $A_i$ , и определим координаты и скорости этих точек в неподвижной системе координат:

$$Y_{OA_1}^{(0)} = \bar{Y}_{OC_2}^{(0)} + T_{20}Y_{C_2A_1}^{(2)}\quad (21)$$

$$Y_{C_2A_1}^{(0)} = \bar{Y}_{C_2C_1}^{(0)} + T_{12}Y_{C_1A_1}^{(1)}\quad (22)$$

$$Y_{C_2A_3}^{(0)} = \bar{Y}_{C_2C_1}^{(0)} + T_{12}Y_{C_1A_3}^{(3)}\quad (23)$$

или с учетом (12), (13) получим:

$$Y_{OA_1}^{(0)} = \bar{Y}_{OC_2}^{(0)} + T_{20}(Y_{C_2C_1}^{(2)} + T_{12}Y_{C_2A_1}^{(1)})\quad (24)$$

$$Y_{OA_3}^{(0)} = \bar{Y}_{OC_2}^{(0)} + T_{20}(Y_{C_2C_1}^{(2)} + T_{12}Y_{C_1A_3}^{(3)})\quad (25)$$

в общем виде:

$$Y_{OA_i}^{(0)} = \bar{Y}_{OC_2}^{(0)} + T_{20}(Y_{C_2C_1}^{(2)} + T_{12}Y_{C_1A_i}^{(1)})\quad (26)$$

Определим скорости этих точек, продифференцировав по времени соответствующие векторные равенства:

$$\bar{v}_{A_i} = \frac{\bar{Y}_{OA_i}^{(0)}}{dt} + \frac{\bar{Y}_{OC_i}^{(0)}}{dt} + \frac{\bar{Y}_{CA_i}^{(0)}}{dt} \quad (27)$$

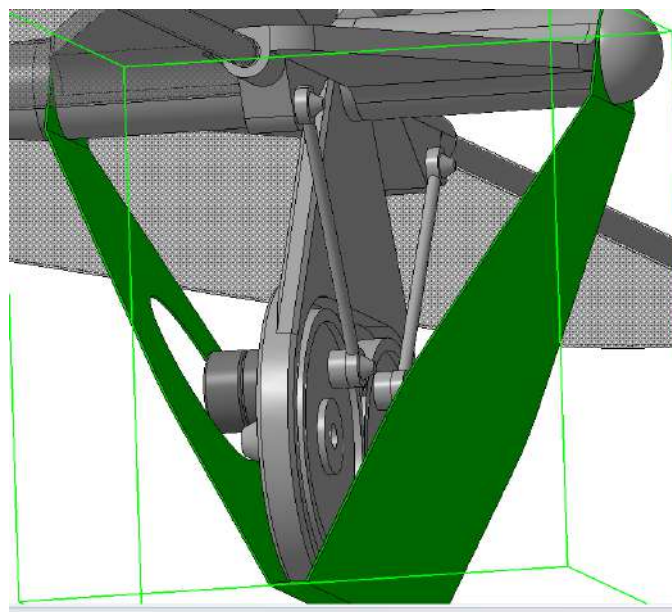
С учетом равенства (2.6) получим:

$$\bar{v}_i = \bar{v}_{C_2} + \dot{T}_{20} \left( \bar{Y}_{C_2C_i}^{(2)} + T_{12} \bar{Y}_{C_1A_i}^{(i)} \right) + \dot{T}_{12} Y_{C_1A_1} \quad (28)$$

Таким образом, определены формулы для определения положения центров масс крыльев и корпуса робота, а также точки приложения приведенных сил вызванных взаимодействием крыльев робота с воздушным потоком. Положение корпуса в пространстве задается шестью параметрами ( $X, Y, Z, \Psi, \varphi, \theta$ ), а соответственно, внешних звеньев относительно корпуса, тремя параметрами (углами  $\alpha_1$  и  $\varphi_{12}=\varphi_{32}$ ).

## 2.5. Математическое моделирование связей в системе: силовой каркас – движители – электропривод

Далее рассмотрим уравнения, описывающие динамические процессы, протекающие в системе: силовой каркас - движители - электропривод. Общий вид электропривода показан на рис. 27.



### Рисунок 27. Общий вид электропривода крыльев

Определим соотношения между угловой скоростью кривошипа и угловой скоростью крыльев. Для этого необходимо рассмотреть кинематику кривошипно-коромыслового механизма схема которого показана на рис. 28.

Здесь приняты новые обозначения и размеры, которые были использованы только в этом параграфе.

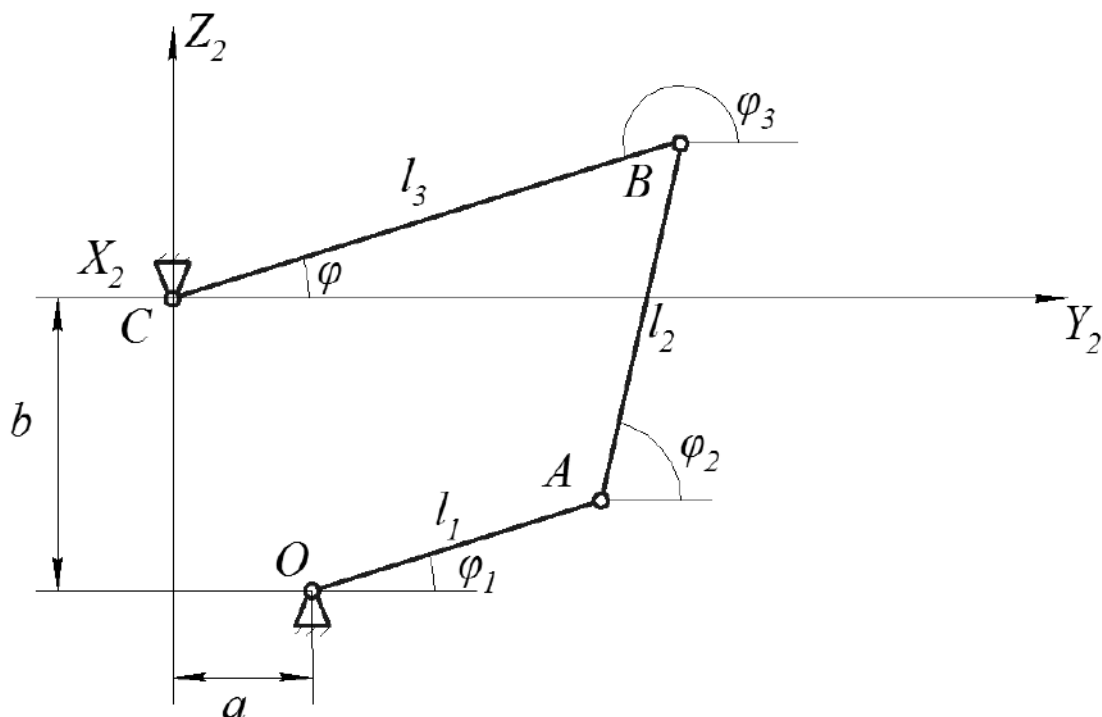


Рисунок 28. Схема кривошипно-коромыслового механизма

На рис. 28  $l_1, l_2, l_3$  – длины звеньев,  $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$  – обобщенные координаты, угол  $\varphi$  связан с углом  $\varphi_3$  соотношением:

$$\varphi = \varphi_3 - \pi \quad (29)$$

Определим вектор  $\vec{Y}_{Oc}$ :

$$\vec{Y}_{Oc} = \begin{bmatrix} a \\ -b \end{bmatrix} \quad (30)$$

Введем векторы  $l_i$ , совпадающие с соответствующими звеньями механизма:

$$\bar{l}_i = \begin{bmatrix} l_i \cdot \cos \varphi_i \\ l_i \cdot \sin \varphi_i \end{bmatrix} \quad (31)$$

Далее, определим расстояние между точками  $C$  и  $A$ .

$$Y_{CA} = C = \sqrt{(a + l_1 \cdot \cos \varphi_1)^2 + (-b + l_1 \cdot \sin \varphi_1)^2} \quad (32)$$

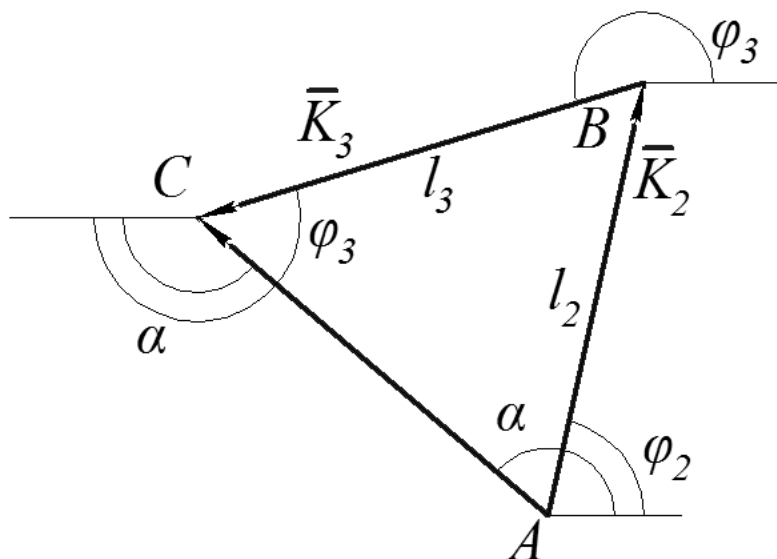


Рисунок 29. Геометрическая интерпретация уравнения (32)

Из уравнения (29) найдем  $\varphi_2$ , используя теорему косинусов:

$$l_3^2 = l_2^2 + c^2 - 2l_2c \cos(\alpha - \varphi_2) \quad (33)$$

$$\varphi_2 = \arccos \frac{l_2^2 + c^2 - l_3^2}{2l_2c} + \alpha \quad (34)$$

Аналогично найдем  $\varphi_3$ :

$$l_2^3 = c^2 + l_3^2 - 2l_3c \cos(\varphi_2 - \alpha) \quad (35)$$

$$\varphi = \pm \arccos \left( \frac{c^2 + l_3^2 - l_2^2}{2l_3c} \right) + \alpha \quad (36)$$

Или с учетом (1) угол поворота крыла:

$$\varphi = \arccos \left( \frac{c^2 + l_3^2 - l_2^2}{2l_3c} \right) + \alpha - \pi \quad (37)$$

где:

$$\alpha = \arctan \left( \frac{b - l_1 \cdot \sin \varphi_1}{a - l_1 \cdot \cos \varphi_1} \right) \quad (38)$$

Найдем производную от выражения для  $\varphi_3$ , которая равна угловой скорости вращения крыла:

$$\dot{\varphi}_3 = \frac{\dot{c}}{\sqrt{1 - \left( \frac{c^2 + l_3^2 - l_2^2}{2l_3c} \right)^2}} \frac{c^2 - l_3^2 + l_2^2}{2l_3c^2} + \dot{\alpha} \quad (39)$$

где:

$$\dot{c} = l_1 \dot{\varphi}_1 \frac{(a - l_1 \cdot \cos \varphi_1) \sin \varphi_1 - (b - l_1 \cdot \sin \varphi_1) \cos \varphi_1}{c} \quad (40)$$

$$\dot{\alpha} = \dot{\varphi}_1 \frac{l_1^2 - l_1(a \cos \varphi_1 + b \sin \varphi_1)}{a + b - l_1(\cos \varphi_1 + \sin \varphi_1)} \quad (41)$$

Полученные выражения позволяют определить угол поворота крыльев и угловую скорость в зависимости от угла поворота кривошипа и его угловой скорости. Далее построены зависимости угла поворота крыла для различных значений кривошипа.

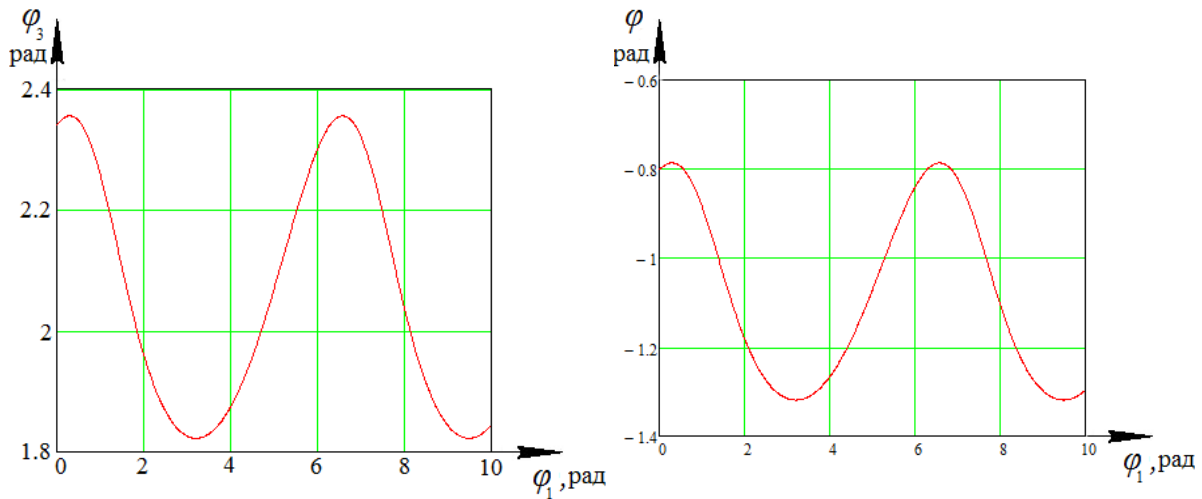


Рисунок 30. Зависимость угла  $\varphi_3$  от  $\varphi_1$  (слева) и  $\varphi$  от  $\varphi_1$  (справа)

Полученная зависимость является периодической с периодом  $2\pi$ . Разложим функцию (41) в ряд Фурье:

$$\varphi_3(\varphi_1) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} [a_n \cos(n \cdot \varphi_1) + b_n \sin(n \cdot \varphi_1)] \quad (42)$$

где  $a_0$ ,  $a_n$ ,  $b_n$  – коэффициенты ряда Фурье. Для их вычисления можно воспользоваться следующими формулами:

$$a_0 = \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} \varphi_3(\varphi_1) d\varphi_1 \quad (43)$$

$$a_n = \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} \varphi_3(\varphi_1) \cos(n \cdot \varphi_1) d\varphi_1 \quad (44)$$

$$b_n = \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} \varphi_3(\varphi_1) \sin(n \cdot \varphi_1) d\varphi_1 \quad (45)$$

Вычислим коэффициент  $a_0$  и следующие три пары коэффициентов ряда. Результат приведен в таблице 1. При вычислении коэффициентов ряда использовались следующие значения параметров механизма:  $l_1=5 \cdot 10^{-3}$  м,  $l_2=15 \cdot 10^{-3}$  м,  $l_3=20 \cdot 10^{-3}$  м,  $a=5 \cdot 10^{-3}$  м,  $b=20 \cdot 10^{-3}$  м.

Таблица 2.

Коэффициенты ряда Фурье функции (10)

$n$	$a_n$	$b_n$
0	4.125	-
1	0.261	0.045
2	0.019	0.023
3	-0.0027	0.004

Используя вычисленные коэффициенты ряда, получим аппроксимацию исходной функции частичной суммой тригонометрического ряда:

$$\varphi_3^*(\varphi_1) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^3 [a_n \cos(n \cdot \varphi_1) + b_n \sin(n \cdot \varphi_1)] \quad (46)$$

На рисунке 31 приведены зависимости  $\varphi_3(\varphi_1)$  и  $\varphi_3^*(\varphi_1)$ . На рисунке 30 показана разность между исходной функцией и её аппроксимацией.

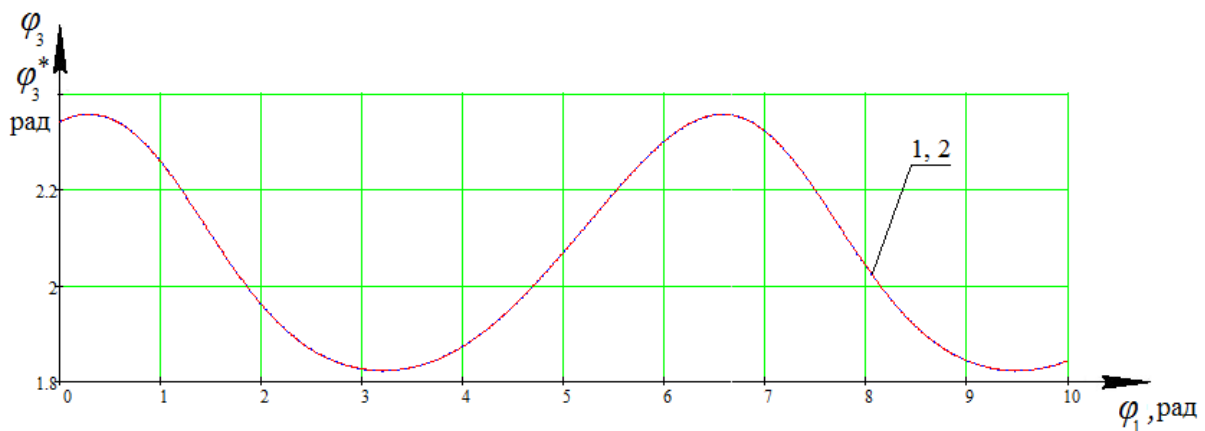


Рисунок 31. Зависимость угла  $\varphi_3$  от  $\varphi_1$ , точное выражение и аппроксимация, 1 -  $\varphi_3(\varphi_1)$ , 2 -  $\varphi_3^*(\varphi_1)$

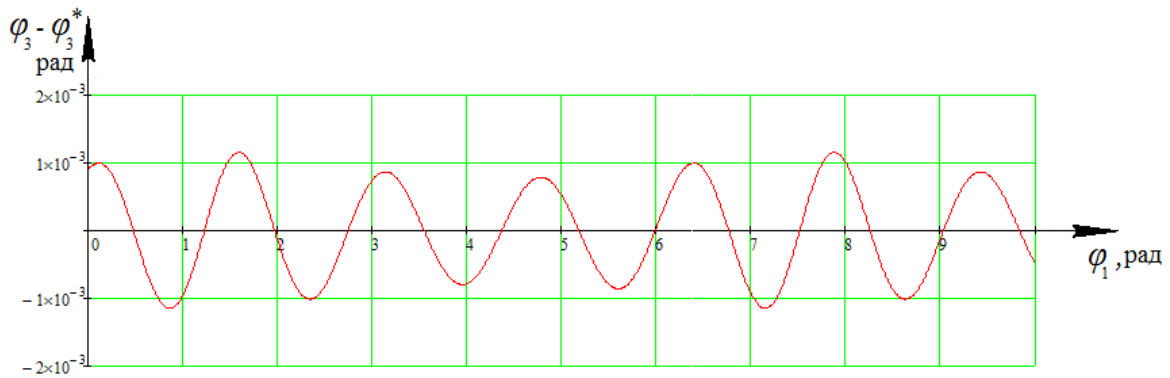


Рисунок 32. Разность между  $\varphi_3(\varphi_1)$  и  $\varphi_3^*(\varphi_1)$

Так как  $\varphi = \varphi_3^* - \pi$ , то аппроксимацию угла  $\varphi$  частичной суммой ряда Фурье найдем, используя полученное выражение для  $\varphi_3^*$ :

$$\varphi^* = \frac{a_0}{2} - \pi + \sum_{n=1}^3 [a_n \cos(n \cdot \varphi_1) + b_n \sin(n \cdot \varphi_1)] \quad (47)$$

Найдем производную функции  $\varphi_3^*(\varphi_1)$ :

$$\frac{d}{dt} \varphi_3^* = \varphi_1 \sum_{n=1}^3 [n b_n \cos(n \cdot \varphi_1) + n a_n \sin(n \cdot \varphi_1)] \quad (48)$$

Подставляя значения коэффициентов ряда получаем:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \varphi_3^* = \varphi_1 (0.045 \cos(\varphi_1) - 0.261 \sin(\varphi_1) + 0.046 \cos(2 \varphi_1) \\ - 0.038 \sin(2 \varphi_1) + 0.0081 \sin(3 \varphi_1)) \end{aligned} \quad (49)$$

Так как  $\varphi_3$  отличается от  $\varphi$  на постоянную величину, то  $\frac{d}{dt} \varphi^* = \frac{d}{dt} \varphi_3^*$ , найдем производную от выражения для  $\varphi_3$ :



$$\dot{\varphi}_3 = \pm \frac{\dot{c}}{\sqrt{1 - \left(\frac{c^2 + l_3^2 - l_2^2}{2l_3c}\right)^2}} \frac{c^2 - l_3^2 + l_2^2}{2l_3c^2} + \dot{\alpha} \quad (50)$$

где:

$$\dot{c} = l_1 \cdot \dot{\varphi}_1 \frac{l_1^2 - l_1(a \cos \varphi_1 + b \sin \varphi_1)}{a + b - l_1(\cos \varphi_1 + \sin \varphi_1)} \quad (51)$$

$$\dot{a} = \dot{\varphi}_1 \frac{l_1^2 - l_1(a \cos \varphi_1 + b \sin \varphi_1)}{a + b - l_1(\cos \varphi_1 + \sin \varphi_1)} \quad (52)$$

Рассмотрим работу основного электропривода, определяющего движение крыльев. В качестве электродвигателя применяется коллекторный малогабаритный двигатель. Система дифференциальных уравнений, описывающая электрические и механические свойства электропривода, имеет вид:

$$\begin{cases} J_1 \cdot \dot{\omega}_1 = M_{эд} - M_C \\ M_{эд} = C_M \cdot i \\ L \frac{di}{dt} + i \cdot R + C_E \cdot \omega_1 = U_1 \end{cases} \quad (53)$$

Здесь приняты следующие обозначения: где  $L$ ,  $R$  – индуктивность и активное сопротивление обмотки ротора;  $U_1$  – управляющее напряжение,  $i$  – ток в обмотке электромагнита,  $C_M, C_E$  – коэффициенты пропорциональности двигателя;  $J_1$  – приведенный осевой момент инерции;  $M_{эд}$  – момент, создаваемый электродвигателем;  $M_C$  – момент внешних нагрузок, относительно оси вращения;  $\omega_1$  – угловая скорость вала электродвигателя. Схема сил, действующих в электроприводе крыльев робота приведена на рисунке 33.

Для моделирования работы электроприводов, определяющих движение рулевых механизмов использован упрощенный подход, что



Передаточное отношение редуктора определим в виде:

$$N = \frac{\omega_l}{\omega} \quad (55)$$

Пусть  $l$  координата некоторой произвольной точки, принадлежащей крылу. Эта координата изменяется в диапазоне:  $0 < l < L$ .

Пусть изменение интенсивности распределенной силы, действующей на крыло со стороны воздуха по длине равно  $p_0$ .

Тогда, в точке с координатой  $l$  на крыло действует сила  $p$ , определяемая по формуле:

$$p = p_0 \cdot l \quad (56)$$

Суммарная сила, действующая на крыло длиной  $L$  будет равна:

$$P = \int_0^L p dl = \int_0^L p_0 \cdot l dl \quad (57)$$

$$P = \frac{P_0 \cdot L^2}{2} \quad (58)$$

На коромысло привода со стороны крыла действует сила  $P_{11}$ , а со стороны кривошипа  $P_1$ . Эти силы равны по величине, но противоположны по направлению.

Разложим эти силы на нормальную  $P_{11}^n$  и тангенциальную  $P_{11}^t$  составляющие. Нормальные силы  $P_{11}^n$  направлены вдоль радиуса, связывающего ось вращения и точку приложения сил  $P_1$ ,  $P_{11}$  соответствующих звеньев, а тангенциальные  $P_{11}^t$ , соответственно по касательной.

Определим силу  $P_{11}^t$  из условия:

$$P \cdot \frac{2}{3} \cdot L = P_{11}^t \cdot l_3 \quad (59)$$

$$P_{11}^{\tau} = \frac{P \cdot \frac{2}{3} \cdot L}{l_3} = \frac{2}{3} \cdot \frac{(p_0 \cdot \frac{L^2}{2}) \cdot L}{l_3} = \frac{4}{3} \cdot \frac{p_0 \cdot L^3}{l_3}$$

Так как:

$$P_{11} = \frac{P_{11}^{\tau}}{\sin \gamma} \tag{60}$$

$$P_{11} = \frac{4 p_0 \cdot L^3}{3 \cdot l_3 \cdot \sin(\varphi_2 - \varphi_{12})}$$

где  $\gamma = \varphi_2 - \varphi_{12}$

Определим момент сопротивления действующий со стороны крыла на привод:

$$M_c = \frac{1}{N} \cdot P_1^{\tau} \cdot l_1 = \frac{1}{N} \cdot P_1 \cdot l_1 \cdot \cos \varphi = P_1 \cdot l_1 \cdot \cos \omega \cdot t \tag{61}$$

$$M_c = \frac{4}{3} \cdot \frac{p_0 \cdot L^3 \cdot l_1 \cdot \cos \omega t}{l_3 \cdot \sin(\varphi_2 - \varphi_{12}) \cdot N}$$

## 2.6. Математическая модель движения мобильной приборной платформы

Любое движение твердого тела можно рассматривать как совокупность поступательного движения, определяемого движением произвольной точки тела (полюса), и движением тела вокруг этой точки как неподвижной. Из общих теорем динамики механической системы следует, что за полюс удобно взять центр масс, поскольку в этом случае движение определяется наиболее просто. Действительно, согласно теореме о движении центра масс, последний (центр масс) движется как материальная точка, к которой приложены все внешние силы системы, а теоремы об изменении кинетического момента для движения относительно центра масс формулируется точно так же, как и для движения вокруг неподвижной точки.

Дополнительно к системе кинематических уравнений необходимо получить еще шесть дифференциальных уравнений, описывающих движение корпуса и два дифференциальных уравнения, описывающих движение внешних звеньев рассматриваемой системы.

### ***2.6.1. Определение кинематических и динамических характеристик мобильной приборной платформы***

Для получения математической модели рассмотрим рис. 34, на котором представлена расчетная схема МПП. Движение такого объекта происходит в абсолютной системе координат  $OXYZ$ . С корпусом (второе звено трехзвенника) связана относительная, подвижная система координат  $C_2X_2Y_2Z_2$ , начало которой совпадает с центром тяжести корпуса  $C_2$ , ось  $C_2X_2$  такой системы координат направлена параллельно продольной оси корпуса, ось  $C_2Y_2$ , направлена перпендикулярно плоскости  $C_2X_2Z_2$ , а ось  $C_2Z_2$  – перпендикулярно плоскости  $C_2X_2Y_2$ . Плоскость  $C_2X_2Z_2$  является плоскостью симметрии корпуса.

Со звеньями 1, 3 связаны системы координат  $O_iX_iY_iZ_i$  ( $i=1,3$ ), причем оси  $O_iX_i$  совпадают с осями вращения внешних звеньев, а оси  $O_iY_i$  принадлежат плоскости крыльев и проходят через точки  $C_i$ .

При всех изменениях положения МГА относительно абсолютной системы координат  $OXYZ$ , как линейных, так и угловых, связанные системы координат перемещаются вместе с ним.

Положение центра масс корпуса (звено 2) транспортной платформы в пространстве относительно неподвижной системы координат однозначно определяется радиус-вектором  $R_{C_2} = (X, Y, Z)^T$ . Ориентация корпуса в пространстве задается самолетными углами, определяющими вектор  $\Theta = (\varphi, \psi, \theta)^T$ . Газовый анализатор 4 установлен в передней части фюзеляжа. Здесь же установлены дальнометры 5 определяющие расстояние до препятствия 6. Принято, что центр масс корпуса движется в пространстве со скоростью  $\bar{v}$ , а корпус робота вращается вокруг центра масс с угловой скоростью  $\bar{\omega}$ . МПП движется в пространстве под действием распределенных сил, возникающих в результате взаимодействия элементов системы с окружающей средой

$F_i$ , приведенных к силе тяги  $T$  и подъемной силе  $Q$ ,  $R_2$  – силы, возникающей в результате взаимодействия хвостового оперения и набегающего потока воздуха. Величина и направление этой силы зависит от скорости и углов наклона рулей  $\beta_1\beta_2$ . Также на аппарат действуют силы веса  $m_i g$ .

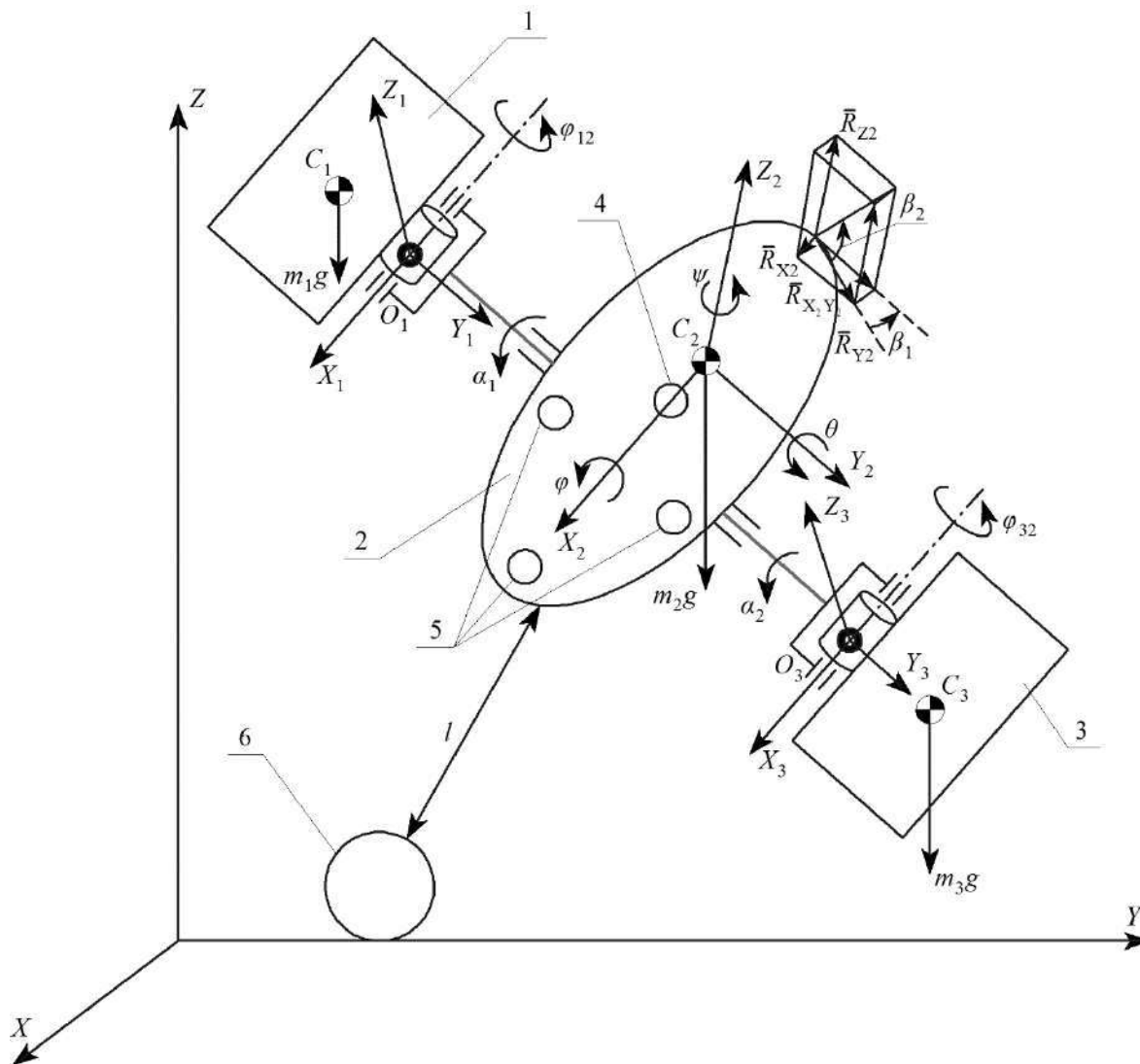


Рисунок 34. Расчетная схема летающего МПП

Для получения системы дифференциальных уравнений движения воспользуемся общими теоремами динамики.

Для определения уравнений, описывающих движение центра масс, применим теорему об изменении количества движения механической системы, которую представим в виде:

$$\frac{d\bar{Q}}{dt} = \sum m_i g \bar{k} + \bar{F}_1 + \bar{F}_3 \quad (62)$$

Количество движения рассматриваемой механической системы  $\bar{Q}$  определим по формуле:

$$\bar{Q} = \sum \bar{q}_i \quad (63)$$

где:

$$\begin{aligned} \bar{q}_1 &= m_1 \bar{v}_{C_1} \\ \bar{q}_2 &= m_2 \bar{v}_{C_2} \\ \bar{q}_3 &= m_3 \bar{v}_{C_3} \end{aligned} \quad (64)$$

Определим скорости движения центров масс внешних звеньев:

$$\begin{aligned} \bar{v}_{C_1} &= \bar{v}_{C_2} + \dot{T}_{20} \bar{r}_{C_2 C_1}^{(1)} \\ \bar{v}_{C_3} &= \bar{v}_{C_2} + \dot{T}_{20} \bar{r}_{C_2 C_3}^{(3)} \\ m_i \bar{v}_{C_1} &= m_i (\bar{v}_{C_2} + \dot{T}_{20} \bar{r}_{C_2 C_1}^{(1)}) \end{aligned} \quad (65)$$

В соответствии с теоремой, изменение количества движения равно сумме сил, действующих на  $i$ -ую массу:

$$\frac{d\bar{q}_i}{dt} = m_i \left( \frac{d\bar{v}_{C_i}}{dt} \right) = T_{20} \bar{F}_i^{(2)} + m_i g \quad (66)$$

Вектор количества движения рассматриваемой системы с учетом (65), определим по формуле:

$$\bar{Q} = \sum m_i \bar{v}_{C_i} \quad (67)$$

Теорема об изменении количества движения механической системы в дифференциальной форме имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{Q}}{dt} &= (m_1 + m_2 + m_3) \frac{d\bar{v}_C}{dt} = \sum m_i g + T_{12} T_{20} F_2^{(1)} + \\ &+ T_{12} T_{20} F_4^{(1)} + T_{32} T_{20} F_1^{(3)} + T_{32} T_{20} F_3^{(3)} + T_{20} R_2 \end{aligned} \quad (68)$$

Уравнение (67) с учетом (68) в проекциях на координатные оси неподвижной системы координат примет вид:

$$\left\{ \begin{aligned} \sum m_i \frac{dv_C^x}{dt} &= (\sin \psi \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi \sin \theta) \cdot \sum F_i \\ \sum m_i \frac{dv_C^y}{dt} &= (\cos \varphi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin) \cdot \sum F_i \\ \sum m_i \frac{dv_C^z}{dt} &= \cos \varphi \cos \theta \cdot \sum F_i + \sum m_i g \end{aligned} \right. \quad (69)$$

Представленная система дифференциальных уравнений (69) описывает изменение обобщенных координат, определяющих положение центра масс МПП, в пространстве под действием подъемных сил и сил веса.

### ***2.6.2. Моделирование вращательного движения робота***

Запишем теорему об изменении момента количества движения в виде:

$$\frac{d\bar{L}}{dt} = \sum \bar{M}_C^e \quad (70)$$

Так как вектор  $L$  является подвижным, то производная по времени определится следующим образом:



$$\frac{d\bar{L}}{dt} = \frac{d\bar{L}}{dt} + \sum (\bar{\omega}_0 \cdot \bar{L}) = \sum \bar{M}_C^e \quad (71)$$

Кинетический момент элементов механической системы определяется тензором инерции и угловой скоростью. Определим векторы угловых скоростей во второй системе координат. Вектор абсолютной угловой скорости  $\bar{\Omega}_i^{(2)}$  крыльев ( $i=1,3$ ) представим в виде векторной суммы:

$$\bar{\Omega}_i^{(2)} = \bar{\omega}_{C_2}^{(2)} + \bar{\omega}_i^{(2)} \quad (72)$$

Представим соответствующие векторы угловых скоростей в виде проекций на вторую систему координат:

$$\bar{\omega}_{C_2}^{(2)} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi \end{bmatrix} \quad (73)$$

$$\bar{\omega}_1^{(1)} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_{12} \\ \dot{\alpha}_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \bar{\omega}_2^{(1)} = \begin{bmatrix} -\dot{\varphi}_{12} \\ \dot{\alpha}_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \bar{\omega}_3^{(3)} = \begin{bmatrix} -\dot{\varphi}_{32} \\ \dot{\alpha}_3 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \bar{\omega}_4^{(1)} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_{12} \\ \dot{\alpha}_1 \\ 0 \end{bmatrix} - \text{угловая скорость}$$

крыльев в своих системах координат.

Далее получим выражения для угловых скоростей во 2-ой системе координат. Так для 1-го и 3-го крыльев:

$$\begin{aligned} \bar{\omega}_1^{(2)} = T_{12} \cdot \bar{\omega}_1^{(1)} &= \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12} & \sin \alpha_1 \cos \varphi_{12} \\ 0 & \cos \varphi_{12} & -\sin \varphi_{12} \\ -\sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12} & \cos \alpha_1 \cos \varphi_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_{12} \\ \dot{\alpha}_1 \\ 0 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_1 \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12} + \dot{\varphi}_{12} \cos \alpha_1 \\ \dot{\alpha}_1 \cos \varphi_{12} \\ \dot{\alpha}_1 \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12} - \dot{\varphi}_{12} \sin \alpha_1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (74)$$

$$\begin{aligned}\vec{\omega}_3^{(2)} = T_{32} \cdot \vec{\omega}_3^{(3)} &= \begin{bmatrix} \cos \alpha_3 & \sin \alpha_3 \sin \varphi_{32} & \sin \alpha_3 \cos \varphi_{32} \\ 0 & \cos \varphi_{32} & -\sin \varphi_{32} \\ -\sin \alpha_3 & \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32} & \cos \alpha_3 \cos \varphi_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_{32} \\ \dot{\alpha}_3 \\ 0 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_3 \sin \alpha_3 \sin \varphi_{32} + \dot{\varphi}_{32} \cos \alpha_3 \\ \dot{\alpha}_3 \cos \varphi_{32} \\ \dot{\alpha}_3 \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32} - \dot{\varphi}_{32} \sin \alpha_3 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (75)$$

Абсолютная угловая скорость 1-го и 3-го крыльев во 2-ой системе координат:

$$\vec{\Omega}_1^{(2)} = \vec{\omega}_{C_2}^{(2)} + \vec{\omega}_1^{(2)} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin \theta + \dot{\alpha}_1 \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12} + \dot{\varphi}_{12} \cos \alpha_1 \\ \dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi + \dot{\alpha}_1 \cos \varphi_{12} \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi + \dot{\alpha}_1 \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12} - \dot{\varphi}_{12} \end{bmatrix} \quad (76)$$

$$\vec{\Omega}_3^{(2)} = \vec{\omega}_{C_2}^{(2)} + \vec{\omega}_3^{(2)} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin \theta + \dot{\alpha}_3 \sin \alpha_3 \sin \varphi_{32} + \dot{\varphi}_{32} \cos \alpha_3 \\ \dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi + \dot{\alpha}_3 \cos \varphi_{32} \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi + \dot{\alpha}_3 \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32} - \dot{\varphi}_{32} \sin \alpha_3 \end{bmatrix} \quad (77)$$

Теперь найдем момент количества движения рассматриваемой механической системы:

$$L = L_{C_2} + \sum L_i \quad (78)$$

где  $L_{C_2} = I_{C_2} \vec{\omega}_{C_2}$  - кинетический момент корпуса относительно центра масс корпуса;

$\bar{L}_i = I_i \bar{\Omega}_i$  - кинетический момент  $i$ -го крыла относительно центра масс.

Если упрощенно предположить, что корпус является параллелепипедом шириной  $W$ , высотой  $H$  и глубиной  $D$  по соответствующим осям, то осевые моменты инерции можно определить по формулам:

$$\begin{aligned}
J_{C_2}^{X_2} &= \frac{1}{12} m_2 (W^2 + D^2) \\
J_{C_2}^{Y_2} &= \frac{1}{12} m_2 (H^2 + D^2) \\
J_{C_2}^{Z_2} &= \frac{1}{12} m_2 (W^2 + H^2)
\end{aligned} \tag{79}$$

где  $J_{C_2}^{X_2}$ ,  $J_{C_2}^{Y_2}$ ,  $J_{C_2}^{Z_2}$  - осевые моменты инерции корпуса по соответствующим осям.

Тензор инерции корпуса  $I_{C_2}$  равен:

$$I_{C_2} = \begin{bmatrix} J_{C_2}^{X_2} & 0 & 0 \\ 0 & J_{C_2}^{Y_2} & 0 \\ 0 & 0 & J_{C_2}^{Z_2} \end{bmatrix} = \frac{m_2}{12} \begin{bmatrix} W^2 + D^2 & 0 & 0 \\ 0 & H^2 + D^2 & 0 \\ 0 & 0 & W^2 + H^2 \end{bmatrix} \tag{80}$$

Если упрощенно предположить, что корпус является параллелепипедом шириной  $W$ , высотой  $H$  и глубиной  $D$  по соответствующим осям.

Определим моменты инерции крыльев относительно осей собственных систем координат:

Положение центра масс 1-ого крыла представим в виде:

$$\vec{r}_{C_2C_1}^{(2)} = \begin{bmatrix} a \\ -b \\ c \end{bmatrix} + T_{12} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ -l \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a - l \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12} \\ -b - l \cos \varphi_{12} \\ c - l \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12} \end{bmatrix} \tag{81}$$

Определим осевые моменты:

$$\begin{aligned}
J_{C_1}^{X_x} &= m_1 [(\vec{r}_{C_2C_1}^{(2)})_Y^2 + (\vec{r}_{C_2C_1}^{(2)})_Z^2] = m_1 [(b + l \cos \varphi_{12})^2 + (c - l \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12})^2] \\
J_{C_1}^{Y_y} &= m_1 [(\vec{r}_{C_2C_1}^{(2)})_X^2 + (\vec{r}_{C_2C_1}^{(2)})_Z^2] = m_1 [(a - l \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12})^2 + (c - l \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12})^2] \\
J_{C_1}^{Z_z} &= m_1 [(\vec{r}_{C_2C_1}^{(2)})_X^2 + (\vec{r}_{C_2C_1}^{(2)})_Y^2] = m_1 [(a - l \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12})^2 + (b + l \cos \varphi_{12})^2]
\end{aligned} \tag{82}$$

Определим центробежные моменты:

$$\begin{aligned}
 J_{C_1}^{X_Y} &= m_1 (\vec{r}_{C_2 C_1}^{(2)})_X \cdot (\vec{r}_{C_2 C_1}^{(2)})_Y = l^2 \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12} \cos \varphi_{12} + \\
 &\quad + l(b \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12} - a \cos \varphi_{12}) - ab \\
 J_{C_1}^{Y_Z} &= m_1 (\vec{r}_{C_2 C_1}^{(2)})_Y \cdot (\vec{r}_{C_2 C_1}^{(2)})_Z = l^2 \cos \alpha_1 \cos \varphi_{12} \sin \varphi_{12} + \\
 &\quad + l(b \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12} - c \cos \varphi_{12}) - bc \\
 J_{C_1}^{Z_X} &= m_1 (\vec{r}_{C_2 C_1}^{(2)})_Z \cdot (\vec{r}_{C_2 C_1}^{(2)})_X = l^2 \cos \alpha_1 \sin \alpha_1 \sin^2 \varphi_{12} - \\
 &\quad - l(a \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12} + c \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12}) + ac
 \end{aligned} \tag{83}$$

Положение центра масс 2-ого крыла представим в виде:

$$\vec{r}_{C_2 C_{31}}^{(2)} = \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} + T_{32} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ l \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a + l \sin \alpha_3 \sin \varphi_{32} \\ b + l \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32} \\ c + l \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32} \end{bmatrix} \tag{84}$$

Определим осевые моменты:

$$\begin{aligned}
 J_{C_3}^{X_X} &= m_3 [(\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_Y^2 + (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_Z^2] = m_3 [(b + l \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32})^2 + (c + l \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32})^2] \\
 J_{C_3}^{Y_Y} &= m_3 [(\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_X^2 + (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_Z^2] = m_3 [(a + l \sin \alpha_3 \sin \varphi_{32})^2 + (c + l \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32})^2] \\
 J_{C_3}^{Z_Z} &= m_3 [(\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_X^2 + (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_Y^2] = m_3 [(a + l \sin \alpha_3 \sin \varphi_{32})^2 + (b + l \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32})^2]
 \end{aligned} \tag{85}$$

Определим центробежные моменты:

$$\begin{aligned}
 J_{C_3}^{X_Y} &= m_1 (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_X \cdot (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_Y = l^2 \sin \alpha_3 \sin \varphi_{12} \cos \varphi_{12} + \\
 &\quad + l(b \sin \alpha_3 \sin \varphi_{12} + a \cos \varphi_{12}) + ab \\
 J_{C_3}^{Y_Z} &= m_1 (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_Y \cdot (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_Z = l^2 \cos \alpha_3 \cos \varphi_{32} \sin \varphi_{32} + \\
 &\quad + l(b \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32} + c \cos \varphi_{32}) + bc \\
 J_{C_3}^{Z_X} &= m_1 (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_Z \cdot (\vec{r}_{C_2 C_3}^{(2)})_X = l^2 \cos \alpha_3 \sin \alpha_3 \sin^2 \varphi_{32} + \\
 &\quad + l(a \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32} + c \sin \alpha_3 \sin \varphi_{32}) + ac
 \end{aligned} \tag{86}$$

Тензоры инерции крыльев представим в виде:

$$I_{C_1} = \begin{bmatrix} J_{C_1}^{XX} & -J_{C_1}^{XY} & -J_{C_1}^{XZ} \\ -J_{C_1}^{YX} & J_{C_1}^{YY} & -J_{C_1}^{YZ} \\ -J_{C_1}^{ZX} & -J_{C_1}^{ZY} & J_{C_1}^{ZZ} \end{bmatrix} \quad (87)$$

$$I_{C_3} = \begin{bmatrix} J_{C_3}^{XX} & -J_{C_3}^{XY} & -J_{C_3}^{XZ} \\ -J_{C_3}^{YX} & J_{C_3}^{YY} & J_{C_3}^{YZ} \\ -J_{C_3}^{ZX} & -J_{C_3}^{ZY} & J_{C_3}^{ZZ} \end{bmatrix} \quad (87)$$

Рассмотрим систему сил, приложенных к роботу при движении по пространственной траектории. На схеме рисунка 35 робот, обозначенный точкой  $M$  движется по траектории  $M_1M_2$  под действием приведенных сил  $F$ ,  $Q$  и силы веса  $G$ .

Кроме этого, на корпус действует главный момент внешних сил.  $M = (M_{x_2}, M_{y_2}, M_{z_2})^T$

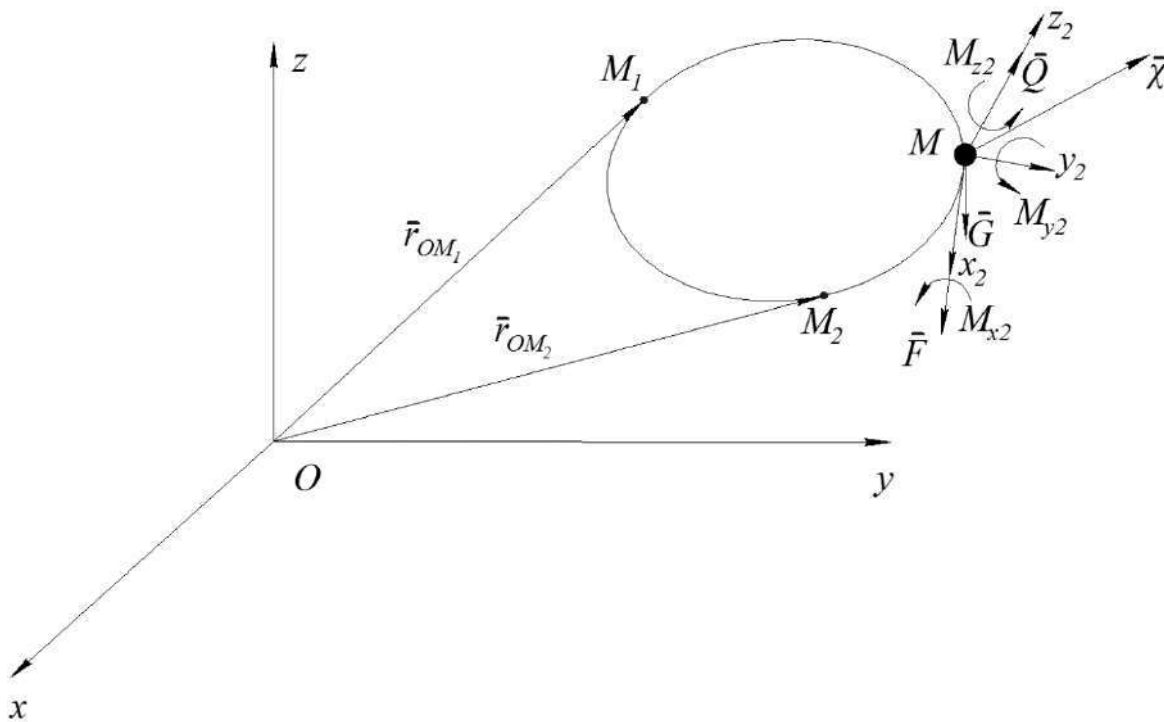


Рисунок 35. Схема сил, действующих на объект, движущийся в пространстве по заданной траектории.

Определим моменты сил, возникающих при движении 1-го крыла относительно центра масс корпуса:

$$\begin{aligned}\vec{M}(F_1) &= \vec{r}_{OC1}^{(2)} \times \vec{F}_1^{(2)} = T_{12} \cdot \vec{r}_{OC1}^{(1)} \times T_{12} \cdot \vec{F}_1^{(1)} = T_{12} \cdot (\vec{r}_{OC1}^{(1)} \times \vec{F}_1^{(1)}) \\ &= \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & \sin \alpha_1 \sin \varphi_{12} & \sin \alpha_1 \cos \varphi_{12} \\ 0 & \cos \varphi_{12} & -\sin \varphi_{12} \\ -\sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \sin \varphi_{12} & \cos \alpha_1 \cos \varphi_{12} \end{bmatrix} \cdot \left( \begin{bmatrix} 0 \\ -l \\ 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 \end{bmatrix} \right) = F_1 l \begin{bmatrix} -\cos \alpha_1 \\ 0 \\ \sin \alpha_1 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (88)$$

Момент силы веса имеет вид:

$$\begin{aligned}\vec{M}(m_1 \vec{g}) &= \vec{r}_{OC1}^{(2)} \times m_1 \vec{g}^{(2)} = T_{12} \cdot \vec{r}_{OC1}^{(1)} \times T_{20}^{-1} \cdot m_1 \vec{g}^{(0)} \\ &= \left( T_{12} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ -l \\ 0 \end{bmatrix} \right) \times \left( T_{20}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m_1 g \end{bmatrix} \right) = m_1 g l \begin{bmatrix} -\cos \varphi_1 \\ \sin \alpha_1 \sin \varphi_1 \\ 0 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (89)$$

Момент сил, возникающих при движении 3-го крыла относительно центра масс корпуса:

$$\begin{aligned}\vec{M}(F_3) &= \vec{r}_{OC3}^{(2)} \times \vec{F}_3^{(2)} = T_{32} \cdot \vec{r}_{OC3}^{(3)} \times T_{32} \cdot \vec{F}_3^{(3)} = T_{32} \cdot (\vec{r}_{OC3}^{(3)} \times \vec{F}_3^{(3)}) \\ &= \begin{bmatrix} \cos \alpha_3 & \sin \alpha_3 \sin \varphi_{32} & \sin \alpha_3 \cos \varphi_{32} \\ 0 & \cos \varphi_{32} & -\sin \varphi_{32} \\ -\sin \alpha_3 & \cos \alpha_3 \sin \varphi_{32} & \cos \alpha_3 \cos \varphi_{32} \end{bmatrix} \cdot \left( \begin{bmatrix} 0 \\ l \\ 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_3 \end{bmatrix} \right) = F_3 l \begin{bmatrix} \cos \alpha_3 \\ 0 \\ -\sin \alpha_3 \end{bmatrix} \\ \vec{M}(m_3 \vec{g}) &= \vec{r}_{OC3}^{(2)} \times m_3 \vec{g}^{(2)} = T_{32} \cdot \vec{r}_{OC3}^{(3)} \times T_{20}^{-1} \cdot m_3 \vec{g}^{(0)} \\ &= \left( T_{32} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ l \\ 0 \end{bmatrix} \right) \times \left( T_{20}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m_3 g \end{bmatrix} \right) = m_3 g l \begin{bmatrix} \cos \varphi_3 \\ -\sin \alpha_3 \sin \varphi_3 \\ 0 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (90)$$

Пусть радиус-векторы точек приложения  $A_i$  аэродинамической силы в системе крыльев имеют вид:

$$\vec{r}_{O_1A_1}^{(1)} = \begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \vec{r}_{O_3A_3}^{(3)} = \begin{bmatrix} a_3 \\ b_3 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (91)$$

где  $a_1, b_1, a_3, b_3$  – геометрические параметры крыльев.

Тогда момент аэродинамической силы в относительно корпуса имеет вид:

$$\begin{aligned} \vec{M}_1(\vec{F}_A) &= \vec{r}_{O_1A_1}^{(2)} \times \vec{F}_A^{(2)} = T_{12} \cdot \vec{r}_{O_1A_1}^{(1)} \times T_{12} \cdot \vec{F}_A^{(1)} = T_{12} \cdot (\vec{r}_{O_1A_1}^{(1)} \times \vec{F}_A^{(1)}) \\ \vec{M}_3(\vec{F}_A) &= \vec{r}_{O_3A_3}^{(2)} \times \vec{F}_A^{(2)} = T_{32} \cdot \vec{r}_{O_3A_3}^{(3)} \times T_{32} \cdot \vec{F}_A^{(3)} = T_{32} \cdot (\vec{r}_{O_3A_3}^{(3)} \times \vec{F}_A^{(3)}) \end{aligned} \quad (92)$$

Вектор момента относительно корпуса:

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} -F_1 l \cos \alpha_1 - m_1 g l \cos \phi_1 + F_3 l \cos \alpha_3 + m_3 g l \cos \phi_3 \\ m_1 g l \sin \alpha_1 \sin \phi_1 - m_3 g l \sin \alpha_3 \sin \phi_3 \\ F_1 l \sin \alpha_1 - F_3 l \sin \alpha_3 \end{bmatrix} + \vec{M}_1(\vec{F}_A) + \vec{M}_3(\vec{F}_A) \quad (93)$$

Теорема об изменении кинетического момента механической системы при движении относительно подвижной точки  $C_2$ :

$$\frac{d\bar{L}}{dt} = \sum \bar{M}_C^e \quad (94)$$

Тогда, определим производную по времени от кинетического момента:

$$\begin{aligned}
\frac{d\vec{L}}{dt} &= \begin{vmatrix} J^x \dot{\omega}_x \\ J^y \dot{\omega}_y \\ J^z \dot{\omega}_z \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \omega_x & \omega_y & \omega_z \\ J^x \omega_x & J^y \omega_y & J^z \omega_z \end{vmatrix} \\
\frac{d\vec{L}}{dt} &= \begin{vmatrix} J^x \dot{\omega}_x \\ J^y \dot{\omega}_y \\ J^z \dot{\omega}_z \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} J^z \omega_y \omega_z - J^y \omega_y \omega_z \\ J^x \omega_x \omega_z - J^z \omega_x \omega_z \\ J^y \omega_x \omega_y - J^x \omega_x \omega_y \end{vmatrix} \\
\frac{d\vec{L}}{dt} &= \begin{vmatrix} J^x \dot{\omega}_x \\ J^y \dot{\omega}_y \\ J^z \dot{\omega}_z \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \omega_y \omega_z (J^z - J^y) \\ \omega_x \omega_z (J^x - J^z) \\ \omega_x \omega_y (J^y - J^x) \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} M_{x2} \\ M_{y2} \\ M_{z2} \end{vmatrix}
\end{aligned} \tag{95}$$

Подставляя, найдем соответствующие уравнения, отражающие теорему об изменении кинетического момента в проекциях на связанную систему координат:

$$\begin{cases} J^x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (J^z - J^y) = M_{x2} \\ J^y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (J^x - J^z) = M_{y2} \\ J^z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (J^y - J^x) = M_{z2} \end{cases} \tag{96}$$

Рассмотрим уравнения, определяющие характер движения электроприводов:

$$\begin{aligned}
J_{\text{пр}} \cdot \bar{\omega} &= \sum m_{x_{2i}} \\
L \frac{di}{dt} + iR + C_{\omega} \cdot \omega &= u_1 \\
\dot{\beta}_1 &= -C_1 \cdot \beta_1 + k_1 \cdot u_2 \\
\dot{\beta}_2 &= -C_2 \cdot \beta_2 + k_2 \cdot u_3
\end{aligned} \tag{97}$$

Здесь использованы следующие обозначения:

$u_1$  – управляющее напряжение, приложенное к электроприводу крыльев;

$C_1, k_1$  – экспериментально определяемые коэффициенты;



$\beta_1, u_2$  – угол поворота руля направления и управляющее напряжение руля направления;

$C_2, k_2$  – экспериментально определяемые коэффициенты;

$\beta_2, u_3$  – угол поворота руля высоты и управляющее напряжение.

Формулы позволяют построить систему дифференциальных уравнений, описывающих движение инсектоптера.

### ***2.6.3. Моделирование взаимодействия платформы с окружающей средой***

Анализируя характер движения машущего крыла при взаимодействии с воздухом, который представлен на рис. 36 можно сделать вывод о формировании вихрей как под плоскостью, так и над плоскостью крыла. Процесс взаимодействия является нестационарным и его теоретическое описание представляет значительные трудности. Поэтому была приближенная модель, позволяющая рассчитать силу, возникающую при движении крыла, определяется по формуле:

$$F^o = \frac{1}{2} C \rho^o S V |V| \quad (98)$$

где  $C$  – безразмерный коэффициент лобового сопротивления,  $\rho$  – плотность вязкой среды,  $S$  – эффективная площадь пластинки (крыла),  $V$  – скорость движения центра тяжести крыла в воздухе. Анализ этой формулы показывает, что подъемная сила крыла может изменяться в зависимости от скорости движения крыла и его площади [25, 72].

Если управлять этими параметрами по соответствующему закону, можно получить подъемную силу крыла и заданное движение корпуса в пространстве. Рассмотрим влияние скорости центра масс крыла на формирование подъемной силы. Величина этой силы зависит от длины и ширины крыльев, частоты и амплитуды колебаний крыльев.

На МПП действуют две силы  $F_1, \bar{F}_3$  вызванные взаимодействием крыльев с воздушной средой, приложенные к точкам  $A_1, A_3$  соответ-

венно и силы тяжести звеньев  $m_i g$ , а также силы сопротивления. Силы  $\bar{F}_3$  имеют проекции, параллельные осям  $O_i Z_i$ . Это подъемные силы, удерживающие объект в воздухе. Векторы этих сил в неподвижной системе координат определим по формулам:

$$\begin{aligned}\bar{F}_1^{(0)} &= T_{12} T_{20} \cdot \bar{F}_1^{(1)} \\ \bar{F}_3^{(0)} &= T_{32} T_{20} \cdot \bar{F}_3^{(1)}\end{aligned}\tag{99}$$

$$\bar{F}_1^{(1)} = \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 \end{vmatrix} \quad \bar{F}_3^{(1)} = \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ F_3 \end{vmatrix}$$

Величина этой силы зависит от длины и ширины крыльев, частоты и амплитуды колебаний крыльев. Для уточнения и определения коэффициента лобового сопротивления в зависимости от частоты колебаний крыла будет использовать метод экспериментальных исследований, описание которого приведено в следующей главе 3.

Вектор силы, генерируемой машущими крыльями, направлен по линии симметрии относительно которой колеблется крыло и его модуль определяется по формуле:

$$\begin{aligned}F_1 &= \frac{c \cdot \rho \cdot S}{2} \cdot \dot{\varphi}_{12} \cdot l_a \cdot |\dot{\varphi}_{12} \cdot l_a| \\ F_3 &= \frac{c \cdot \rho \cdot S}{2} \cdot \dot{\varphi}_{32} \cdot l_a \cdot |\dot{\varphi}_{32} \cdot l_a|\end{aligned}\tag{100}$$

Приближенно будем считать, что угол поворота крыла изменяется по закону:

$$\begin{aligned}\varphi_{32} &= \varphi_{32}^0 \cdot \sin \omega t \\ \varphi_{12} &= -\varphi_{12}^0 \cdot \sin \omega t\end{aligned}\tag{101}$$

где  $\varphi_{12}^0$ ,  $\varphi_{32}^0$  максимальное отклонение крыла от нулевого положения,  $\omega$  - угловая скорость вращения кривошипа.

Угловая скорость крыла:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi}_{32} &= -\dot{\varphi}_{32}^0 \cdot \cos \omega t \\ \dot{\varphi}_{12} &= -\dot{\varphi}_{12}^0 \cdot \cos \omega t\end{aligned}\quad (102)$$

Максимальное значение угловой скорости равно:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi}_{12}^0 &= \varphi_{12}^0 \cdot \omega \\ \dot{\varphi}_{32}^0 &= \varphi_{32}^0 \cdot \omega\end{aligned}\quad (103)$$

Угол поворота крыла относительно продольной оси определим по формулам:

$$\begin{aligned}\alpha_1 &= -\alpha_1^0 - \alpha_1^0 \cdot \cos \omega t \\ \alpha_2 &= -\alpha_2^0 - \alpha_2^0 \cdot \cos \omega t \\ \alpha_3 &= \alpha_3^0 \cdot \cos \omega t - \alpha_3^0 \\ \alpha_4 &= \alpha_4^0 \cdot \cos \omega t - \alpha_4^0\end{aligned}\quad (104)$$

где  $\alpha_1^0, \alpha_2^0$  угол соответствующий максимальному отклонению крыла относительно нулевого положения.

Представим вектор в виде:  $\bar{F}_1 = \begin{vmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{vmatrix}$

Эти проекции определим по формулам:

$$\begin{aligned}F_x &= (F_1 + F_3) \cdot \cos \varphi_{12} \cdot \sin \alpha_1 \\ F_y &= (F_1 + F_3) \cdot \sin \varphi_{12} \\ F_z &= (F_1 + F_3) \cdot \cos \varphi_{12} \cdot \cos \alpha_1\end{aligned}\quad (105)$$

Ниже приведены графики, иллюстрирующие изменение этих проекций во времени.

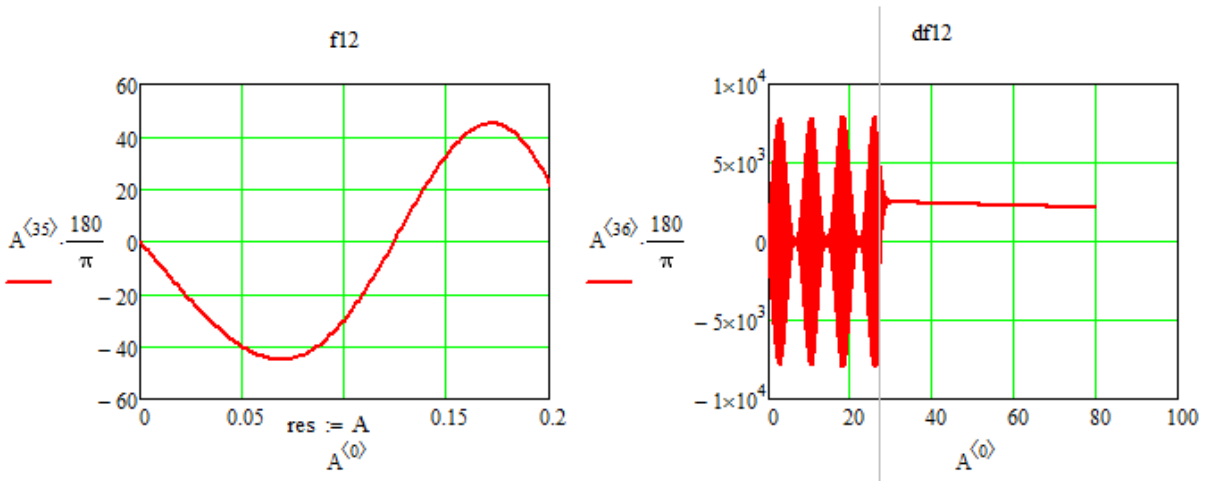


Рисунок 36. Зависимость угла поворота крыла и угловой скорости от времени

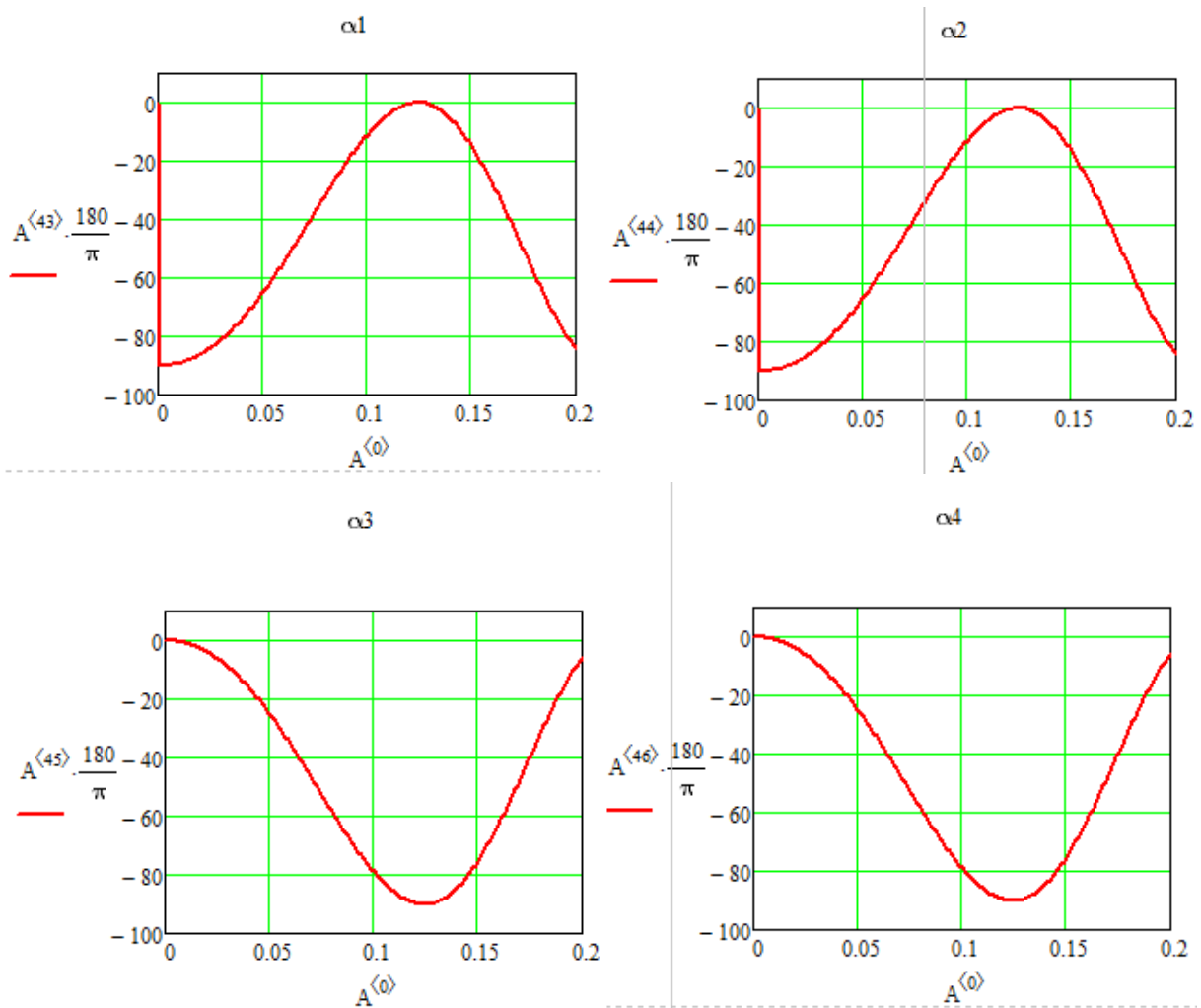


Рисунок 37. Зависимость угла поворота крыла относительно продольной оси

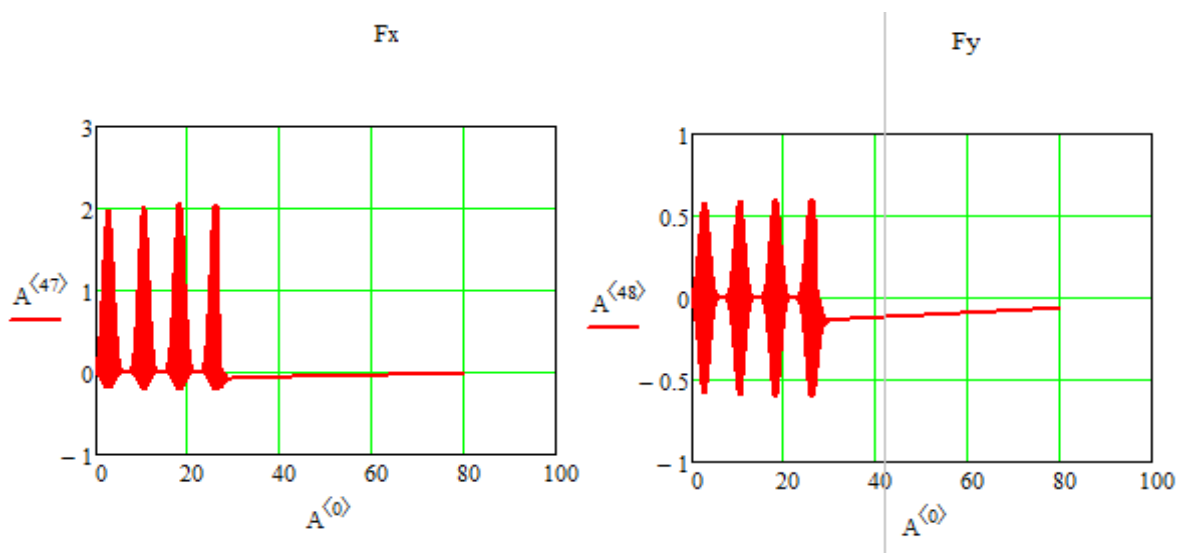


Рисунок 38. График изменения силы тяги и поперечной силы от времени

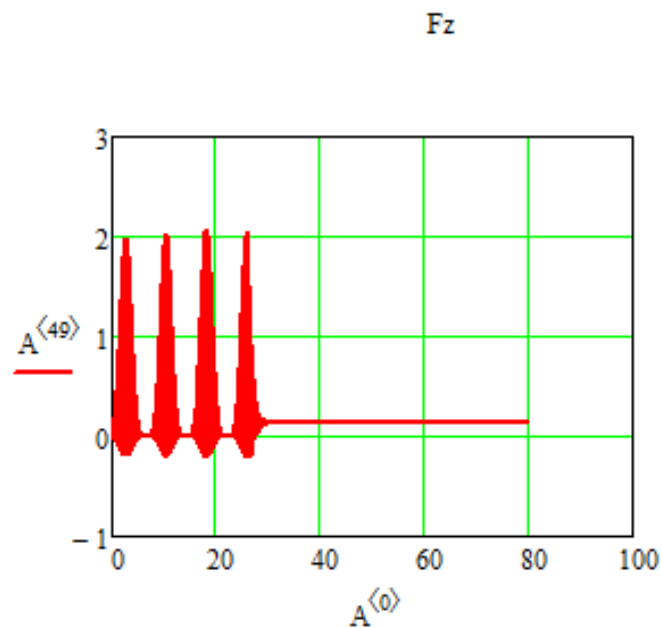


Рисунок 39. График изменения подъемной силы от времени

В результате моделирования получены зависимости угла поворота крыла относительно продольной оси, изменения силы тяги и поперечной силы от времени, изменения подъемной силы от времени; силы тяги от величины угловой скорости и величины управляющего напряжения поступающего на обмотки электродвигателя, а также зависимости средней скорости корпуса от длины крыла, зависимости

средней скорости корпуса от модулей моментов  $M_{21}$  и  $M_{23}$  и при различных соотношениях площадей  $S_1 \setminus S_2$ .

Разработана математическая модель пространственного движения мобильной приборной платформы на основе пространственной кинематики трехзвенной электромеханической модели, движения внешних звеньев при взаимодействии с окружающей средой, с учетом двухкоординатных шарниров, определяющих ориентацию внешних звеньев относительно корпуса; математическая модель движения в пространстве МПП с учетом свойств кривошипно-коромыслового электропривода и предложен способ определения приведенных аэродинамических сил, действующих на внешние звенья; методика математического моделирования движения платформы алгоритм управления движением МПП на основе численного решения дифференциальных уравнений движения, с учетом особенностей кинематических уравнений и заданных управляющих законов.

### 3. ИЗУЧЕНИЕ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ МОБИЛЬНОЙ ПРИБОРНОЙ ПЛАТФОРМЫ

#### 3.1. Описание работы системы экологического мониторинга на основе мобильной приборной платформы

Для обнаружения источников загрязнения токсичными газами типа монооксид углерода, эффективными являются малогабаритные летательные аппараты, позволяющие осуществлять автономный вертикальный взлет, зависание над объектом, горизонтальный полет как по окружности, так и по прямой.

Рассмотрим задачу поиска источника загрязнений и планирования траектории движения к нему [6]. В качестве основного критерия используем уровень концентрации CO в воздухе, регистрируемый МПП. Возрастание концентрации является определяющим признаком для движения мобильной платформы в сторону источника загрязнений (рис. 40).

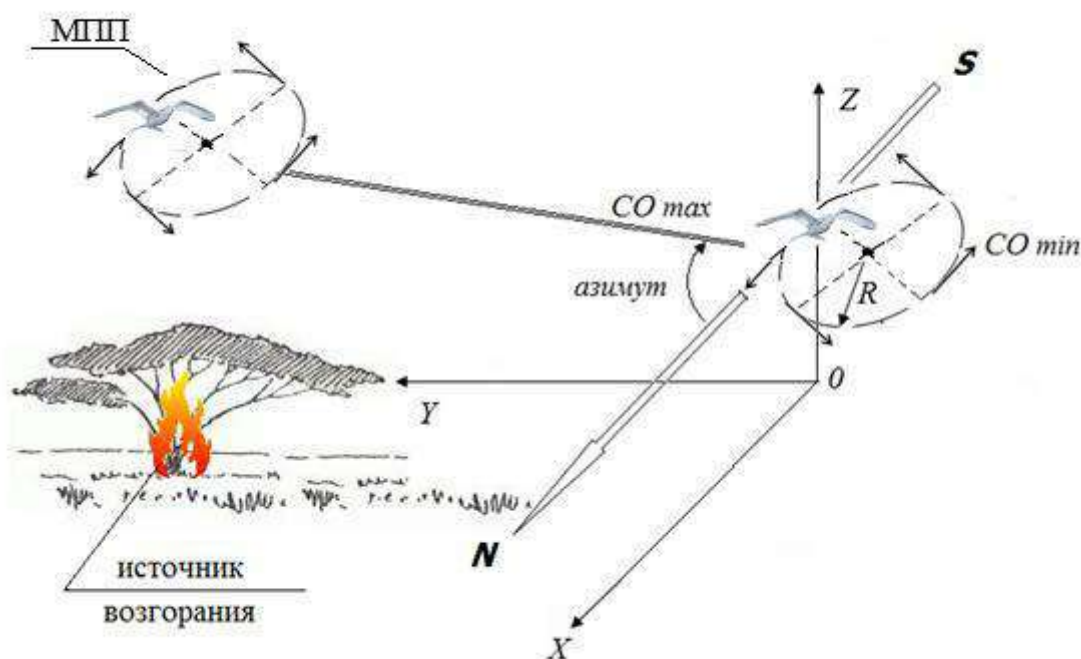


Рисунок 40. Схема движения мобильной приборной платформы к источнику возгорания

Взлет МПП происходит с любой горизонтальной поверхности на определенную высоту  $H$  в соответствии с полетным заданием. Далее, для выбора направления движения аппарат начинает движение по окружности, радиуса  $R$ , по следующему закону:  $Z=H$ ,  $X=R \cdot \cos(\omega t)$ ,  $Y=R \cdot \sin(\Omega t)$ , где  $R$  – радиус зоны облета,  $\Omega R$  максимальная скорость движения центра масс по траектории. Уравнение траектории имеет вид:  $X^2 + Y^2 = R^2$  [7-10].

На корпусе летающей платформы расположен газовый анализатор. Также на корпусе установлен ультразвуковой дальномер, определяющий расстояние до препятствия, информация с которого позволяет корректировать траекторию движения МПП. При приближении к источнику возгорания возрастает температура  $t^\circ$  окружающей среды, которую контролирует бортовой сенсор. Если выполняется условие, что  $t^\circ < t_0^\circ$  где  $t_0^\circ$  – предельная температура, дальнейший полет в сторону источника возгорания прекращается.

МПП рассматривается в виде управляемой электромеханической системы, состоящей из трех звеньев, расчетная схема устройства была приведена на рис. 34. Рассматриваемая электромеханическая система имеет 12 степеней свободы. Положение центрального звена 2 описывается шестью обобщенными координатами, две обобщенные координаты, имеют внешние звенья 1, 3 (крылья). Предполагается, что крылья прикреплены к корпусу с помощью цилиндрических шарниров. В этих шарнирах установлены управляемые электроприводы, позволяющие поворачивать крылья относительно корпуса на заданные углы по двум координатам, поэтому токи, поступающие на обмотки электрических двигателей, приводящих в движение внешние звенья, также являются обобщенными координатами.

Так как цилиндрические шарниры имеют возможность поворачиваться относительно корпуса на некоторый угол, то такое свойство шарниров позволяет моделировать сложный характер движения внешних звеньев.

Далее сформулированы задачи, решение которых можно получить, пользуясь разработанной математической моделью МПП и



представлены результаты разработки алгоритма управления движением МПП по градиенту концентрации CO.

Далее рассмотрены условия стабилизации положения МПП на заданной траектории в виде отрезков прямой и окружностей для ПИД-регулятора при наличии как внешних периодических возмущающих воздействий, так и без них, описан режим взлета робота из нулевых начальных условий, полета по горизонтальной плоскости вдоль окружности, посадки и предложен алгоритм управления автономным полетом робота. Построена математическая модель робота с учетом кинематики вращательного движения, алгоритмов формирования управляющих напряжений, внешнего периодического воздействия, проведено моделирование движения МПП по пространственной траектории.

### 3.2. Моделирование движения платформы

На первом этапе произведем моделирование синхронного движения крыльев робота. При этом для начала закрепим его корпус (т.е.  $z_{C_2} = const, y_{C_2} = const$ ), чтобы убедиться, что звенья отрабатывают правильную последовательность движений.

Массогабаритные параметры каждого из звеньев выберем единичными:  $m_i=1$  кг,  $l_i=1$  м. Прочие начальные условия:  $t=0$  с,  $z_{C_2} = 0$  м,  $y_{C_2} = 0$  м,  $\dot{y}_{C_1} = 0$  м/с,  $\varphi_1 = \frac{\pi}{4}$  рад,  $\varphi_2 = \frac{\pi}{2}$  рад,  $\varphi_3 = -\frac{\pi}{4}$  рад.

Задачей моделирования является реализация и исследование движения крыльев инсектоптера, при котором происходит перемещение его центра масс:

	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0	0	0	-0.785	0	0	0	0	0
1	$1 \cdot 10^{-3}$	26.789	0.027	-0.785	0	0	0	-26.789	-0.027
2	$2 \cdot 10^{-3}$	26.768	0.054	-0.785	0	0	0	-26.768	-0.054
3	$3 \cdot 10^{-3}$	26.686	0.08	-0.785	0	0	0	-26.686	-0.08
4	$4 \cdot 10^{-3}$	26.541	0.107	-0.785	0	0	0	-26.541	-0.107
5	$5 \cdot 10^{-3}$	26.336	0.133	-0.785	0	0	0	-26.336	-0.133
6	$6 \cdot 10^{-3}$	26.072	0.159	-0.785	0	0	0	-26.072	-0.159
7	$7 \cdot 10^{-3}$	25.751	0.185	-0.785	0	0	0	-25.751	-0.185
8	$8 \cdot 10^{-3}$	25.376	0.21	-0.784	0	0	0	-25.376	-0.21
9	$9 \cdot 10^{-3}$	24.95	0.235	-0.784	0	0	0	-24.95	-0.235
10	0.01	24.476	0.26	-0.784	0	0	0	-24.476	-0.26
11	0.011	23.959	0.284	-0.784	0	0	0	-23.959	-0.284
12	0.012	23.403	0.307	-0.783	0	0	0	-23.403	-0.307
13	0.013	22.812	0.33	-0.783	0	0	0	-22.812	-0.33
14	0.014	22.191	0.352	-0.782	0	0	0	-22.191	-0.352
15	0.015	21.544	0.374	-0.782	0	0	0	-21.544	-0.374

Результаты моделирования [22, 33] первого этапа синхронного движения крыльями орнитоопера приведены на рисунках 41-44.

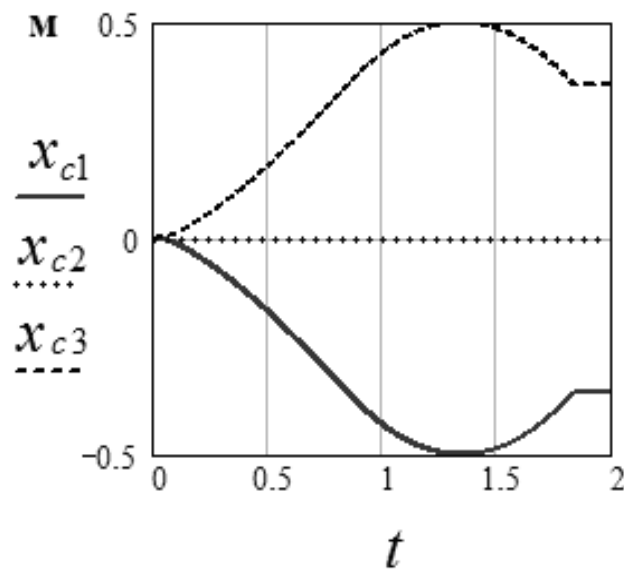


Рисунок 41. График траекторий центров масс звеньев по оси  $OX$

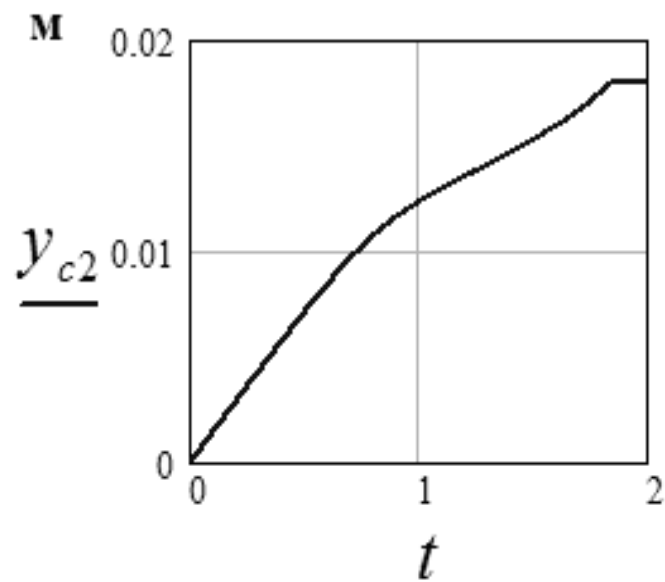


Рисунок 42. График траекторий центров масс второго звена по оси  $OY$

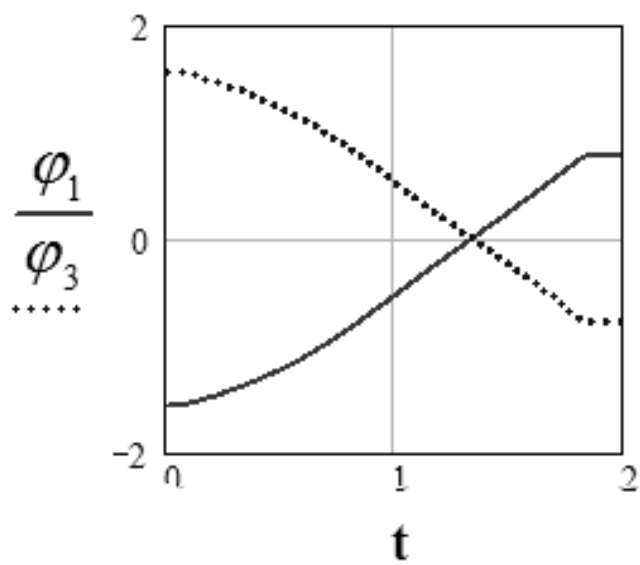


Рисунок 43. График изменения углов  $\varphi_1$  и  $\varphi_3$  от времени  $t$

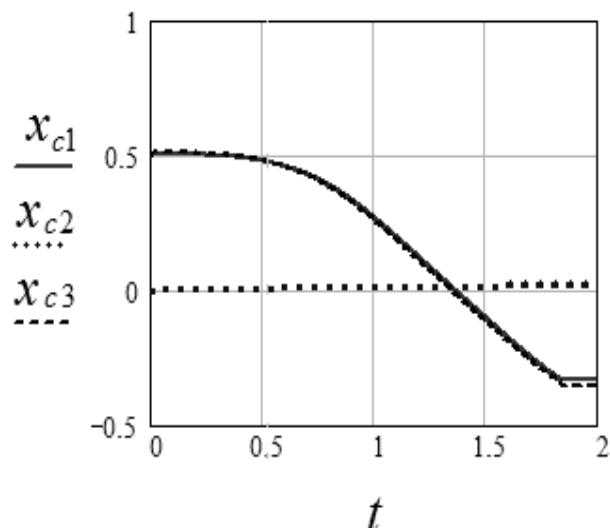


Рисунок 44. График траекторий центров масс звеньев по оси  $OY$

Далее на рисунках 45-46 представлены результат математического моделирования движения МПП при взлете. На рис. 45 показаны зависимости изменения углов поворота звеньев от времени. Хорошо виден асимметричный характер движения звеньев вниз звенья движутся значительно быстрее, чем вверх. Это связано с тем, что площадь крыла изменяется в зависимости от углов наклона крыльев. На рис. 46 показана зависимость перемещения центра масс звеньев по оси  $OX$ .

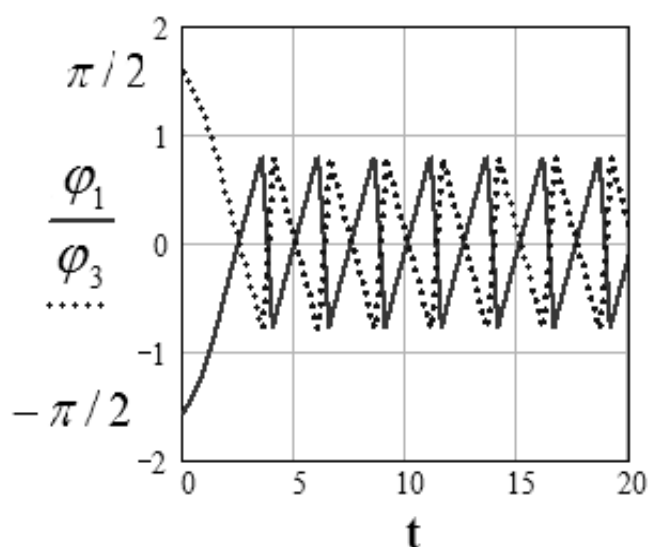


Рисунок 45. График изменения углов  $\varphi_1$  и  $\varphi_3$

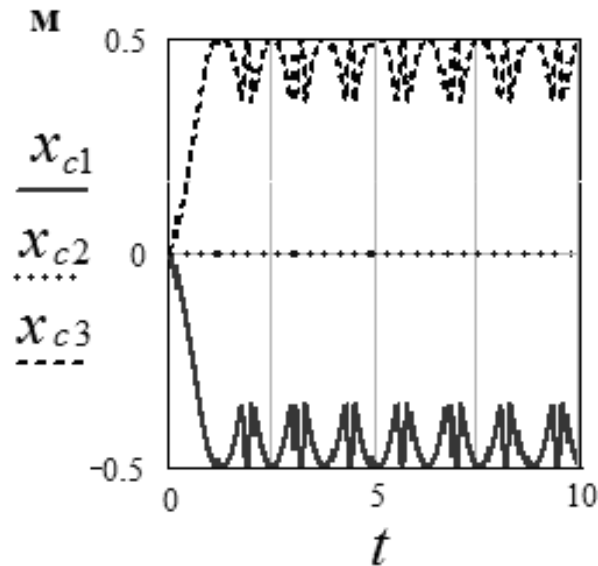


Рисунок 46. График перемещения центра звеньев по оси  $OX$

На рис. 47 представлены зависимости перемещения центров масс трех звеньев орнитоптера от времени. На рис. 48 показан график подъема центров масс корпуса по оси  $OY$  при взлете орнитоптера. Влияние модуля управляющих моментов показано на рис. 49, видно, что с ростом модуля моментов возрастает средняя скорость взлёта орнитоптера. На рис. 50 показан график перемещения центра масс второго звена при различных соотношениях площадей  $S_1/S_2$ .

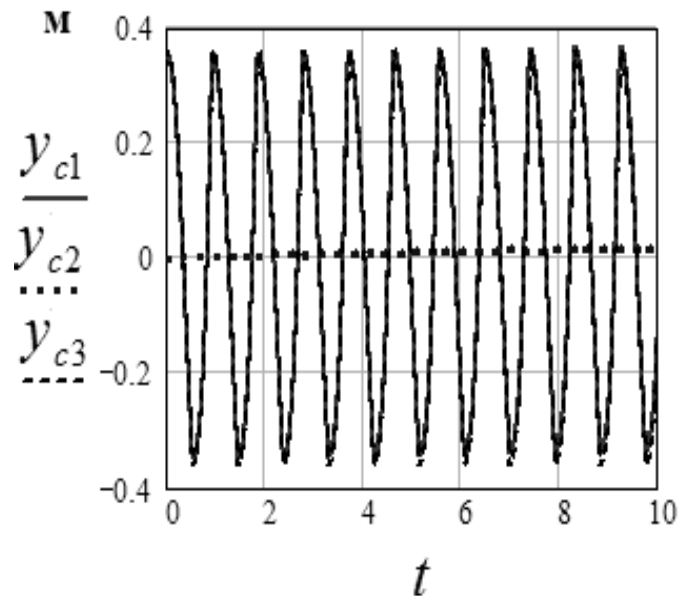


Рисунок 47. График перемещения центра масс трех звеньев МПП

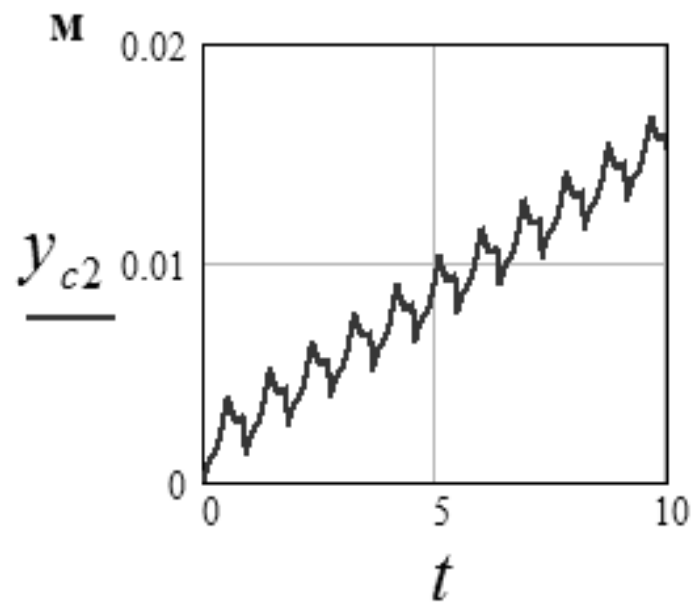


Рисунок 48. График перемещения центра масс корпуса по оси  $OY$

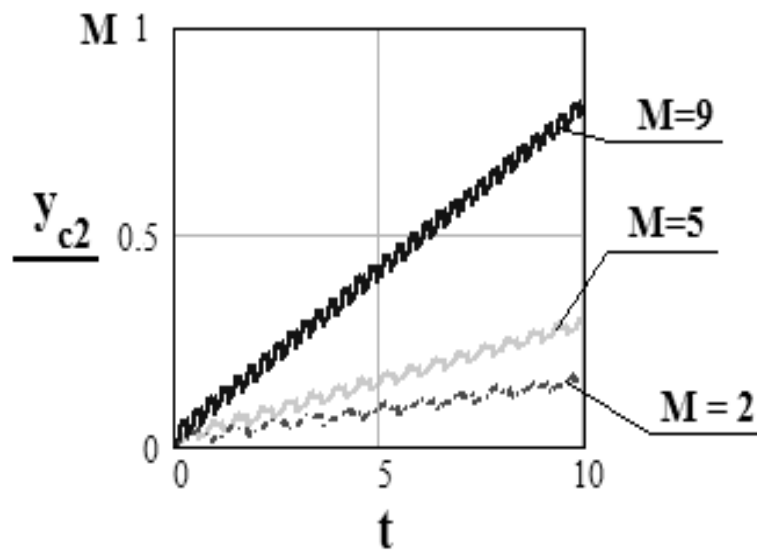


Рисунок 49. График перемещения центра корпуса по оси  $OY$  при различных моментах

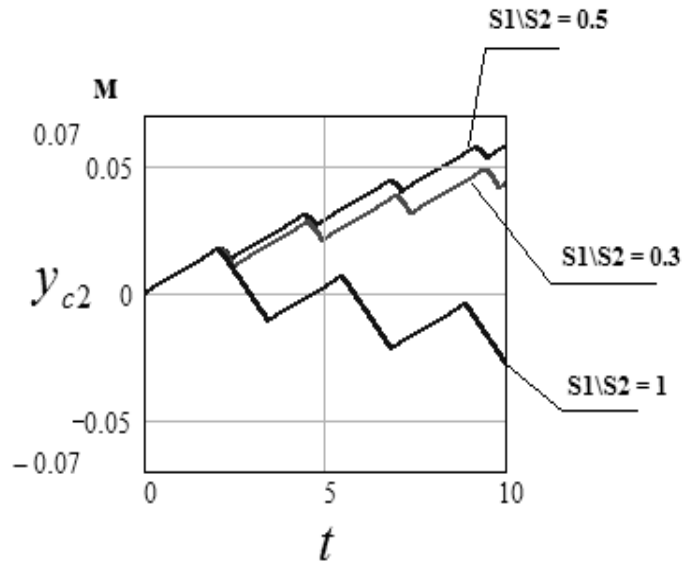


Рисунок 50. График перемещения центра корпуса по оси  $OY$  при различных соотношениях площадей  $S1/S2$

Один из наиболее важных параметров нашей системы является средняя скорость центра корпуса орнитоптера. Изменяя параметры системы, получим графики изменения скорости центра масс корпуса от длины крыла (рис. 51) и от модуля моментов (рис. 52).

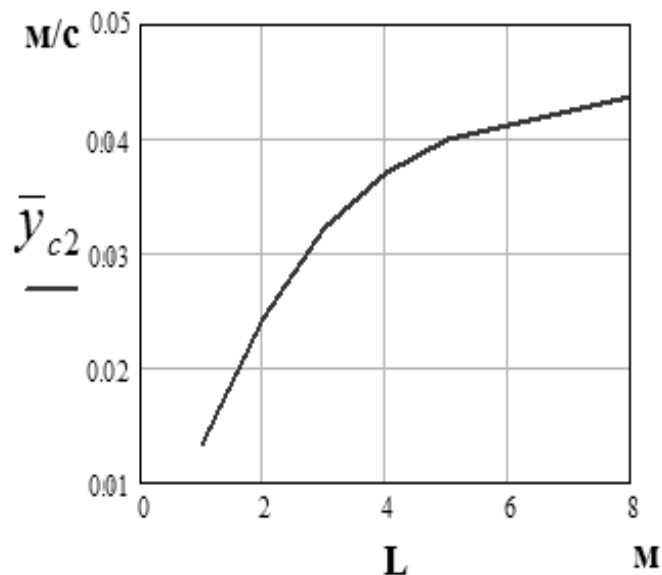


Рисунок 51. График зависимости средней скорости корпуса от длины крыла

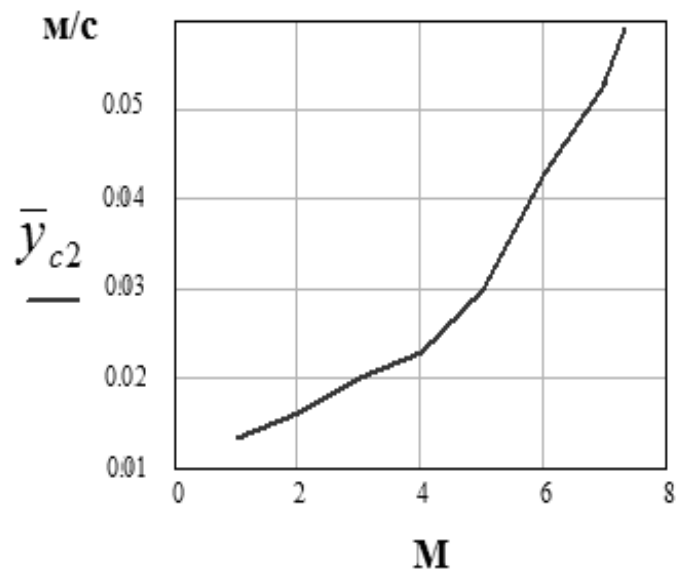


Рисунок 52. График зависимости средней скорости корпуса от модулей моментов  $M_{21}$  и  $M_{23}$

### 3.3. Постановка задачи управления движением по заданной прямолинейной траектории и по окружности

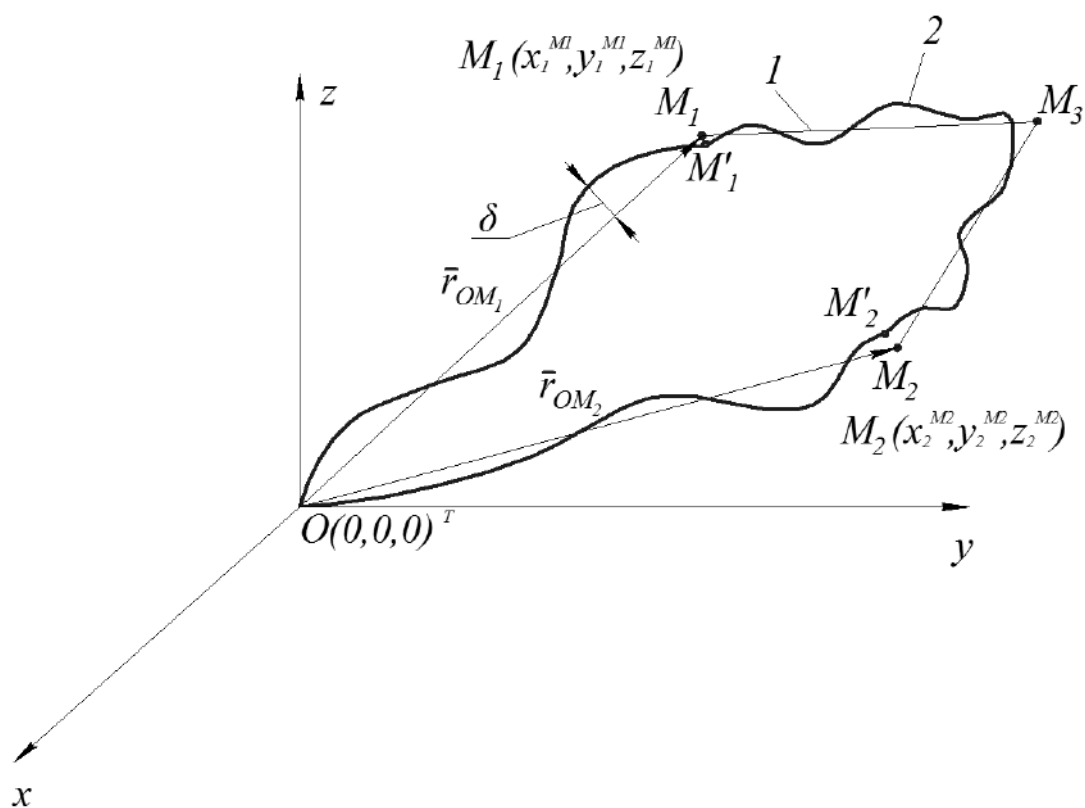


Рисунок 53. Схема движения робота по заданной траектории.  
1 – желаемая траектория 2 – реальная траектория



При выполнении условия  $t > t_{10}$  происходит изменение курса с помощью изменения угла  $\beta_2$ . Далее по этому курсу робот движется в течение некоторого времени пока выполняется условие  $t < t_{20}$ , после этого происходит режим посадки робота. Таким образом, робот движется в горизонтальной плоскости по кусочно-линейной траектории. Для движения по траектории необходимо задать параметры кривой, определяющей изменение вертикальной координаты при взлете.

### 3.4. Моделирование траектории движения мобильной приборной платформы при вертикальном взлете

Выберем закон в виде гладкой дифференцируемой функции, удовлетворяющей условиям, что в начале и в конце подъема вертикальная скорость робота равна нулю.

Пусть  $0 \leq z \leq H$

Примем, что:

$$z = at^3 + bt^2 + ct + d \quad (106)$$

$$\dot{z} = 3at^2 + 2bt + c \quad (107)$$

где  $a, b, c$  – постоянные, определяемые из граничных условий:

$$t = 0; z = 0; \dot{z} = 0 \quad (108)$$

$$t = t_1; z = H; \dot{z} = 0 \quad (109)$$

С учетом (108), (109) из уравнения (106) определим постоянные:

$$\begin{aligned} d = 0 \rightarrow 0 &= 3at_1^2 + 2bt_1 \\ 0 &= 3at_1 + 2b \\ 3at_1 &= -2b \end{aligned} \quad (110)$$

$$a = \frac{-2b}{3t_1}$$

Из равенства (106) получим:

$$H = at_1^3 + bt_1^2 + ct_1 \quad (111)$$

$$0 = at_1^3 + 2bt_1 + c \quad (112)$$

$$0 = 3at_1 + 2b \quad (113)$$

Из равенства (113) найдем:

$$\begin{aligned} 2b &= -3at_1 \\ 2bt_1 &= -3at_1^2 \\ 2bt_1^2 &= -3at_1^3 \\ at_1^3 &= -\frac{2}{3}bt_1^2 \end{aligned} \quad (114)$$

Тогда из равенства (112) вытекает, что  $c=0$ .

Из равенства (111) с учетом (114):

$$\begin{aligned} H &= -\frac{2}{3}bt_1^2 + bt_1^2 \rightarrow H = \frac{1}{3}bt_1^2 \rightarrow b = \frac{3H}{t_1^2} \\ z &= -\frac{2b}{3t_1}t^3 + \frac{3H}{t_1^2}t^2 = -\frac{2H}{t_1^3}t^3 + \frac{3H}{t_1^2}t^2 \end{aligned} \quad (115)$$

Проверим:

при  $t = 0 \rightarrow z = 0; \dot{z} = 0$

при  $t = t_1$ :

$$\begin{aligned} z &= -\frac{2b}{3t_1}t_1^3 + \frac{3H}{t_1^2} = -\frac{2b}{3}t_1^2 + 3H = -\frac{2H}{t_1^3}t_1^3 + 3H = H \\ \dot{z} &= -\frac{6H}{t_1^3}t^2 + \frac{6H}{t_1^2}t \end{aligned} \quad (116)$$

$$\dot{z} = -\frac{6H}{t_1^3} t_1^2 + \frac{6H}{t_1^2} t_1$$

Вертикальный подъем на высоту  $H$  за время  $t_1$  по заданному закону:

$$z = z(t) = \frac{3H}{t_1^2} t^2 - \frac{2H}{t_1^3} t^3 \quad (117)$$

Уравнение посадки робота:

$$z = \frac{3H(t_3 - t)^2}{t_1^2} - \frac{2H(t_3 - t)^3}{t_1^3} \quad (118)$$

где  $t_1, t_3$  – время взлета и посадки платформы.

Параметры  $H$  и интервалы времени  $t_1, t_3$ , а также  $t_{10}$  и так далее, определяющие моменты включения приводов руля направления, задают желаемую траекторию движения робота.

Величина  $Z$  контролируется двумя методами. Если  $Z < Z_1$ , то применяется ультразвуковой дальномер. Если  $Z > Z_1$ , то используется альтиметр. Рассмотрим подробнее структурную схему системы автоматического управления. В состав системы управления входят микроконтроллер (микрокомпьютер), логический многоканальный регулятор, объект управления и обратные связи.

Управляющее напряжение питания от микроконтроллера, через драйвер, подается на двигатель  $OY_1$  и сервоприводы ( $OY_2, OY_3$ ), используемые для изменения направления движения платформы. Управление приводами генерируется бортовой системой управления по соответствующим алгоритмам.

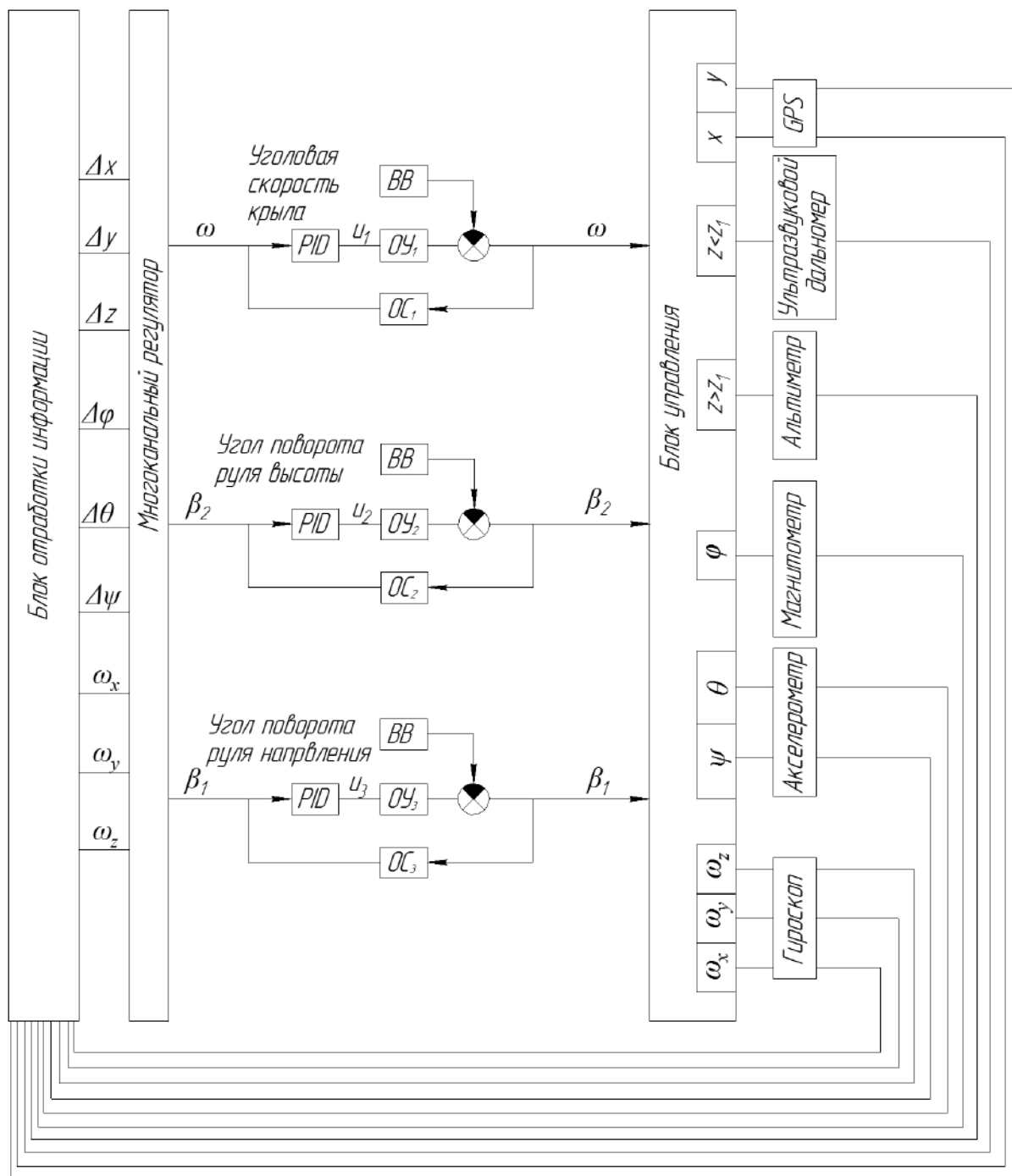


Рисунок 54. Схема системы автоматического управления движением МПД по отклонению обобщенных координат от заданных

В качестве датчиков обратной связи используются: акселерометр, GPS – навигатор, гироскоп, акселерометр, магнитометр, альтиметр. Акселерометр показывает изменение скорости движения трикоптера в пространстве, GPS – навигатор -изменение координат X, Y, гироскоп определяет значение угловых скоростей, а углы поворота  $\varphi$ ,  $\psi$ , определяются акселерометром и угол  $\theta$  – магнитометром.

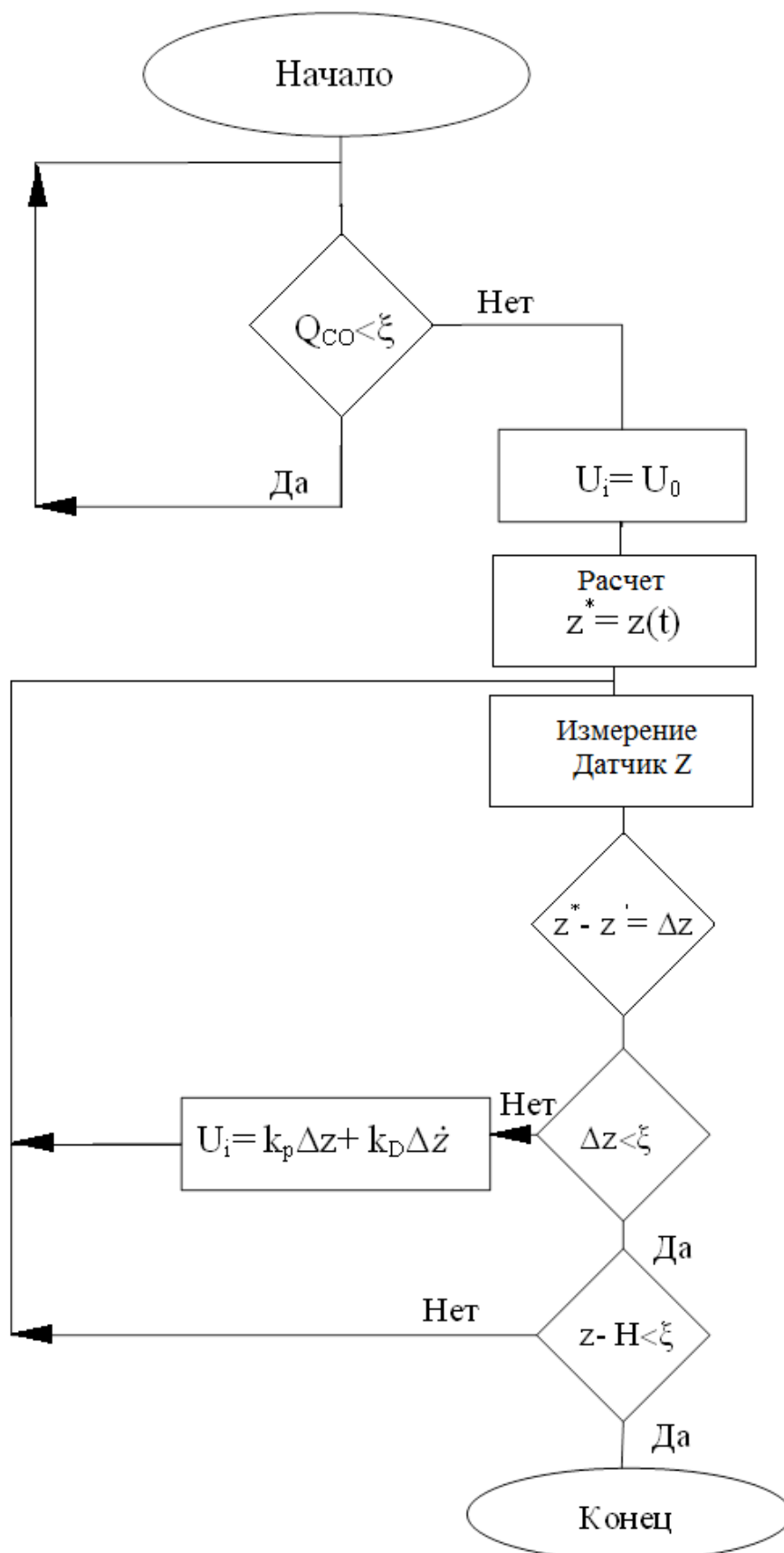


Рисунок 55. Блок схема алгоритма вертикального взлета МГА

Полученные данные приходят на микроконтроллер, где сравниваются с требуемыми значениями параметров, которые сохранены в постоянном запоминающем устройством (ПЗУ). Значения ошибок по соответствующим обобщенным координатам (функции  $x^*$ ,  $y^*$ ,  $z^*$ ) и углам (функции  $\varphi^*$ ,  $\psi^*$ ,  $\theta^*$ ), определяемые разностью между фактическими и заданными значениями, поступают на вход регулятора, который вычисляет значения управляющих напряжений  $U_1-U_3$ , подаваемых на электроприводы, в соответствии с принятой стратегией  $U_i=U_i(\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta \varphi, \Delta \psi, \Delta \theta)$ . Технически система «микроконтроллер и регулятор» может быть реализована на различной аппаратно-программной базе.

Алгоритм взлета МПП на заданную высоту представлен на рисунке 55.

### 3.5. Моделирование траектории движения МПП по горизонтальной окружности

Упрощенно, траекторию движения робота в проекции на плоскость  $xzO$  представим в виде плоской кусочно-линейной функции. Взлет объекта происходит по прямой  $OM_1$ . Горизонтальный полет происходит по  $M_1M_2$ . Посадка по кривой  $M_2O$ .

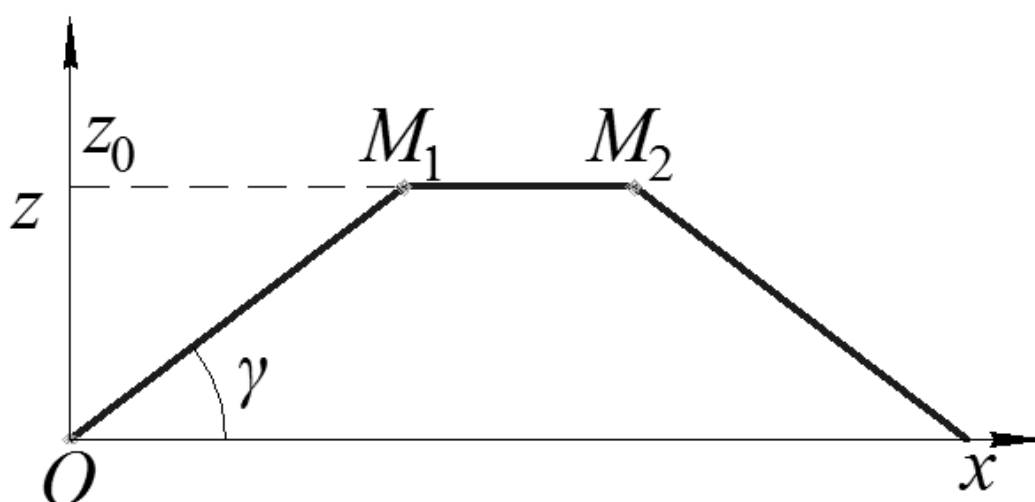


Рисунок 56. Кусочно-линейная траектория, движения робота в вертикальной плоскости.

Все перечисленные этапы движения происходят в автоматическом режиме без участия человека. Для обеспечения движения по траектории развернем поворотный винт на угол  $\alpha=90^\circ$  в направлении движения и управляемыми параметрами будут являться:  $-135^\circ \leq \gamma = \beta \leq 135^\circ$ ;  $\beta = \beta(\Delta\psi)$  – формируется в зависимости от ошибки по углу рысканья; силы тяги неповоротных винтов 2-4 формируются также как на 1 этапе:  $F_i = F_i(\Delta Z)$ ,  $i=2-4$ , а поворотного винта  $F_1 = F_1(\Delta x, \Delta y)$  – в зависимости от ошибок по перемещению.

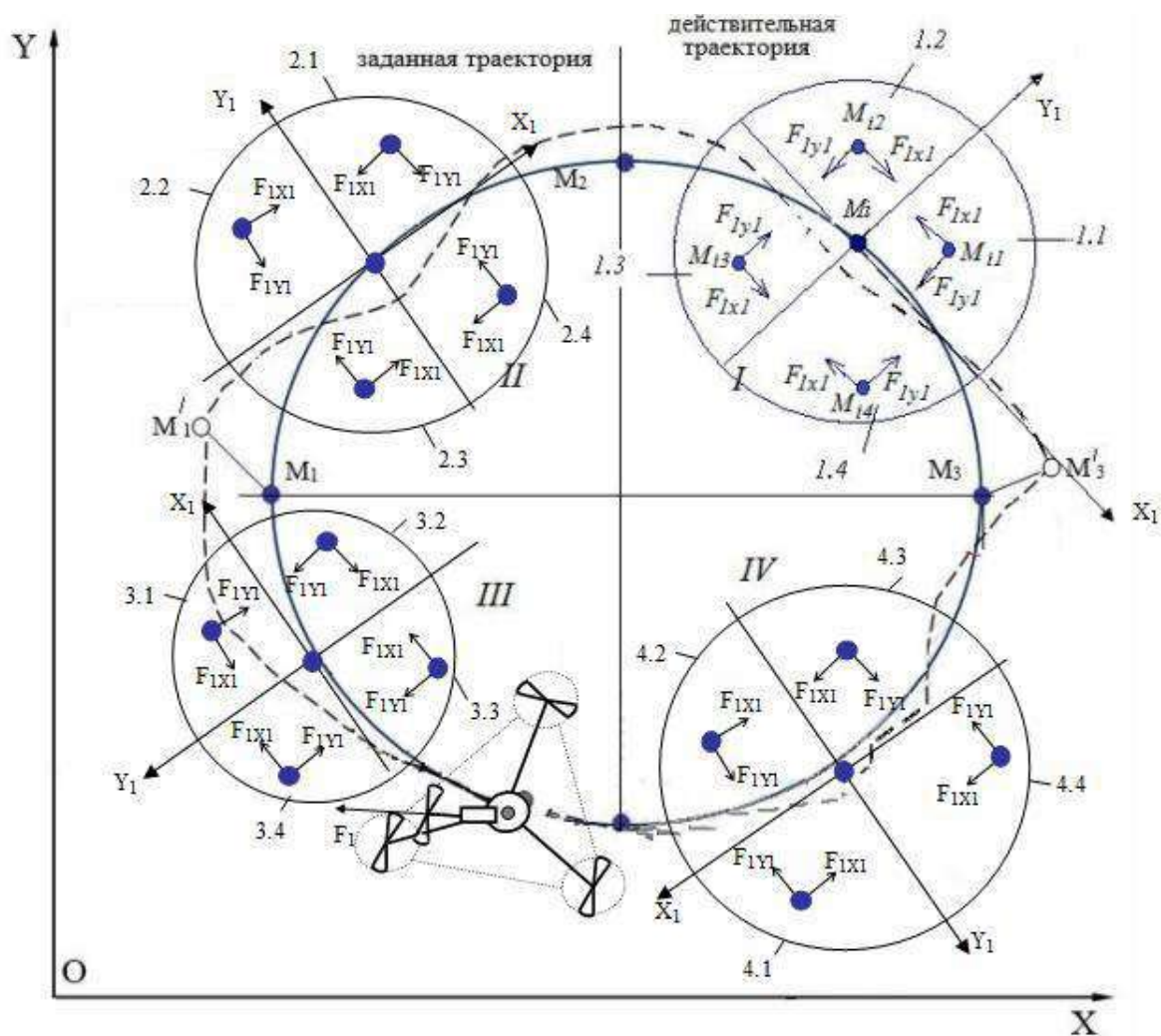


Рисунок 57. Схема алгоритма управления движением МПП по заданной траектории

Для составления алгоритма полета МПП в горизонтальной плоскости зададимся направлением зоны облета – против хода часовой стрелки. Условно разделим окружность на 4 четверти и контроль за действительным положением объекта  $M'_i (i = 1 \dots n)$  будем осуществлять с помощью совокупностей точек  $M_i$ , расположенных в каждой из четвертей. Для построения системы управления, удовлетворяющей заданной траектории, будем фиксировать координаты, изменение координат, получаемые от объекта по отношению к точкам, находящейся в конкретной четверти, определять ошибки перемещения  $\Delta x$  и  $\Delta y$ , где  $\Delta x_i = x_i^* - x_i$  - погрешность перемещения по оси  $X$ ;  $\Delta y_i = y_i^* - y_i$  - погрешность перемещения по оси  $Y$ .

В результате исследования были сформулированы задачи системы автоматического управления для обеспечения полета МПП по заданной траектории. 2. Разработана функциональная схема системы управления, которая состоит из трех основных модулей: модели электроприводов, модели управляющих воздействий и динамической модели МПП. Решена задача системы управления по определению значений обобщенных координат, которые представлены в виде вектора  $\bar{q} = \bar{q}(t) = (X, Y, Z, \varphi, \psi, \theta)^T$ , управляющие факторы  $\omega, \beta_1, \beta_2$  определяются в различные моменты времени для известных управляющих напряжений  $u = (u_1 \cdot u_2 \cdot u_3)^T$ , поступающих на электроприводы и являющихся заданными функциями времени  $t$ . Сформулированы условия, при которых после выхода робота на заданную высоту начинается горизонтальный полет МПП по заданному направлению как по прямой, так и по окружности. Для этого с помощью магнитометра происходит определение угла рыскания  $\psi$ , сравнение с заданным углом и его корректировка за счет включения подачи на привод руля направления управляющего напряжения.

Определены силы тяги от величины угловой скорости и величины управляющего напряжения поступающего на обмотки электродвигателя. а также зависимости средней скорости корпуса от длины крыла, зависимости средней скорости корпуса от модулей моментов  $M_{21}$  и  $M_{23}$  и при различных соотношениях площадей  $S1 \setminus S2$ . Разработан программный комплекс, позволяющий определить оптимальные па-



параметры регулятора системы управления в зависимости от задаваемых исходных параметров для движения по заданной траектории с минимальными отклонениями. Изучены основные закономерности движения мобильной многозвенной системы в режимах вертикального взлета, посадки движения по заданной траектории и выявлен нелинейный характер зависимостей, показана возможность их аппроксимации полиномом второго порядка.

## **4. МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКА ЗАГРЯЗНЕНИЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ МОБИЛЬНОЙ ПРИБОРНОЙ ПЛАТФОРМЫ**

### **4.1. Постановка задачи**

Проведенные ранее теоретические исследования позволяют предложить метод определения положения источника токсичных газов. Однако в силу сложности рассматриваемой системы экологического мониторинга, необходимо результаты математического моделирования дополнить экспериментальными данными.

Одной из основных задач, которую необходимо решать при проведении экспериментальных исследований, является задача проверки работоспособности концепции определения бортовым вычислителем азимута, обеспечивающего движение МПП в сторону увеличения концентрации СО. Эта задача решается с помощью бортовой системы управления мобильным газовым анализатором. Необходимо проверить насколько эффективно с точки зрения точности и быстроты действия происходит вычисление направления движения, определяемое углом азимута, отсчитываемым от северного направления меридиана, и направлением на ориентир с максимальным содержанием СО.

### **4.2. Исследование движения мобильной приборной платформы по окружности**

Для экспериментального исследования основных аэродинамических характеристик МПП в лаборатории мехатроники и робототехники ЮЗГУ разработан многофункциональный стенд для изучения возможностей регистрации СО в различных режимах движения по круговой траектории, общий вид стенда приведен на рисунке 58.

В процессе проведения исследований конструкция стенда была доработана с целью увеличения функционала и точности измерений.

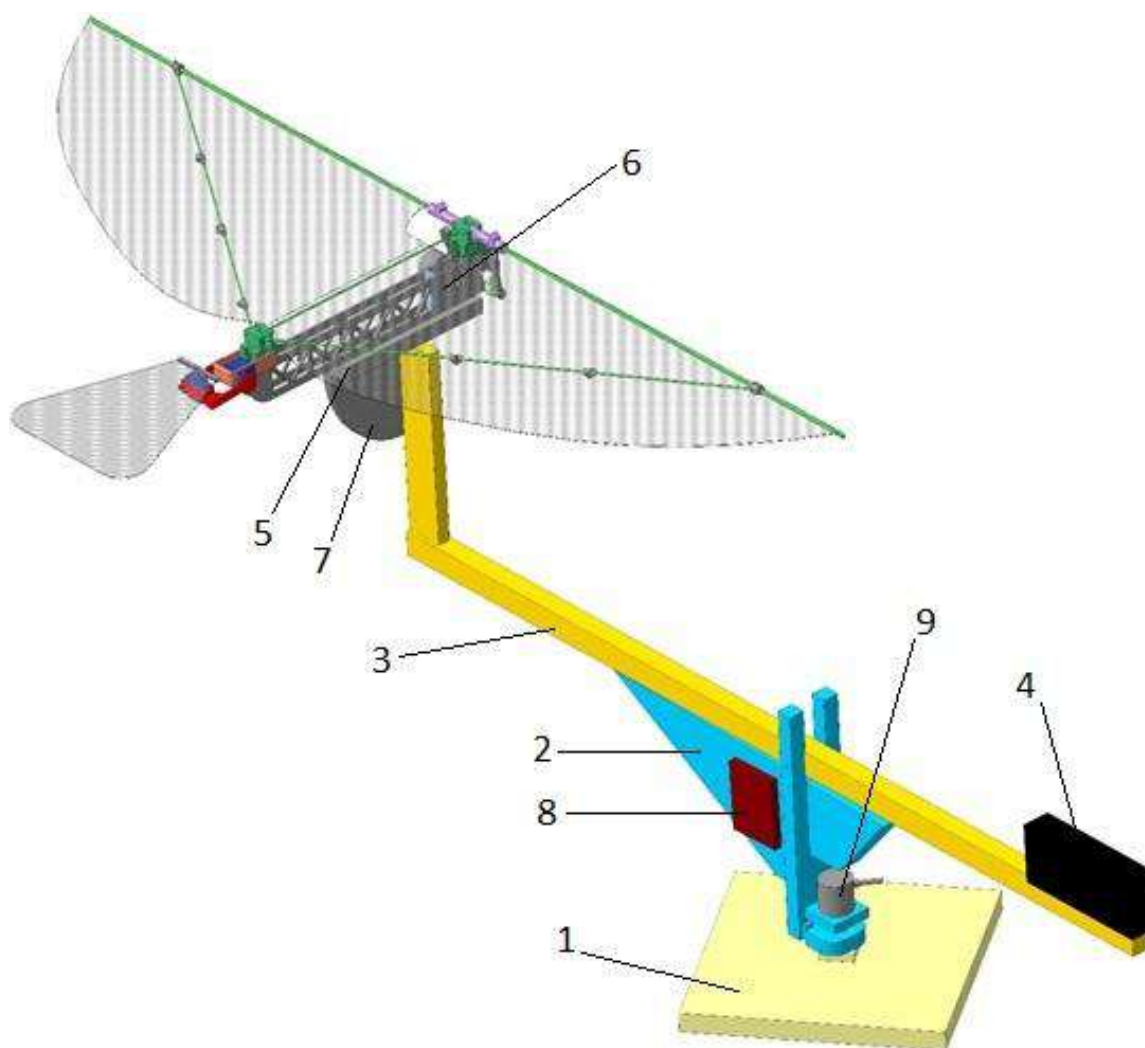


Рисунок 58. Общий вид стенда для изучения возможностей регистрации СО в различных режимах движения по круговой траектории

где:

- 1 – основание;
- 2 – упор;
- 3 – балка;
- 4 – противовес;
- 5 – кронштейн крепления орнитоптера;
- 6 – датчик измерения концентрации СО;
- 7 – поворотный кронштейн для изменения угла атаки орнитоптера;
- 8 – блок управления;

9 – энкодер.

10 – источник возгорания.

МПП жестко закрепляется на кронштейне 5 и с помощью грузов 4 уравниваем аппарат до горизонтального положения балки 3. Изменяя количество грузов, можно скомпенсировать любую подъемную силу, создаваемую крыльями. Запуская привод крыльев, упор 2 и шарнирно закрепленная с ним балка 3 приводятся во вращательное движение и аппарат разгоняется до заданной горизонтальной скорости.

С помощью САУ стенда проводятся измерения угловой скорости и изменение угла наклона балки относительно упора. Эти параметры необходимы для дальнейшего вычисления тяговой и подъемной силы. На рисунке 59 представлена структурная схема стенда.

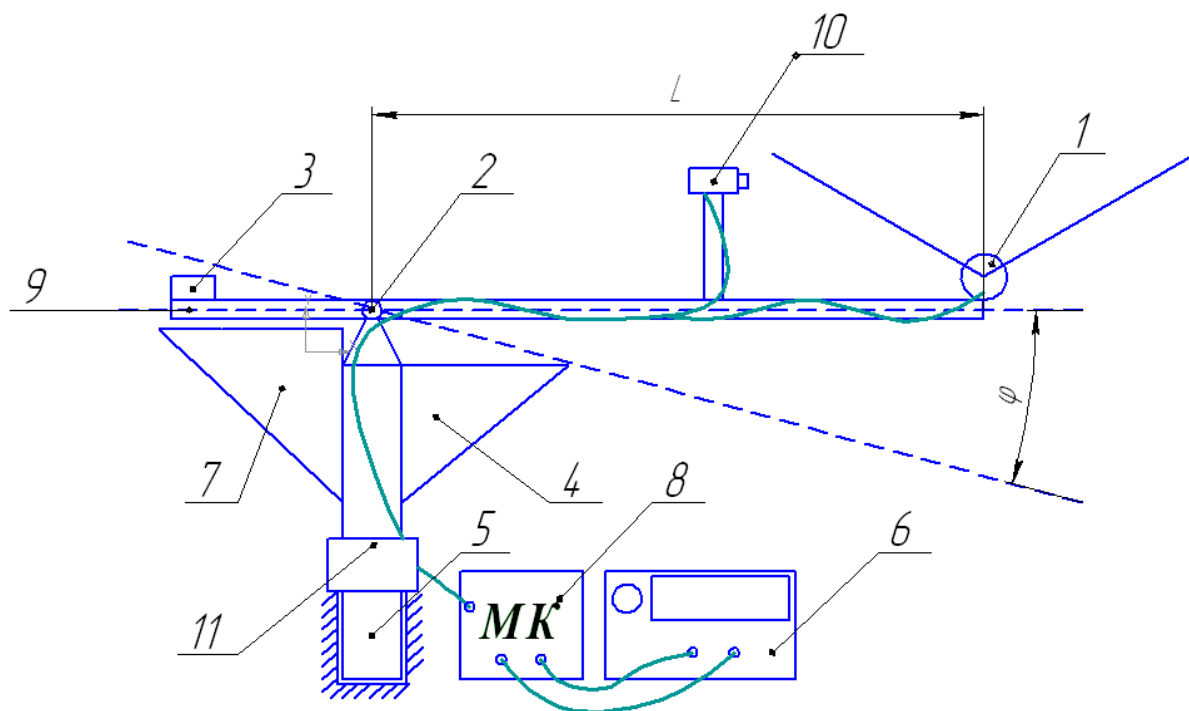


Рисунок 59. Структурная схема стенда

На данном рисунке приняты следующие обозначения:

$\varphi$  – угол между балкой и горизонтом;

$L$  – длина рычага между силами создаваемыми орнитоптером и осями вращения стенда;

1 – МПП;

- 2 – плоский шарнир;
- 3 – груз для балансировки;
- 4 – передний ограничитель поворота плоского шарнира;
- 5 – опора вращательная в горизонтальной плоскости;
- 6 – лабораторный блок питания;
- 7 – задний ограничитель поворота плоского шарнира;
- 8 – микроконтроллер;
- 9 – балка;
- 10 – тахометр;
- 11 – датчик угловой скорости.

Эксперименты на стенде проводились по следующей методике: МПП 1 жестко закрепляется на балке 9, установленной в плоском шарнире 2. На балке закреплён балансир 3. Измерительная система данных фиксирует и сохраняет данные получаемые с датчика угловой скорости 11 тахометра измеряющего частоту  $f$  взмахов крыльев орнитоптера 1; и кнопки фиксации преодоления орнитоптером силы сопротивления подъёмной силы. Для измерения угловой скорости вращения МПП использован фото-строботахометр АКТАКОМ АТТ-6002 (рис.60) совмещает в себе функции цифрового фототахометра и цифрового стробоскопа и предназначен для измерения частоты вращения вала в диапазоне 10...105 об/мин для фототахометра и в диапазоне  $10^2...10^5$  об/мин строботахометра.



Рисунок 60. Общий вид фото-строботахометра АКТАКОМ АТТ-6002

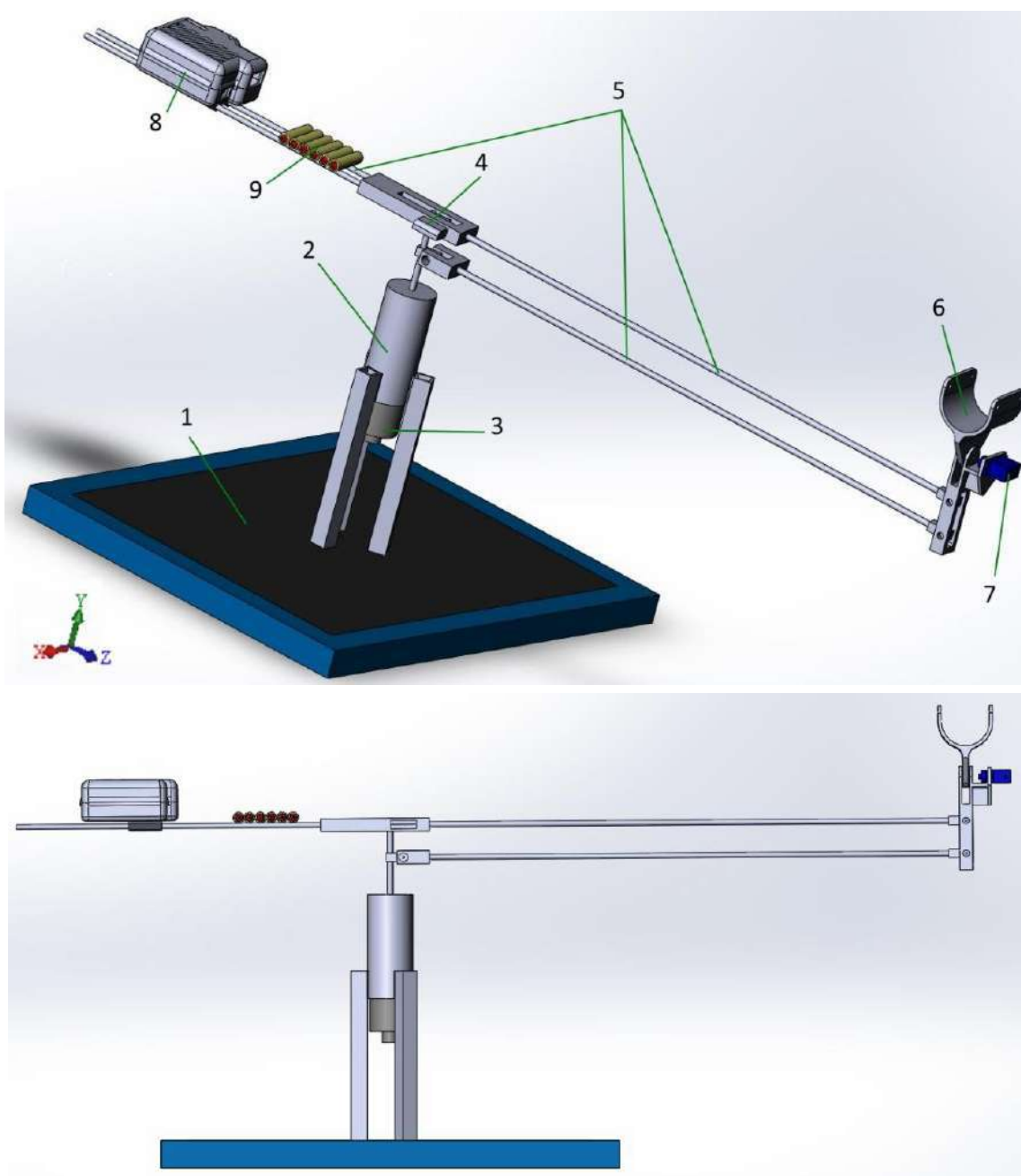


Рисунок 61. 3D-модель станда

На рис. 61 обозначены позиции основных конструктивных элементов механизма: 1 – основание; 2 – стойка; 3 – энкодер; 4 – акселерометр; 5 – стержни; 6 – кронштейн для крепления махолета; 7 – сервомашинка; 8 – блок электроники; 9 – батареи.

Рассмотрим подробнее набор бортовых сенсоров, применяемых для автономного движения мобильного газового анализатора к источнику возгорания. Основную роль в этом процессе играет в воздушной

среде в электрический (резистивный) сигнал. Сенсор используется в составе газосигнализаторов. Режим работы импульсный.

Требования к быстродействию сенсоров этого типа вытекает из скорости диффузии газов и конвекции воздушной массы в помещении, а также, поэтому быстродействие должно быть не более нескольких секунд, и здесь имеется преимущество у полупроводниковых сенсоров перед электрохимическими.

**ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДАТЧИКА СГ-2140-A1 из серии СЕНСИС 2000 (SGS 2140-A1)**

Диапазон измеряемых концентраций CO 1- 1000 ppm

H<sub>2</sub>- 0.1-300 ppm

CH<sub>4</sub> 1-10000 ppm

потребляемая мощность (средняя) мВт 50-80

Напряжение питания нагревателя В 2.5/0.6

Ток, потребляемый нагревателем мА 110/40

Время подогрева мин. 3

Чувствительность R<sub>0</sub>/R при 20 мг/м<sup>3</sup> не менее 5

Предел основной допустимой погрешности не более 10

Сопротивление нагревателя при 20°C 9-11

Сопротивление чувствительного слоя, МОм 1-3

Масса, г. не более 3

Габаритные размеры d10x12 мм

Выводы нагревателя отмечены красной эмалью

Условия эксплуатации

- Температура окружающей среды от -60 до +100°C

- Запыленность атмосферы должна быть не более 2 г/м<sup>3</sup>

- Относительная влажность газа до 98% при 35°C без конденсации влаги.

- Атмосферное давление 87.8-119.7 кПа (660-900 мм.рт.ст.) при возможности расширения при специальной калибровке от вакуума до 1000 атм.

Содержание в воздухе сернистых газов (SO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>S), и хлорсодержащих соединений, вызывающих коррозию чувствительного слоя и корпуса – недопустимо. Значение концентрации паров органических

растворителей должно быть не более значения, указанного в инструкции по эксплуатации

На борту мобильной платформы также установлен датчик температуры HEL-775-A-U-0 имеет погрешность 2% и вес порядка 1 г.

Кроме этого, установлены ультразвуковые датчики расстояния US40-16ST/R (сплит) работают в диапазоне 0,2-3 м с погрешностью 10мм.

#### **4.3. Результаты экспериментальных исследований основных характеристик мобильной приборной платформы**

1. Определение скорости вращения при помощи тахометра АКТАКОМ АТТ-6002. На рис. 62 показан общий вид МПП, установленный на стенде.

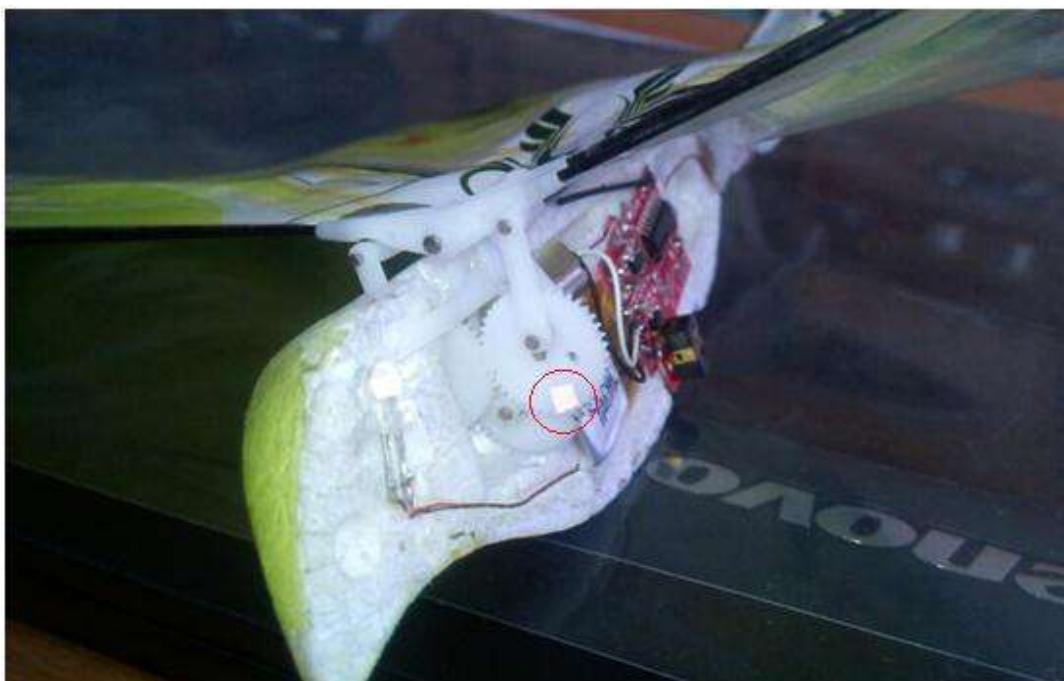


Рисунок 62. Общий вид МПП, установленный на стенде

Тахометр АКТАКОМ АТТ-6002 был установлен таким образом, чтобы засвечивался элемент с наклеенной светоотражающей лентой (рис. 63).





Рисунок 63. Засветка края шестерни световым лучом тахометром АКТАКОМ АТТ-6002

После проверки прохождения метки через световой луч был запущен двигатель на минимальных и максимальных оборотах. Было получено значение для минимальной 119 об/мин/ и максимальной угловой скорости 190 об/мин/, что соответствует линейной скорости МГА при движении по окружности 1,5 м/с и 3,0 м/с.

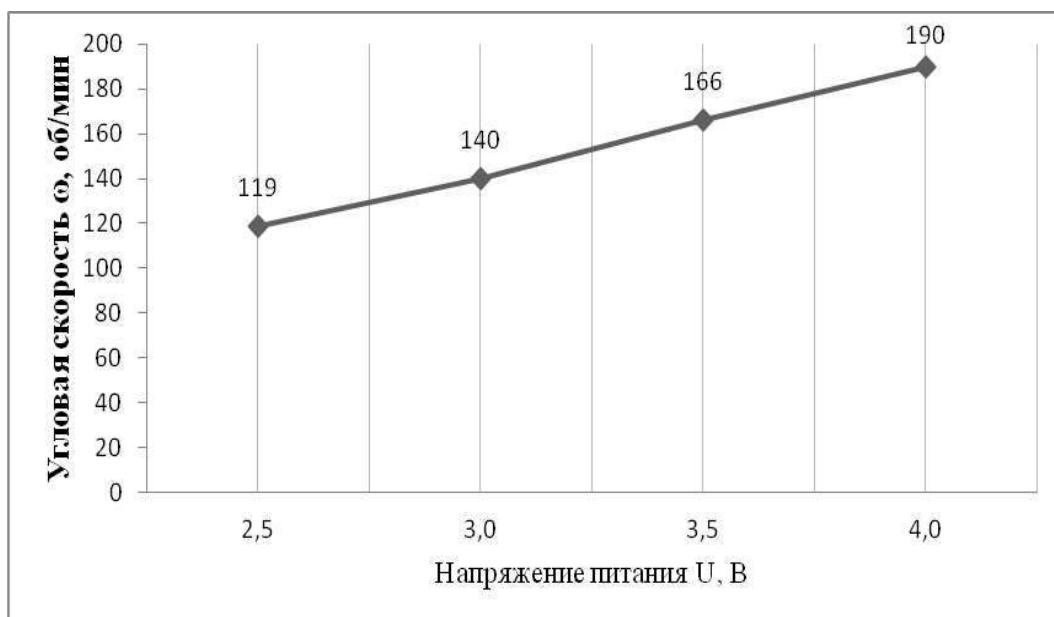


Рисунок 64. График зависимости угловой скорости электродвигателя от напряжения питания

Значения угловой скорости были получены на различных напряжениях, а именно при 2.5 В, 3 В, 3.5 В и 4 В. Полученные данные приведены на рисунках 64, 65.

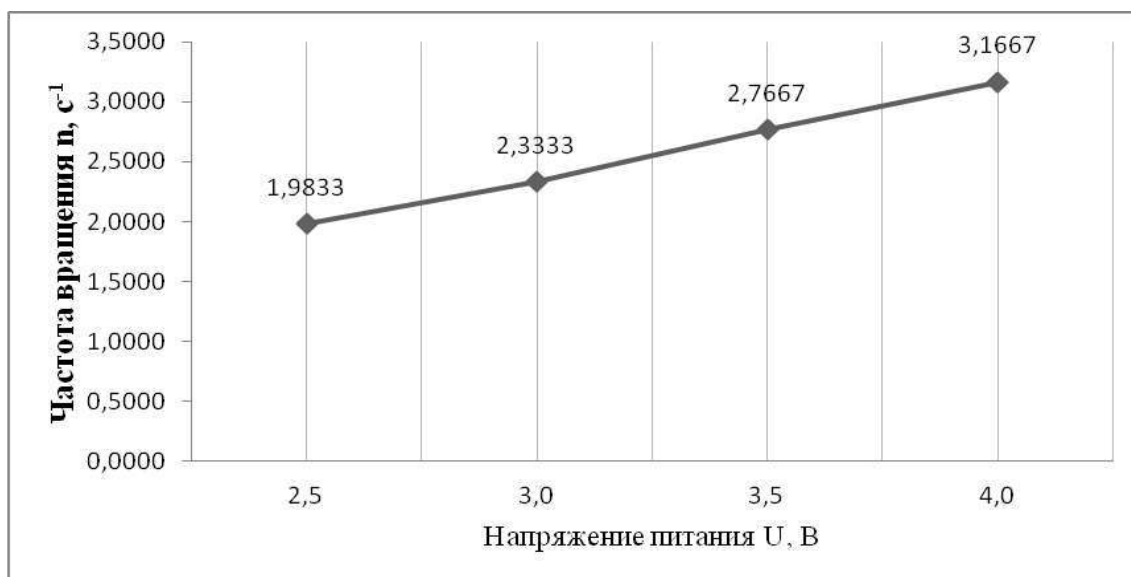


Рисунок 65. График зависимости частоты вращения электродвигателя от напряжения питания

Полученные данные проверялись путем обработки отснятого видео.

Данные представлены на рис. 66.

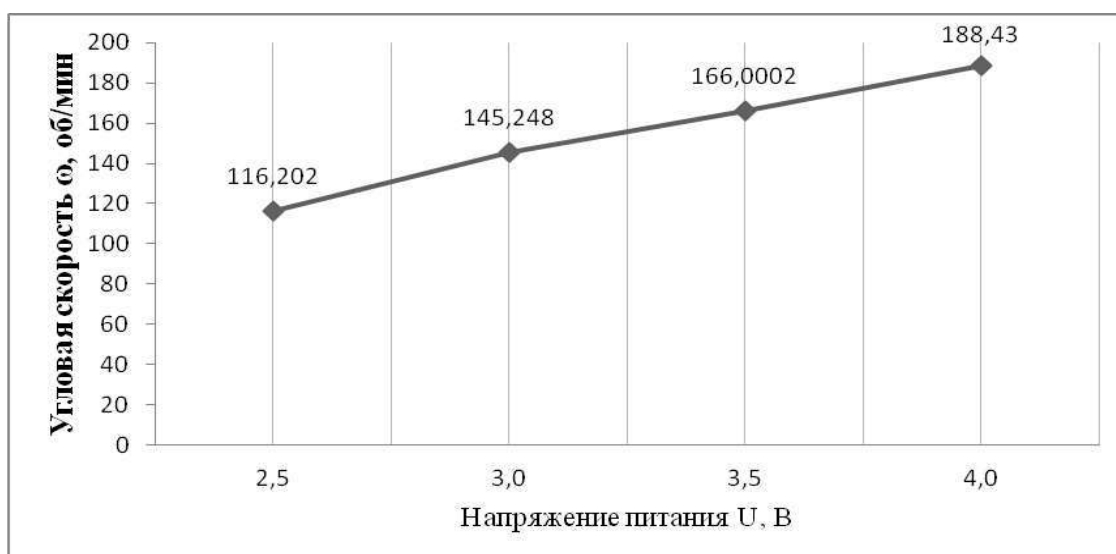


Рисунок 66. График зависимости угловой скорости электродвигателя от напряжения питания

Особое внимание уделено определению силы тяги, создаваемой машущим крылом. С помощью данного стенда также проведен эксперимент, в результате которого определена зависимость тягового усилия от частоты взмаха крыла и напряжения питания. Также определена зависимость мощности, потребляемой электродвигателем при создании тягового усилия. Для проведения эксперимента (рис. 63) используется прецизионный измеритель веса (3) и фото-строботометр (2), позволяющий измерять частоту вращения крыльев (1).

Результаты экспериментальных исследований представлены в таблице 3.

Таблица 3.

### Результаты исследований

$\omega$ , рад/с	T, Н	I, А	N, Вт	$\lambda$ , Вт/Н
15,70	0,00	0,02	0,01	-
28,26	0,01	0,06	0,06	6,75
37,68	0,02	0,10	0,15	8,44
48,15	0,03	0,15	0,30	10,21
56,52	0,04	0,21	0,53	12,81
64,89	0,05	0,26	0,78	14,36
72,64	0,07	0,31	1,09	16,29
80,59	0,08	0,36	1,44	18,33

Кроме этого, зависимости силы тяги, тока потребляемой мощности и отношения потребляемой мощности к силе тяги представлены на графиках см. рис 67-70.

Проведенные исследования показали, что скорость МПП зависит от частоты колебаний крыла, которая в свою очередь, определяется угловой скоростью вращения двигателя. Таким образом, эта зависимость позволяет изменять скорость летающей платформы, что особенно важно при движении МПП по круговой траектории во время замеров концентрации СО.

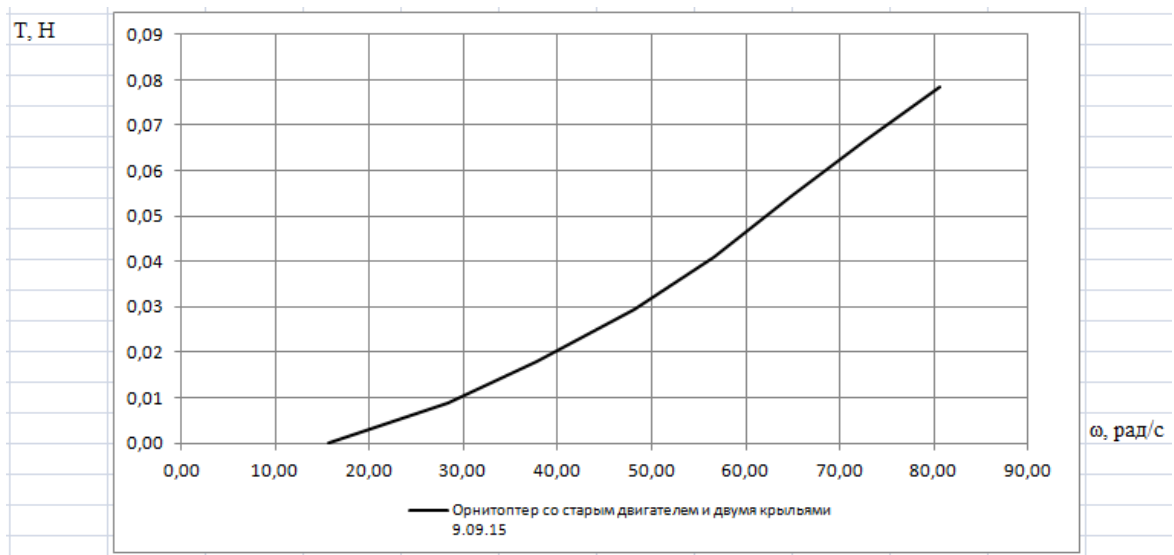


Рисунок 67. Зависимость силы тяги от частоты колебаний крыльев

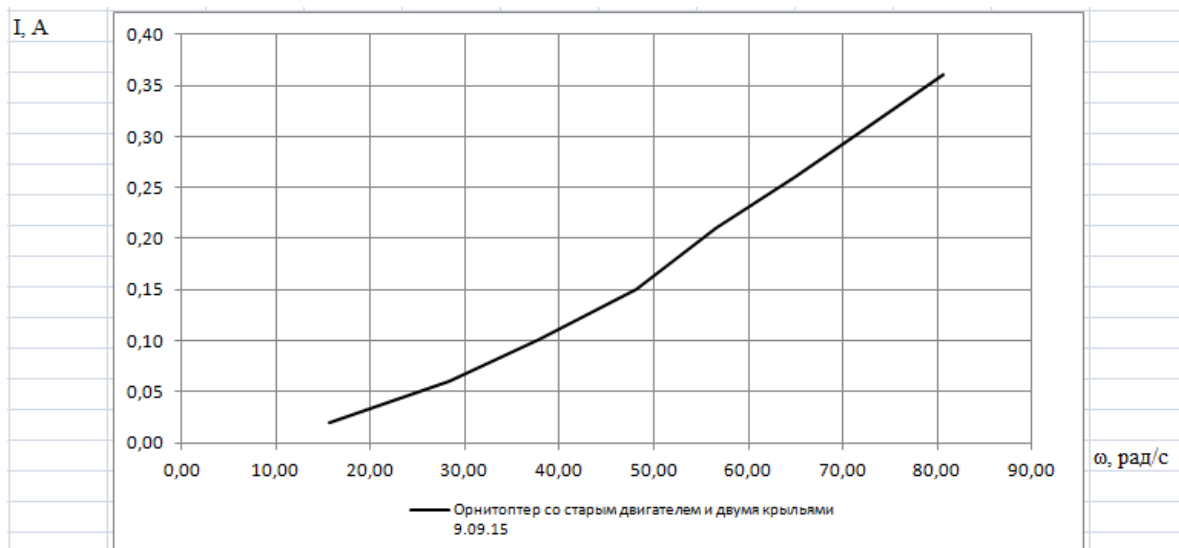


Рисунок 68. Зависимость тока в обмотках электродвигателя от частоты колебаний крыльев

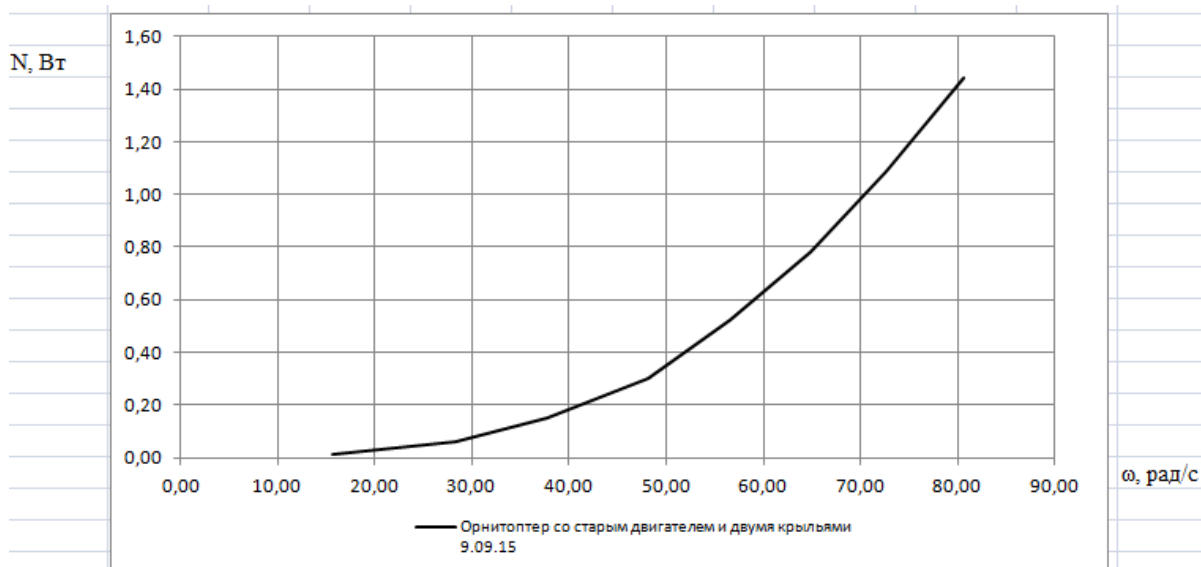


Рисунок 69. Зависимость потребляемой мощности от частоты колебаний крыльев

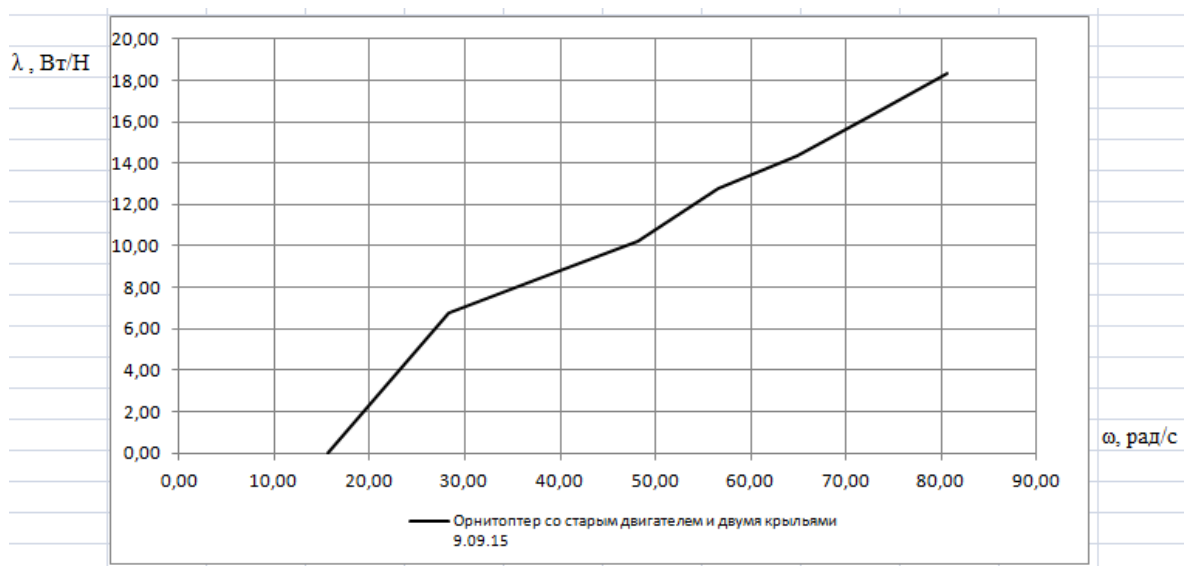


Рисунок 70. Зависимость отношения потребляемой мощности к силе тяги от частоты колебаний крыльев

Также, полученные данные позволяют определить время нахождения в воздухе летающей платформы. При средней скорости движения угловая скорость равна 40-50 рад/с, что соответствует  $\lambda=8,5-10,5$  Вт/Н. Токи в обмотке электродвигателя см. рис.68 составляют 0,12-0,16 А. Таким образом, для работы в воздухе более 1 час необходимо иметь емкость аккумулятора как минимум 0,2 А/час. Таким парамет-

рам соответствует аккумулятор 3.7V Hubsan X4 H107 имеющий следующие характеристики:

Тип	Аккумуляторы LiPo
Длина (мм)	30
Ширина (мм)	19
Высота (мм)	6
Емкость (mAh)	240
Разъем подключения	Molex Plug
Напряжение	3.7V
Тип аккумулятора	Li-Po

#### 4.4. Результаты экспериментальных исследований распространения угарного газа CO

Переход к применению газочувствительных сенсоров-измерителей концентрации угарного газа CO в системах экологической безопасности позволяет обнаружить угарный газ на ранней стадии, когда можно принять меры по остановке опасного процесса и предотвратить экологическую катастрофу (например, отключить питание и остановить опасный перегрев проводки).

В источнике монооксида углерода (угарного газа) концентрация CO достигала значений 25-30 ppm. Для удобства в дальнейшем использовалась относительная концентрация CO.

Определение относительной концентрации CO при удалении от источника токсичного газа осуществляется по формуле:  $C=C_x/C_{max}$ , где  $C$  – относительная концентрация CO;  $C_x$  – концентрация CO на расстоянии  $x$  от источника;  $C_{max}$  – концентрация CO в источнике. На распределение CO в пространстве влияет скорость воздушных масс в районе источника возгорания. При нулевой скорости воздушных масс снижение концентрации CO в зависимости от расстояния можно оп-

ределить по графику (рис. 71), полученному путем экспериментов. Данные приведены ниже в таблице 4. Также важно было получить зависимость градиента концентрации от расстояния от источника возгорания. Эта зависимость приведена на рис.72.

Таблица 4.

Зависимость относительной концентрации СО от расстояния от источника возгорания

x, м	0	5	10	15	20	30	40	50	60	90
C	1	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,2

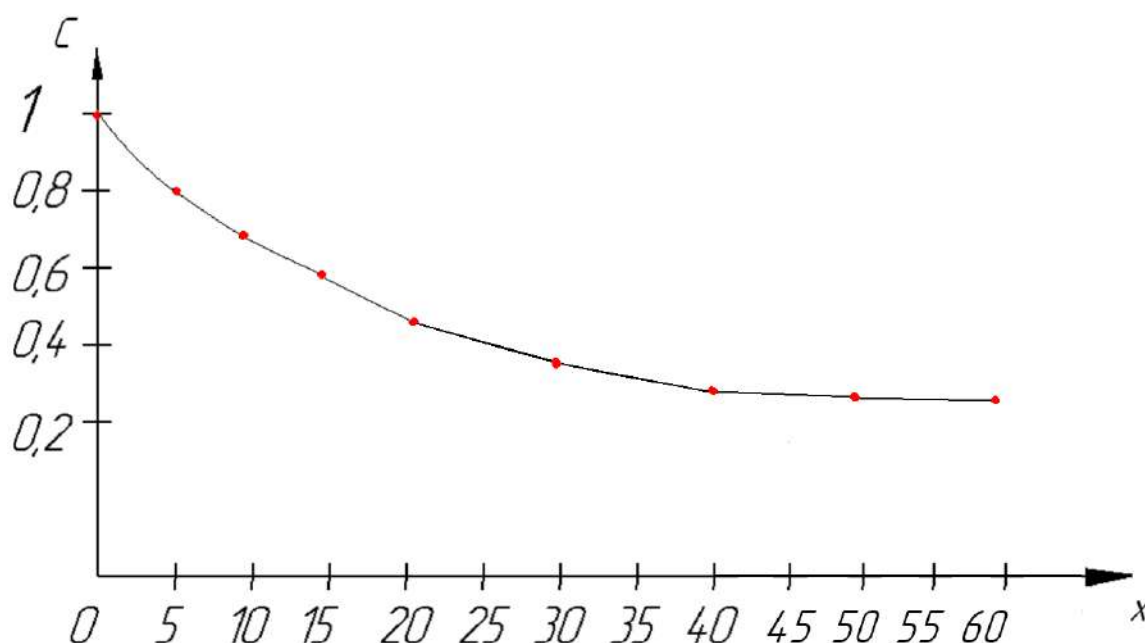


Рисунок 71. Изменение относительной концентрации СО в зависимости от расстояния от источника возгорания

На первом этапе экспериментально были определены зависимости концентрации СО в зависимости от расстояния от источника возгорания.

Определение относительной концентрации СО за счет удаления от источника возгорания осуществляется по формуле:  $C=C_x/C_B$ , где  $C$ -

относительная концентрация CO;  $C_x$  – концентрация CO на расстоянии  $x$  от источника;  $C_B$  – концентрация CO в источнике. На распределение CO в пространстве влияет скорость воздушных масс в районе источника возгорания. При нулевой скорости снижение концентрации CO в зависимости от расстояния можно определить по графику (рис. 71), полученным путем экспериментов. Данные приведены ниже в таблице 4.2. Также важно было получить зависимость градиента концентрации от расстояния от источника возгорания. Эта зависимость приведена на рис. 72.

Также была решена задача об аппроксимации этой зависимости полиномом второго порядка:

$$C = a_2x^2 + a_1x + a_0 \quad (119)$$

Для нахождения постоянных  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $a_2$  были сформулированы граничные условия.

1) При  $x=0$ ,  $C=1$ , тогда:

$$\begin{aligned} a_2x^2 + a_1x + a_0 &= 1 \\ a_0 &= 1 \end{aligned} \quad (120)$$

2) При  $x=40$ ,  $C=0,3$ , тогда:

$$1600a_2 + 40a_1 = -0,7 \quad (121)$$

3) При  $x=15$ ,  $C=0,6$

$$225a_2 + 15a_1 = -0,4 \quad (122)$$

4) Решая систему уравнений:

$$\begin{cases} 1600a_2 + 40a_1 = -0,7 \\ 225a_2 + 15a_1 = -0,4 \end{cases} \quad (123)$$

$$\begin{cases} a_2 = 0,00037 \\ a_1 = -0,0325 \end{cases}$$



В итоге было получено уравнение, позволяющее определять концентрацию СО в зависимости от расстояния от источника токсичного газа:

$$C = 0,00037x^2 - 0,0325x + 1 \quad (124)$$

Также была определена зависимость градиента концентрации от координаты  $x$ :

$$\frac{dC}{dx} = 0,00037x - 0,0325 \quad (125)$$

По полученному выражению был построен график зависимости градиента от расстояния до очага возгорания (рис. 72). Максимальное значение градиента равно 0,00325, а при удалении на 80-90 м от источника градиент стремится к нулю.

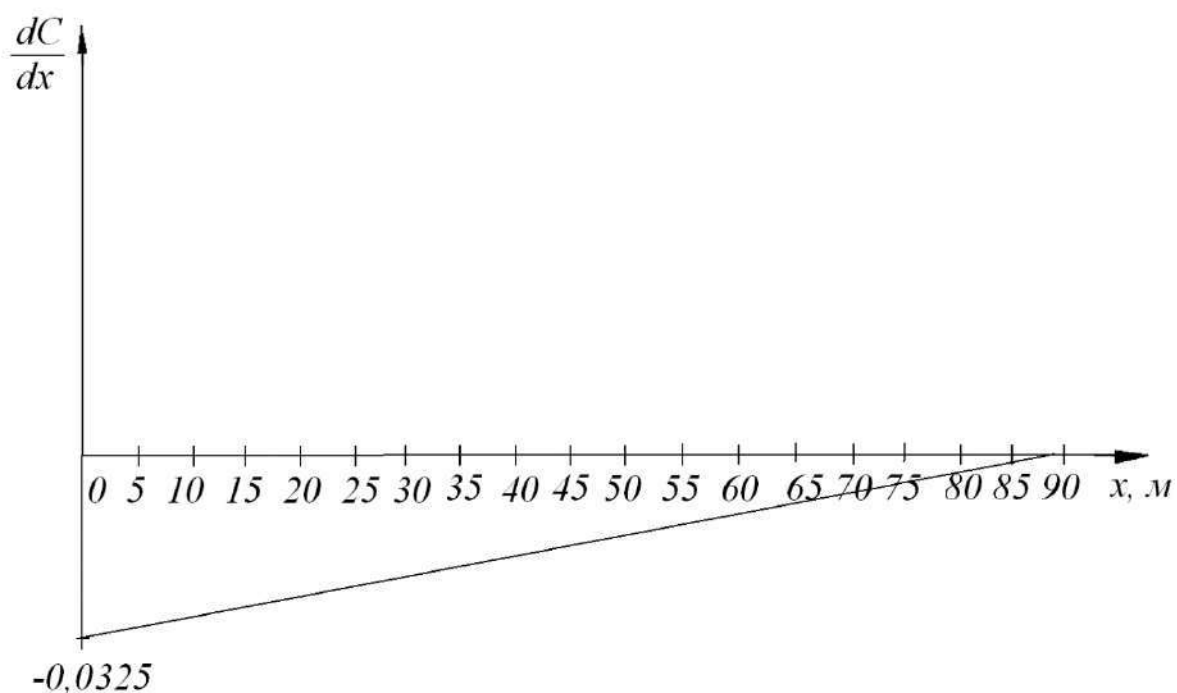


Рисунок 72. Изменение градиента концентрации СО в зависимости от расстояния от источника возгорания

Проведенные исследования показали, что градиент концентрации изменяется в зависимости от расстояния до источника токсичного газа. Можно выделить как минимум две области: I – область с высоким уровнем градиента (0-40м); II – область с низким уровнем градиента (40-80 м). Для каждой из этих областей необходимо применять разные стратегии движения по градиенту. Поэтому, для нахождения азимута, соответствующего направлению движения на максимальную концентрацию CO, необходимо разработать метод определения концентрации CO в точках при движении объекта по замкнутой траектории и изучить влияние параметров, определяющих движение летательного аппарата по этой траектории.

Для эффективного зондирования пространства с целью нахождения значений концентрации в заданных точках, наиболее оптимальной является окружность, расположенная в горизонтальной плоскости. При проведении экспериментальных исследований важным, является определение количества точек на траектории в которых производится измерение концентрации CO.

В соответствии со стратегией метода Кифера-Волфовица при зондировании пространства и движении по градиенту в сторону увеличения концентрации CO целесообразно изменять пространственный шаг, то есть в нашем случае радиус  $R$  окружности с учетом величины градиента  $\frac{dC}{dL}$  в точке зондирования. То есть необходимо найти зависимость вида:

$$R = R\left(\frac{dC}{dL}\right) \quad (126)$$

Наличие градиента концентрации CO и возможность измерения этого параметра с помощью мобильного сенсора позволяет точно найти источник токсичного газа. Даже на расстоянии 60-90 метров наблюдается повышенная концентрация CO, что позволяет двигаться по градиенту концентрации в сторону увеличения концентрации.

#### 4.5. Результаты экспериментальных исследований по определению концентрации СО в точках окружности

Для решения задачи об определении концентрации угарного газа СО мобильным объектом при движении по окружности применен стенд и методика, описанные ранее. Схема стенда представлена на рис. 73. Эксперимент проводился в двух областях: I – область с высоким уровнем градиента (0-40 м); II- область с низким уровнем градиента (40-80 м).

Число контрольных точек варьировалось в диапазоне 2, 4, 8. Радиус окружности изменялся от 1 м до 3 м.

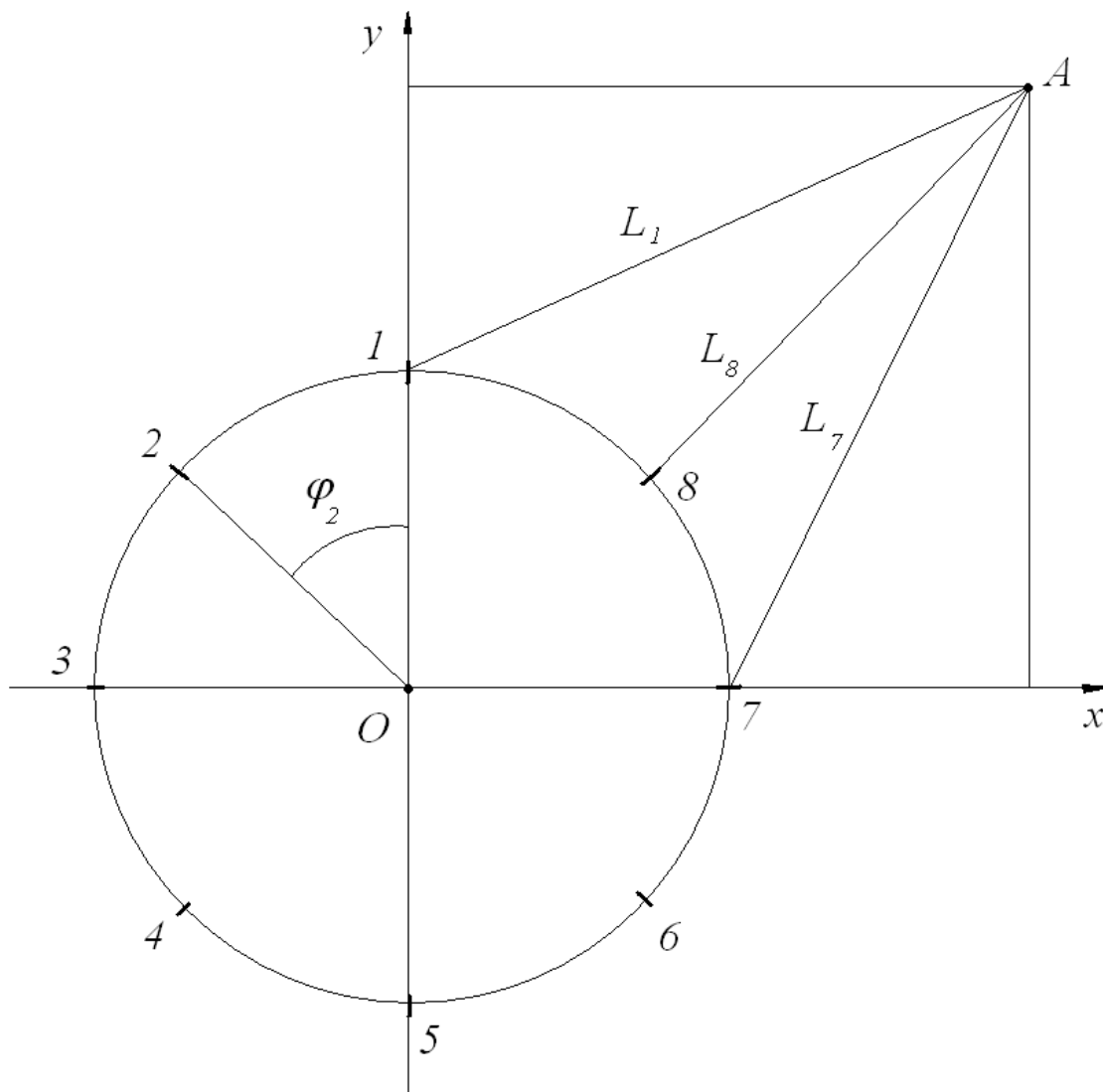


Рисунок 73. Схема эксперимента по определению концентрации СО при движении МГА по окружности

Расстояние от точки, в которой производится измерение СО определим по формуле:

$$L_i = \sqrt{(x_a + R \sin \varphi_i)^2 + (y_a - R \cos \varphi_i)^2} \quad (127)$$

$R$  – радиус траектории движения МПП;  $x_a, y_a$  – координаты источника возгорания;  $\varphi_i$  – центральный угол, определяющий положение точек измерения.

Концентрацию СО в точках определим по формуле:

$$C_i = 1 - 0,0325L_i + 0,00037L_i^2 \quad (128)$$

Результаты расчетов и экспериментов для  $R=3\text{м}$ ,  $x_a=20\text{м}$  и  $y_a=30\text{м}$  приведены в таблице 5.

Таблица 5.

#### Концентрация СО для $R=3\text{ м}$

Номер точки									
		$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$	$C_5$	$C_6$	$C_7$	$C_8$
Наименование									
Расчет	$C_p$	0,33	0,31	0,301	0,30	0,30	0,31	0,32	0,33
Эксперимент	$C_э$	0,34	0,32	0,29	0,29	0,28	0,31	0,33	0,34
Дальность до очага возгорания	$L, \text{ м}$	33,6	35,6	37,8	39,0	37,8	36,8	34,91	33,1

Результаты расчетов и экспериментов для  $R=5\text{м}$ ,  $x_a=20\text{м}$  и  $y_a=30\text{м}$  приведены в таблице 6.

Концентрация СО для  $R=5м$ 

Номер точки		$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$	$C_5$	$C_6$	$C_7$	$C_8$
Наименование									
Расчет	$C_p$	0,34	0,31	0,29	0,288	0,29	0,3	0,34	0,35
Эксперимент	$C_э$	0,36	0,33	0,3	0,29	0,28	0,31	0,35	0,37
Дальность до очага возгорания	$L, м$	32,02	35,42	39,05	40,97	40,31	37,36	33,54	31,7

По результатам исследований разработана методика определения азимута для движения МПП в сторону увеличения концентрации. Массив данных из таблицы 3 и 4 анализируется бортовым вычислителем и определяются координаты точки с максимальной  $x_1, y_1$  и минимальной концентрацией  $x_2, y_2$ . Далее по координатам этих точек вычисляется уравнение прямой проходящей через эти две точки:

$$\frac{y - y_1}{y_2 - y_1} = \frac{x - x_1}{x_2 - x_1} \quad (129)$$

или в общем виде:

$$(y_1 - y_2)x + (x_2 - x_1)y + (x_1y_2 - x_2y_1) = 0 \quad (130)$$

Т.е. получили общее уравнение прямой линии на плоскости в декартовых координатах:

$$Ax + By + C = 0 \quad (131)$$

где  $A$  и  $B$  одновременно не равны нулю.

Тангенс угла, определяющий направление движения в сторону максимальной концентрации, можно определить по формуле:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{(x_1 - x_2)}{(y_1 - y_2)} \quad (132)$$

Если максимальная концентрация измерена в точке  $C_8$  с координатами  $x_1=3,54$ ;  $y_1=3,54$ , а минимальная в точке  $C_5$  с координатами  $x_2=0$ ;  $y_2=-5$ , то

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{(x_1 - x_2)}{(y_1 - y_2)} = \frac{3,54}{(3,54 + 5)} = 0,41 \quad (133)$$

отсюда  $\varphi = \operatorname{arctg}(0,41) = 0,39$  или  $\varphi=22,2^\circ$ .

Полученный угол определяет положение прямой относительно севера и позволяет найти азимут направления дальнейшего движения МПП.

При проведении экспериментов решался вопрос, как выбрать шаг движения по градиенту? По сути, речь идет о выборе радиуса окружности, при котором возможно гарантированное определение градиента концентрации:

$$R = R\left(\frac{dC}{dL}\right) \quad (134)$$

При проведении экспериментальных исследований градиента концентрации по приближенной формуле:

$$\frac{dC}{dL} = \frac{\Delta C}{L} \quad (135)$$

где  $L^2=(x_1-x_2)^2+(y_1-y_2)^2$

$\Delta C=CO_1-CO_2$  разница между максимальной и минимальной концентрацией.

Для определения радиуса окружности можно применить формулу:

$$R = \frac{R_0}{a + \frac{\Delta C}{L}} \quad (136)$$

Параметры  $R_0$ ,  $a$  – определяются экспериментальным путем.

Радиус окружности зависит от величины градиента концентрации, который возрастает при приближении к очагу возгорания. Проведенные исследования показали, что для уверенного определения азимута радиус окружности должен быть не менее 5 метров, при этом разница между максимальной и минимальной концентрацией составляет  $\Delta C = 0,09$  условных единиц при  $L = 9$  м или приблизительно 2-3 ppm, что уверенно регистрируется бортовым устройством.

Дальнейшее увеличение радиуса позволяет повысить чувствительность и точность измерений, однако значительное увеличение радиуса окружности приводит к увеличению времени полета и соответственно снижению быстродействия метода измерений.

Поэтому оптимальным радиусом следует считать радиус  $R = 5-7$  м. По сути, этот радиус определяет погрешность, с которой определяются координаты источника возгорания. Так как выбранный датчик измерения концентрации СО регистрирует концентрацию на расстоянии  $L = 50-70$  метров. То относительная погрешность измерения может быть оценена как отношение

$$\lambda = \left(\frac{R}{L}\right) \cdot 100\% = 10\% \quad (137)$$

Также на точность измерения играют роль климатические, механические факторы, а также режимы электрического питания датчиков и электроприводов мобильной платформы. В данном случае исследования проводились при следующих климатических условиях: температура воздуха 23-26 °С, давление 750-760 мм рт. ст., ветер 1-3 м/с. Механические факторы так же, как и режимы электрического питания не изменялись.

Второй вопрос, на который было необходимо найти ответ в ходе проведения экспериментов, с какой скоростью необходимо двигаться

по траектории, чтобы бортовая измерительная система могла зарегистрировать концентрацию в точке. Экспериментально установлено, что скорость движения аппарата по траектории может изменяться в пределах от минимальной угловой скорости  $0,3 \text{ 1/с}$ , что для радиуса  $5 \text{ м}$  соответствует линейной скорости  $1,5 \text{ м/с}$  до значений максимальной угловой скорости  $2,0 \text{ 1/с}$ , что соответствует линейной скорости  $10 \text{ м/с}$ . Таким образом, максимальное время облета всей траектории при радиусе  $5 \text{ м}$  составляет  $T=L/V=31,4/1,5=20,9 \text{ с}$ , а минимальное  $T=L/V=31,4/10=3,1 \text{ с}$ .

Так как сенсор, измеряющий СО имеет быстродействие приблизительно  $1,5 \text{ с}$ . То этот фактор ограничивает скорость движение МПП по траектории.

Если считать, что замеры СО происходят в  $n$  точках на траектории, то время движения должно превышать  $n * 1,5$ .

При измерении концентрации СО в 8 точках, время пролета сенсора по  $1/8$  окружности составит соответственно для минимальной скорости  $2,6 \text{ с}$ , а при максимальной, соответственно  $0,39 \text{ с}$ .

Поэтому максимальная скорость должна быть ограничена быстродействием сенсора  $1,5 \text{ с}$ . Соответственно этому, время пролета по траектории будет равно  $12 \text{ с}$  и скорость при этом составит  $V=L/T=31,4/12=2,6 \text{ м/с}$ .

И еще один вопрос, который необходимо решить путем экспериментов – это количество точек на окружности в которых должна производиться регистрация концентрации СО. Небольшой шаг позволяет повысить точность определения азимута, но потребует значительного числа опытов, а большой шаг снижает вероятность точного нахождения азимута.

Определяющим здесь опять является быстродействие сенсора. Как было установлено время движения по траектории  $T$  должно быть больше, чем  $n * 1,5$ . Отсюда рост числа точек приводит к тому, что минимальное время движения увеличивается, а скорость движения по траектории уменьшается. Так при  $n=12$  имеем  $T=18 \text{ с}$ , что соответствует скорости  $V=L/T=31,4/18=1,74 \text{ м/с}$ , что близко к минимальной



скорости движения МПП и соответствующей  $1,5 \text{ м/с}$ . Поэтому далее принято, что  $n=8$ .

В соответствии с принятым в данном методе шаговым принципом движения в пространстве по поверхности отклика крутое восхождение может осуществляться многократно, пока не будет достигнута почти стационарная область, в которой градиент концентрации близок к нулю.

#### 4.6. Метод определения положения источника загрязнений

Стратегия управления движением МПП при измерении концентрации СО в заданных точках пространства  $Q_i$ , а также температуры  $t^\circ$  и расстояния  $l$  до препятствия является ключевым вопросом для выбора структурной схемы и алгоритмов управления движением МПП по скорости  $v_i$  и азимуту  $\psi_i$  на  $i$ -том участке кусочно-линейной траектории на основе логического вывода, определении минимального значения концентрации  $Q_{min}$ , построении  $i$ -го фрагмента новой траектории в форме параметрических уравнений  $y_i(t)$ ,  $x_i(t)$ , где  $t$  – время. При выполнении условий  $t^\circ > t_0^\circ$  или  $l > l_0$  происходит изменение траектории по сценарию  $y_n(t)$ ,  $x_n(t)$  или  $y_p(t)$ ,  $x_p(t)$ .

Решение обратной задачи кинематики (ОЗК) позволяет переходить к переменным  $\bar{v}_i, \psi_1$ , которые и определяют направление и скорость движения объекта по планируемой траектории. Параметры ПИД-регулятора  $P$  определяются при минимизации отклонений реальных параметров от заданных. Для оценки ошибок, при синтезе ПИД регулятора использован интегральный критерий:

$$P_1 = \frac{1}{t} \int_0^{\tau_1} ((v_i(t) - v_i^*)^2 + (\psi_i(t) - \psi_i)^2) dt \quad (138)$$

Величина ошибки не превышает 10%.

Также описаны сенсоры полупроводникового типа, устанавливаемые на борту, позволяющие в реальном масштабе времени кон-

тролировать концентрацию СО и ряда других вредных веществ. Определены требования, и обосновывается структура системы слежения за траекторией. Особое внимание уделяется определению оптимальных параметров изучаемой системы. Для этого использована стратегия оптимального планирования вычислительного эксперимента. Переход к применению газочувствительных сенсоров-измерителей концентрации СО в системах противопожарной безопасности позволяет обнаружить пожароопасную обстановку на ранней стадии, когда можно принять меры по остановке опасного процесса и предотвратить пожар (например, отключить питание и остановить опасный перегрев проводки).

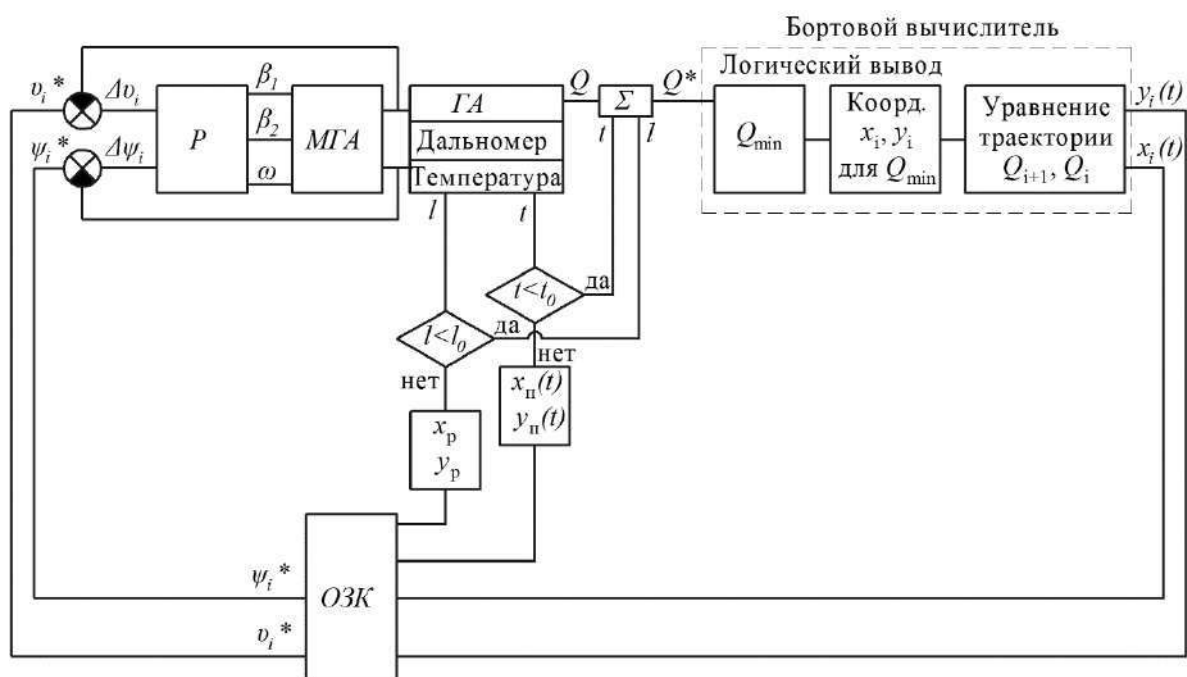


Рисунок 74. Структурная схема системы управления МПП

Рассмотрим алгоритм метода определения координат источника возгорания на основе мобильной системы экологического мониторинга:

1. При обнаружении повышенной концентрации  $CO > a$  в воздухе, летающая мобильная платформа, находящаяся в точке В с координатами  $x_B, y_B$  взлетает вертикально на высоту  $H_0$ , которая определяется параметрами складского помещения и зависает на этой высоте.

2. Далее происходит переключение режима на движение по этой окружности радиуса  $R=5\text{м}$ , на этом этапе, в заданных точках, координаты которых определяются комплексированным сигналом системы GPS и локальной навигационной системы, происходит измерение концентрации СО. Абсолютная погрешность определения координат точек составляет 0,3-0,7м. Поэтому, для получения достоверных данных облет может происходить несколько раз.

3. По результатам этих замеров в точках измерения концентрации СО бортовым вычислителем определяется среднее значение концентрации в точках.

4. Блок сравнения определяет точки с максимальной и минимальной концентрациями СО на этой окружности и далее рассчитывается направление движения в сторону максимальной концентрации.

5. Происходит переключение на режим движения по горизонтальной прямой в соответствии с заданной траекторией на расстояние  $L=10\text{-}20\text{м}$  в точку с координатами  $x_1, y_1$ . В этом положении летающая платформа останавливается и зависает на некоторой высоте  $H_1$ .

6. Далее происходит переключение режима на движение окружности, в заданных точках которой, происходит измерение концентрации СО. Для получения достоверных данных облет происходит три раза.

7. Блок сравнения определяет точки с максимальной и минимальной концентрациями СО на этой окружности и далее рассчитывается направление движения в сторону максимальной концентрации.

8. Происходит переключение на режим движения по горизонтальной прямой в соответствии с рассчитанной на предыдущем этапе траекторией на расстояние  $L=10\text{-}20\text{м}$  в точку с координатами  $x_2, y_2$ . В этом положении летающая платформа останавливается и зависает на некоторой высоте  $H_2$ .

9. Далее происходит переключение режима на движение окружности, в заданных точках которой, происходит измерение концентрации СО. Блок сравнения определяет точки с максимальной  $CO_{max}$  и минимальной  $CO_{min}$  концентрациями СО, если  $CO_{max} - CO_{min}$  меньше некоторого положительного числа  $a$  процесс движения останавлива-

ется, а координаты  $x_2$ ,  $y_2$  соответствуют координатам источника возгорания с абсолютной погрешностью 5м.

Блок-схема предложенного метода обнаружения возгораний представлена на рис. 75.

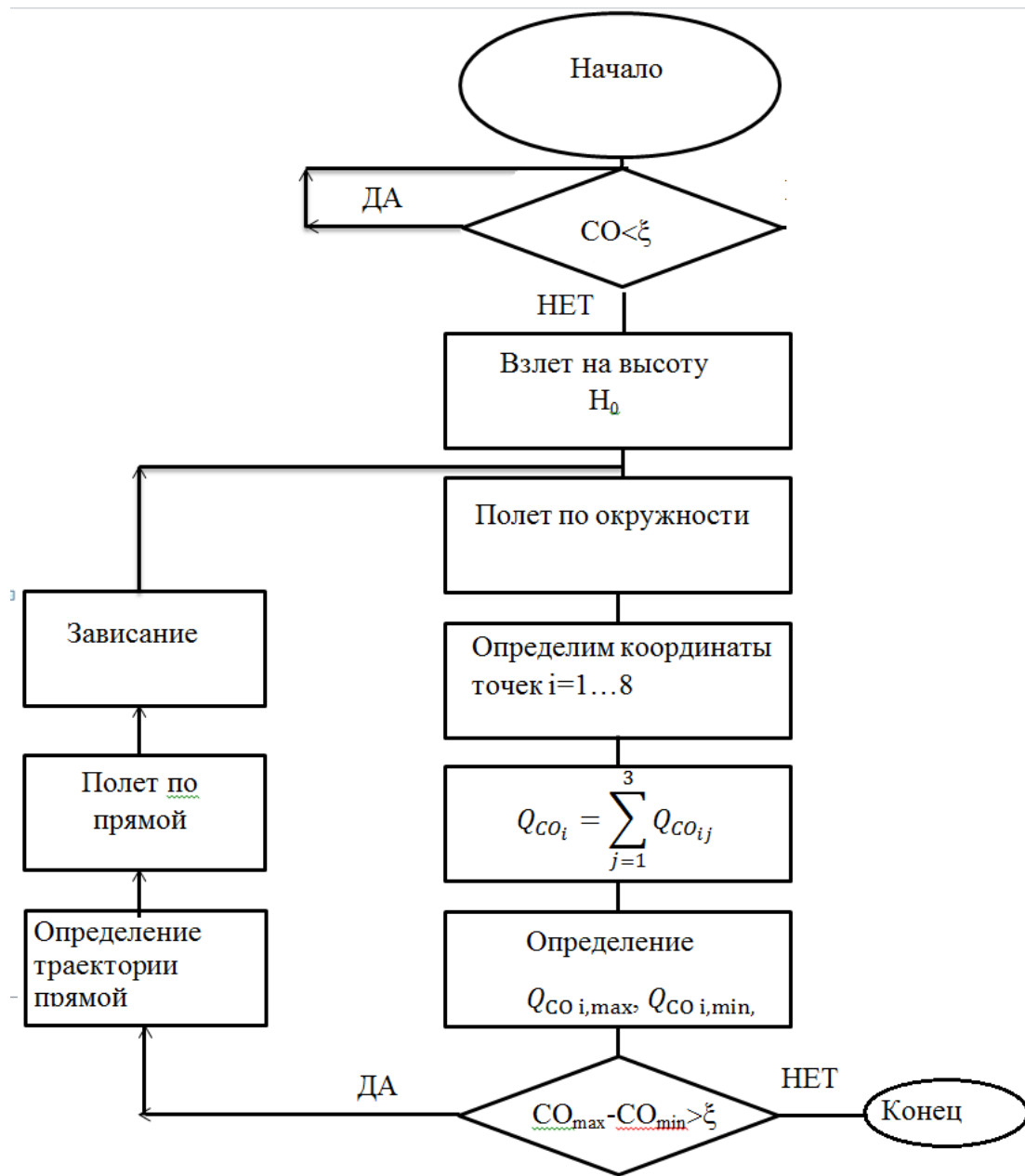


Рисунок 75. Блок-схема метода обнаружения источника загрязнений

## 4.7. Сравнительный анализ методов определения координат источника токсичных газов

### 4.7.1. Метод определения координат источника СО посредством мобильной приборной платформы

Теперь рассмотрим метод определения координат источника СО с помощью мобильного газового анализатора, представленного в данной работе. На рис. 76 показана схема измерения положения источника СО.

Как было показано ранее, МПП после инициализации взлетает на некоторую высоту и далее двигается по окружности с радиусом  $R$ , величина которого экспериментально найдена в предыдущем параграфе. Оптимальным принят радиус  $R=5\text{ м}$ . После нахождения максимального градиента концентрации происходит движение по прямой в сторону увеличения концентрации. Таким образом, траектория движения мобильного газового анализатора представляет собой набор окружностей и отрезков прямой. Процесс движения завершается после того, как на окружности концентрация СО при движении по окружности практически не изменяется. То есть источник СО находится внутри окружности и его положение определяется с погрешностью равной радиусу этой окружности  $R$ .

Данный метод позволяет с помощью одного газового анализатора, установленного на мобильной платформе определить координаты источника СО. В качестве средств измерения расстояний там, где это возможно, предлагается использовать мобильный GPS. Нормируемую допустимую погрешность средств измерения, применяемых в данном методе, следует рассматривать как погрешность измерения расстояния (местоположение газового анализатора) и концентрации СО.

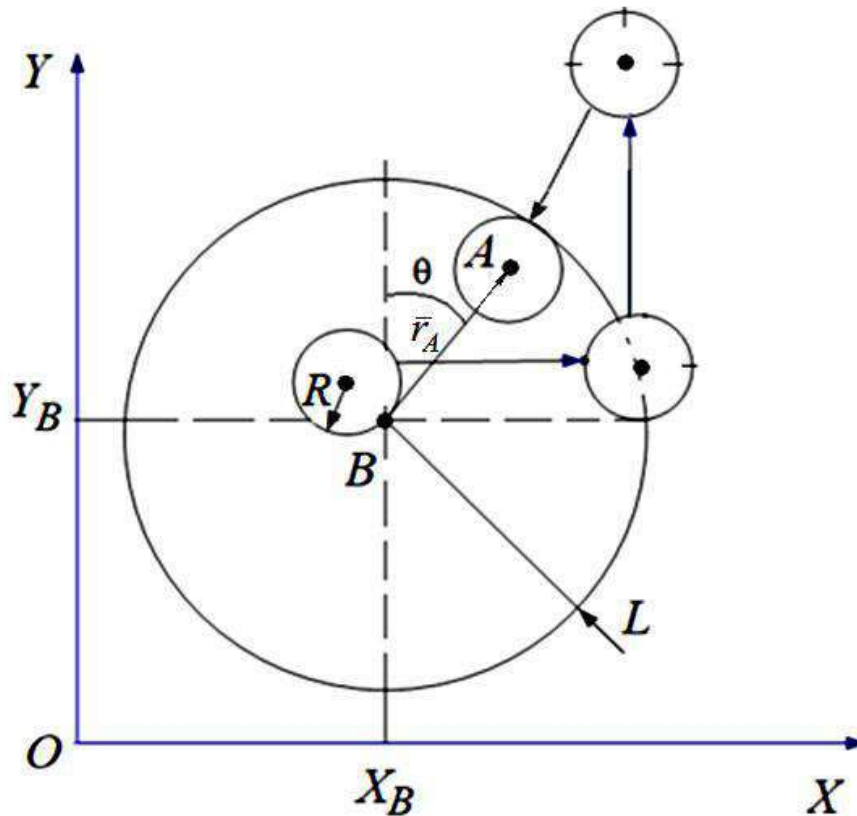


Рисунок 76. Схема определения координат источника загрязнений с помощью одного мобильного газового анализатора

Таким образом, в качестве критерия эффективности метода примем площадь фигуры, в которой гарантированно располагается источник загрязнений. Сравнивая стационарные методы определения координат источника возгорания с мобильной приборной платформой, можно сделать вывод, что применение МПП многократно повышает точность определения местоположения источника загрязнений.

1) Для одного стационарного прибора имеет площадь круга  $S_1 = \pi X^2$ .

2) Для двух стационарных приборов площадь фигуры, образованной пересечением двух окружностей  $S = S_1 + S_2$ :

$$S_1 = \frac{R_1^2 \cdot (F_1 - \sin F_1)}{2}$$

$$S_2 = \frac{R_2^2 \cdot (F_2 - \sin F_2)}{2} \quad (139)$$

где:

$$F_1 = 2 \cdot \arccos \frac{R_1^2 - R_2^2 + D^2}{2 \cdot R_1 \cdot D}$$
$$F_2 = 2 \cdot \arccos \frac{R_2^2 - R_1^2 + D^2}{2 \cdot R_2 \cdot D} \quad (140)$$

здесь  $R_1^0$  - радиус первой окружности;  $R_2$  - радиус второй окружности;  $D^0$  - расстояние между центрами окружностей.

3) Для одного мобильного прибора имеет площадь круга  $S_3 = \pi R^2$ .

#### ***4.7.2. Сравнительная оценка показателей качества экологического мониторинга посредством мобильной приборной платформы с известными способами мониторинга***

Для мониторинга загрязнения атмосферы в промышленном кластере в настоящее время используют автоматизированные системы мониторинга с программно-математическим обеспечением. В результате разведочного анализа определяем оптимальные координаты постов наблюдения таким образом, чтобы путем интерполяции данных построить карту экологического состояния атмосферы, а также определяем координаты источников загрязнения атмосферного воздуха [Способ построения сети постов мониторинга загрязнения атмосферы и определения характеристик источников ее загрязнения Патент РФ № 2397514. Опубликовано 20.08.2010. Бюл. № 23].

Несмотря на то, что существуют достаточно мощные программные средства анализа загрязнения атмосферы, например COSMOL Multiphysics [COSMOL Multiphysics URL: <http://www.cosmol.com/> дата обращения 14.04.2019] используемые математические модели не обладают достаточной точностью, а используемые стационарные посты наблюдения не могут обеспечить высокую точность, что обусловлено

изменяющимися скоростью и направлением ветра, ограниченными по высоте расположения стационарных датчиков.

Показатели качества экологического мониторинга оценивались на основе мнений экспертов [80].

Сравнительный анализ состоит из следующих этапов:

1. Формирование экспертной группы
2. Формирование критериев оценки качества экологического мониторинга
3. Ранжирование критериев оценки качества экологического мониторинга
4. Согласование мнения экспертов по ранжированию показателей качества
5. Экспертная оценка сравнительных способов экологического мониторинга воздуха с атмосферы.

Подбор экспертов осуществлялся на основе их компетенции по методу «снежного кома». Используя этот метод в экспертную группу, были включены шесть экспертов. На следующем этапе были сформированы критерии экологического мониторинга атмосферного воздуха и их показатели релевантности. Этот этап экспертного оценивания представлен таблицей 7. Релевантность оценивалась по десятибалльной порядковой шкале.

К погрешностям измерения при экологическом мониторинге обычно представляют невысокие требования: для стационарных пунктов наблюдения это не более  $\pm 25\%$ , для подвижных лабораторий – не менее  $\pm 15\%$ . МПП может обеспечить точность измерения не менее  $\pm 10\%$ .

Критичность экологического мониторинга к рельефу местности имеет большое значение, поэтому по этому показателю МПП имеет преимущества как перед стационарными пунктами наблюдения, так перед передвижной лабораторией.

Периодичность отбора проб зависит от множества факторов. В стационарных пунктах наблюдения это обычно 4 раза в сутки, и они имеют определенные преимущества по этому показателю, как перед передвижной лабораторией, так и перед МПП.



Пороговая чувствительность при экологическом мониторинге определяется в процентах от ПДК. Для стационарных пунктов наблюдения это 0,8 ПДК, для подвижных лабораторий – 0,5 ПДК. МПП может обеспечить пороговую чувствительность до 0,1 ПДК.

Для интерполяции данных экологического мониторинга нужно не только соответствующее программное обеспечение, но и достаточное количество измерений на единице площади контролируемой поверхности, обеспечивающее достоверность интерполяции и решения обратной задачи.

Скорость передачи данных обеспечивается наличием кодирующих и передающих устройств. Если все стационарные пункты наблюдения работают в автоматическом режиме, то они по этому показателю сопоставимы с МПП, но такими возможностями стационарные пункты наблюдения обладают не всегда, поэтому этот показатель у них занижен.

Известно, что концентрация загрязняющих атмосферу веществ изменяется с расстоянием от земной поверхности, поэтому МПП имеет по этому показателю существенное преимущество по сравнению с известными способами мониторинга.

Известно, что некоторая часть контролируемой территории недоступна как для установки постов наблюдения, так и для подвижной лаборатории. Поэтому по этому показателю МПП имеет неоспоримое преимущество.

По критичности к скорости ветра обусловлено тем, что при сильном ветре загрязняющее вещество распространяется по большим территориям и могут выйти за пределы контролируемой территории. Оптимальная скорость ветра для заполнения атмосферы промышленного кластера загрязняющими веществами – 1,2 м/с. Такая скорость ветра оптимальна и для работы с МПП.

По количеству контролируемых параметров атмосферы воздуха МПП несколько уступает подвижной лаборатории, но значительно превосходит стационарный пункт наблюдения.

Точность определения координат источника наблюдения определяется возможностями программного обеспечения по решению об-

ратной задачи, а также числом узлов интерполяции. Безусловным лидером здесь является МПП.

Показатели оценивались экспертами по десятибалльной шкале. Их экспертная оценка приведена в таблице 8. На рисунке 77 приведена диаграмма сопоставления показателей качества экологического мониторинга рассмотренных трех способов. При ее построении показатели таблицы 7 умножались на третий столбец таблицы 8.

Таблица 7.

Критерии качества экологического мониторинга  
и их релевантность

№ п/п	Показатели качества экологического мониторинга атмосферного воздуха	Релевантность $K_p^i$ экспертов	Нормированная релевантности $K_p^i / K_p^{max}$
X1	Погрешность измерения концентрации вещества	5	0,625
X2	Критичность к рельефу местности	7	0,875
X3	Периодичность отбора пробы (проведения измерения)	8	1
X4	Пороговая чувствительность	6	0,75
X5	Интерполяция данных	7	0,875
X6	Скорость передачи данных в аналитическую лабораторию	8	1
X7	Предельная высота отбора проб	7	0,875
X8	Процент контролируемой территории, покрытой постами наблюдения	6	0,75
X9	Критичность к скорости ветра	6	0,75
X10	Номенклатура контролируемых параметров среды	5	0,625
X11	Погрешность определения координат источника загрязнения	8	0,625

Таблица 8.

## Экспертная оценка показателей качества экологического мониторинга атмосферы воздуха для трех способов мониторинга

№ п/п	Подвижная лаборатория	Стационарные пункты наблюдения	МПП
x1	6	4	6
x2	6	3	8
x3	5	6	5
x4	4	2	8
x5	4	2	8
x6	5	2	8
x7	4	4	8
x8	6	4	8
x9	3	2	5
x10	8	3	7
x11	6	4	10

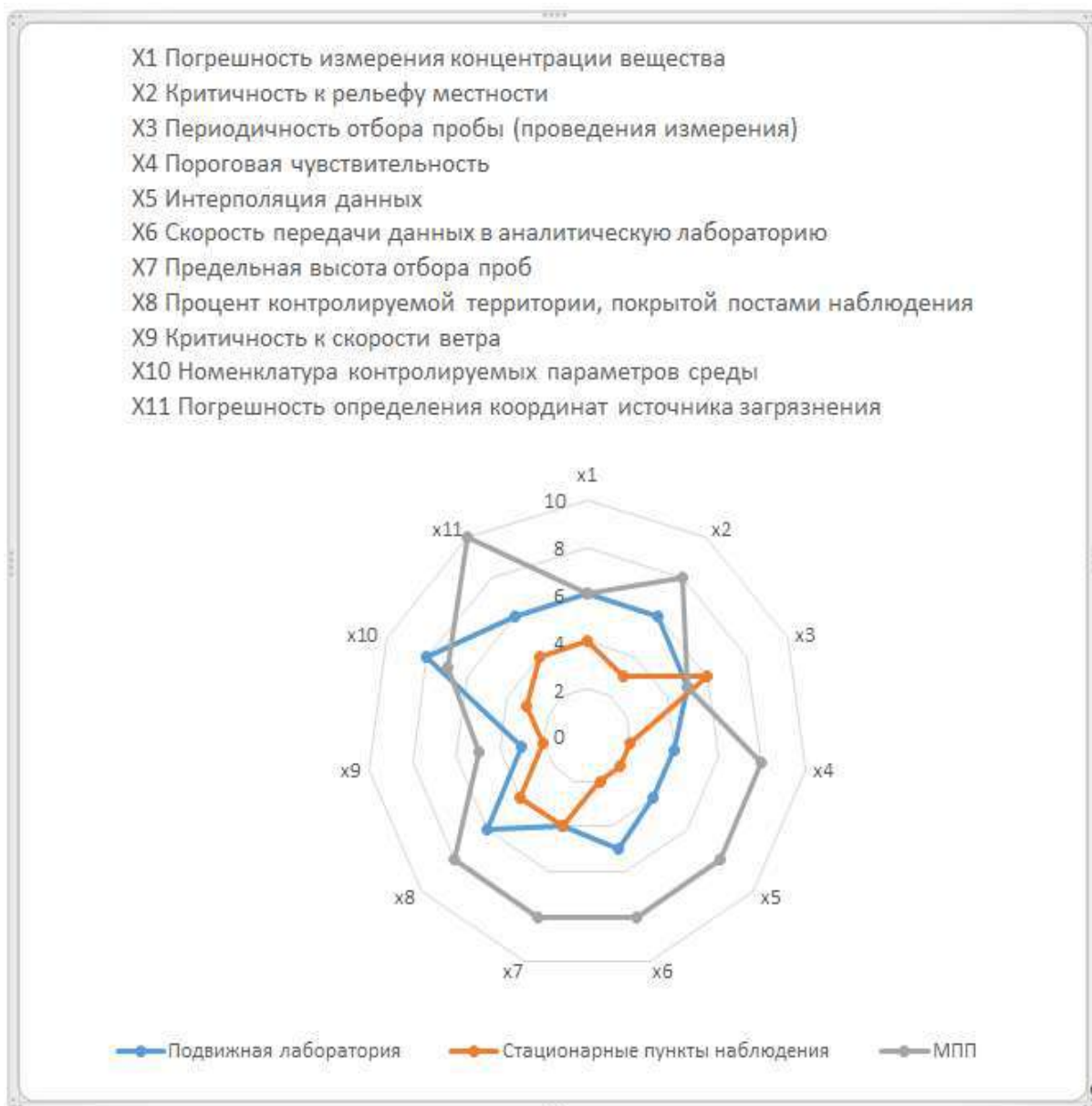


Рисунок 77. Диаграмма сопоставления экспертной оценки показателей качества экологического мониторинга атмосферы воздуха для трех способов мониторинга

Был также разработан интегральный критерий  $I$ , который получен путем визуальной оценки площади, описываемой соответствующими кривыми на диаграмме и определяемый по формуле:

$$I_j = \sum_{i=1}^{11} \frac{K_p^i}{K_p^{max}} \cdot \xi_{ij} \quad (141)$$

где  $j=ПЛ, СПН, МПП$ ,  $\xi_{ij}$  – показатель, соответствующий экспертной оценке  $j$ .

Таблица 9.

Интегральный показатель экспертной оценки показателей качества экологического мониторинга атмосферы воздуха

Интегральный показатель	Подвижная лаборатория	Стационарные пункты наблюдения	МПП
$I_j$	44,50	28,75	64,28

На основе проведенных исследований был разработан и изготовлен экспериментальный стенд для определения тяговых усилий машущего крыла, позволяющий изучить алгоритмы автономного управления движением по заданной круговой траектории при наличии режима стабилизации положения системы в пространстве по углам  $\psi$ ,  $\theta$ ,  $\varphi$ . Получены зависимости силы тяги, тока, потребляемой мощности от величины управляющего напряжения. Выполнен экспериментальный анализ погрешностей, возникающих при измерениях, установлены зависимости параметров МПП на характер движения как для непрерывной, так и дискретной передаточных функций. Спроектирована и изготовлена система автоматического управления, обеспечивающая движение с заданной скоростью и периодическое включение измерителя концентрации СО. Выполнено экспериментальное исследование основных характеристик, определяющих характер движения прототипа МПП сравнение с экспериментальными данными, показывает удовлетворительную сходимость. Выполнен сравнительный анализ показателей качества экологического мониторинга для предлагаемого метода мониторинга и двух аналогов, который показал преимущество МПП перед аналогами как по дифференциальным, так и по интегральным показателям качества.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе проведенных исследований и обобщений можно сделать следующие научные и практические выводы:

1. Разработана структура системы экологического мониторинга атмосферного воздуха на основе мобильной приборной платформы, позволяющей в реальном времени контролировать концентрацию токсичного газа и координаты его источника.

2. Разработан метод определения координат источника загрязнений с использованием комбинированного измерения концентрации СО и координат мобильной приборной платформы, позволяющий сканировать пространство объекта мониторинга при движении по планируемым окружностям и отрезкам прямой.

3. Разработаны математические модели, описывающие управляемое движение мобильной приборной платформы при движении к источнику токсичного газа по заданным траекториям, с учетом свойств системы управления и средств локальной навигации, позволяющие формировать управляющие сигналы на исполнительные элементы мобильной платформы в соответствии с текущими ее координатами и показателями датчиков параметров окружающей среды.

4. Разработан алгоритм управления пространственным движением мобильной приборной платформы к источнику токсичного газа с учетом изменения концентрации и выбора вида заданной траектории движения, позволяющий отслеживать изменение динамики концентрации токсичных газов в окрестности объекта наблюдения.

5. Разработан программный комплекс и инструментальные средства проектирования мобильной приборной платформы на основе пространственной математической модели устройства с учетом электроприводов, устройства для преобразования вращательного движения электродвигателя в колебания звеньев, алгоритмов формирования управляющих напряжений.

6. Разработан и изготовлен прототип мобильной приборной платформы и проведены экспериментальные исследования по обна-

ружению источников токсичных газов, подтвердившие работоспособность алгоритмов управления мобильной приборной платформой.

Результаты данного исследования могут быть использованы для решения задач повышения качества работы систем экологического мониторинга загрязнения токсичными газами атмосферного воздуха.

Применение системы экологического мониторинга атмосферного воздуха на основе мобильной приборной платформы позволяет повысить точность обнаружения источников токсичного газа и тем самым и, тем самым, обеспечить быстрое устранение возникшей нештатной ситуации.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Asbeck A.T. Scaling hard vertical surfaces with compliant microspine arrays / Asbeck A.T., Kim S., Cutkosky M.R., Provancher W.R., and Lanzetta M. // *The International Journal of Robotics Research*, 25(12):1165, 2006.
2. Birkmeyer P. Dash. A dynamic 15g hexapedal robot / Birkmeyer P., Peterson K., and Fearing R.S. // *In IEEE Int. Conf. Intelligent Robots and Systems*, 2009.
3. Burdick J. and Fiorini P. Minimalist jumping robot for celestial exploration // *The International Journal of Robotics Research*, 22(7): 653–674, 2003.
4. Caprari G., Siegwart R. Mobile micro-robots ready to use // *In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 3295–3300, 2005.
5. Deng X. Flapping flight for biomimetic robot insects: Part i – system modeling / Deng X., Schenato L., Wu W., and Sastry S. // *IEEE Transactions on Robotics*, 22(4), August 2006.
6. Dudley R. *The Biomechanics of Insect Flight: Form, Function, Evolution*. Princeton University Press, Princeton, NJ, 2000.
7. Fearing R.S. Wing transmission for a micromechanical flying insect / Fearing R.S., Chiang K.H., Dickinson M.H., Pick D.L., Sitti M. and Yan J. // *In IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 1509–1516, 2000.
8. Fenelon M.A. Biomimetic flapping wing aerial vehicle. // *In Proceedings of the 2008 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics*, Bangkok, Thailand, 21-26 February 2009, pp. 1053–1058. IEEE, 2009.
9. Fukui R., Torii A., and Ueda A. Micro robot actuated by rapid deformation of piezoelectric elements // *In International Symposium on Micromechatronics and Human Science*, pages 117–122, 2001.
10. Jatsun S.F., Volkova L.YU., Naumov G.S. Modelling of the movement of the three-link robot with operated friction forces on the horizontal surface // *Nature-Inspired Mobile Robotics: Proceedings of the 16th*



International Conference on Climbing and Walking Robots and the Support Technologies for Mobile Machines. University of Technology, Sydney, Australia. 2013. P. 677-684.

11. Jones J. Inflatable robotics for planetary applications // In Proceedings of the 6th National Symposium on Artificial Intelligence and Robotics and Automation in Space, pages 18–22, 2001.

12. Klaptocz G. An indoor flying platform with collision robustness and self-recovery / Klaptocz, G. Boutinard Rouelle, A. Briod, J.-C. Zufferey, and D. Floreano // In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2010.

13. Morrey J.M. Highly mobile and robust small quadruped robot / Morrey J.M., Lambrecht B., Horchler A.D., Ritzmann R.E., and Quinn R.D. // In International Conference on Intelligent Robots and Systems, pages 82–87, 2003.

14. Murphy M. P., Sitti M. Waalbot. An agile small-scale wall-climbing robot utilizing dry elastomer adhesives // IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 12(3):330–338, 2007.

15. Oppenheimer M., Doman D., and Sightorsson D. Dynamics and control of a biomimetic vehicle using biased wingbeat forcing functions // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 34(1): pp. 204–217, 2011.

16. Orłowski C., Girard A., and Shyy W. Open loop pitch control of a flapping wing micro-air vehicle using a tail and control mass // In Proceedings of the 2010 American Control Conference, Baltimore, Maryland, USA, 30 June – 02 July 2010, pp. 536–541, Washington, DC, 2010. Institute of Electrical and Electronics Engineers.

17. Prahlad H. Electroadhesive robots – wall climbing robots enabled by a novel, robust, and electrically controllable adhesion technology / Prahlad H., Pelrine R., Stanford S., Marlow J., and Kornbluh R. // In IEEE International Conference on Robotics and Automation, pages 3028–3033, 2008.

18. Roberts J.F., Zufferey J.-C., and Floreano D. Energy management for indoor hovering robots // In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, pages 1242–1247, 2008.

19. Santos A. Geckoinspired climbing behaviors on vertical and overhanging surfaces / Santos, Heyneman B., Kim S., Esparza N., and Cutkosky M. R. // In IEEE International Conference on Robotics and Automation, pages 1125–1131, 2008.

20. Serrani A. Robust hovering control of a single-dof flapping mav // In Proceedings of the 2010 American Control Conference, 30 June – 02 July 2010, Baltimore, MD, pp. 1302–1307. IEEE, 2010.

21. Sibley G.T. A tiny mobile robot platform for large-scale ad-hoc sensor networks / Sibley G.T., Rahimi M.H., and Sukhatme G.S. Robomote // In IEEE International Conference on Robotics and Automation, pages 1143–1148, 2002.

22. Stefanini A. Modeling and experiments on a legged microrobot locomoting in a tubular, compliant and slippery environment / Stefanini, Menciassi A., and Dario P. // International Journal of Robotics Research, 25(5-6):551–560, 2006.

23. Suzuki S. Low accuracy sensor-based navigation and fully autonomous guidance control of small electric helicopter // In Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp. 4442 – 4448.

24. Wile G.D. Walking inverted using distributed inward gripping / Wile G.D., Daltorio K.A., Diller E.D., Palmer L.R., Gorb S.N., Ritzmann R.E., and Quinn R.D. // In Robotics and Automation, IEEE International Conference on, pages 1513–1518, 2008.

25. Zufferey J.C. 10-gram vision-based flying robot / Zufferey J.C., Klaptocz A., Beyeler A., Nicoud J.-D., and Floreano D.A. // Advanced Robotics, Journal of the Robotics Society of Japan, 21(14):1671–1684, 2007.

26. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. – СПб.: Профессия, 2003. – 768 с.

27. Волкова Л.Ю., Яцун С.Ф., Локтионова О.Г., Ворочаев А.В. Динамические режимы разгона прыгающего аппарата // XXV Международная инновационно-ориентированная конференция молодых ученых и студентов (МИКМУС-2013): труды конференции. – М., 2013. – С. 61-65.

28. Вотяков А.А., Каюнов Н.Т. Аэродинамика и динамика полета самолета: Учебное пособие. – М.: «Издательство ДОСААФ», 1975. – 295 с.
29. Егоров, О.Д. Мехатронные модули. Расчет и конструирование: Учебное пособие. – М.: ИЦ МГТУ «СТАНКИН», 2004.
30. Журавлев В.Ф. Основы теоретической механики. – Изд. 2-е, перераб. – М.: Изд-во Физико-математической литературы, 2001. – 320 с.
31. Иванов М.Н. Детали машин: Учеб. для студентов высш. техн. учеб. заведений. – 5-е изд., перераб. – М.: Высш. шк., 1991. – 383 с.
32. Красковский Е.Я., Дружинин Ю.А., Филатова Е.М. Расчет и конструирование механизмов приборов и вычислительных систем / Под ред. Ю.А. Дружинина. – М.: Высш. шк., 1991. – 480 с.
33. Курмаз Л.В., Скойбеда А.Т. Детали машин проектирование: Справочное учебно-методическое пособие. – М.: Высш. шк., 2004. – 309 с.
34. Лозовский Л. Двигатели в живой природе / <http://propulsive.narod.ru> Статья «Вибролёт» (25.02.2017).
35. Олссон Г., Пиани Д. Цифровые системы автоматизации и управления. – СПб.: Невский Диалект, 2001. – 557 с.: ил.
36. Подураев Ю.В. Мехатроника: основы, методы, применение: Учебное пособие. – М.: Машиностроение, 2006. – 321 с.
37. Поляков Р.Ю., Емельянова О.В., Ефимов С.В., Яцун С.Ф. Мобильный летательный комплекс для раннего обнаружения очагов возгорания // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. – 2018. – № 3 (329). – С. 136-141.
38. Поляков Р.Ю., Бокадаров С.А. Математическое моделирование пространственного движения трехзвенного инсектоптера // Вестник Воронежского института ГПС МЧС России. – 2018. – № 2(27). – С. 70-76.
39. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Яцун С.Ф. Метод раннего обнаружения пожара с помощью мобильных газовых пожарных извеща-

телей // Известия Юго-Западного государственного университета. – 2017. – № 1(70). – С. 81-89.

40. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Коршунов Е.В., Тарасов О.С., Яцун С.В. Экспериментальные исследования параметров машущего крыла для прыгающе-летающего робота // Фундаментальные исследования. – 2015. – № 11-2. – С. 252-256.

41. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Ворочаева Л.Ю., Яцун С.В. Прыгающий стрекозоподобный миниробот // Фундаментальные исследования. – 2015. – № 9-3. – С. 455-459.

42. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Яцун С.Ф. Проведение исследования управляемого синхронного движения летающего многозвеного робота // Вестник Воронежского института МВД России. – 2015. – № 1. – С. 37-44.

43. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Праслов Р.И. Изучение движения взлета летающего робота с машущим крылом // Вестник Воронежского института МВД России. – 2014. – № 3. – С. 90-97.

44. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Мозговой Н.В. Исследование управляемого синхронного движения летающего многозвеного робота // Электротехнические комплексы и системы управления. – Воронеж: Издательский дом «Кварта», 2014. – № 3. – С. 28-33.

45. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Мозговой Н.В. Исследование движения летающего робота с машущим крылом при взлете // Электротехнические комплексы и системы управления. – Воронеж: Издательский дом «Кварта», 2014. – № 3. – С. 41-45.

46. Поляков Р.Ю., Филатова К.А., Мартынова А.О., Яцун С.Ф. Метод раннего обнаружения пожара с помощью мобильных газовых пожарных извещателей на борту летательного аппарата // Современные технологии обеспечения гражданской обороны и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций: Сборник всероссийской научно-практической конференции с международным участием. – Воронеж, 2018. – № 1 (9). – С. 367-370.

47. Емельянова О.В., Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Яцун С.Ф. Мобильный летательный комплекс для раннего обнаружения очагов возгорания // Проектирование машин, роботов и мехатронных систем:

сборник материалов Всероссийской научно-методической конференции. – Орел: ОГУ имени И.С. Тургенева, 2017. – С. 27-28.

48. Ефимов С.В., Попов Н.И., Поляков Р.Ю. Исследование синхронного движения летающего многозвенного беспилотного воздушного судна // Современные технологии обеспечения гражданской обороны и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций: материалы Всероссийской научно-практической конференции с международным участием. – Воронеж: ВИГПС МЧС России, 2016. – С. 6-12.

49. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Яцун С.Ф. Использование летающих робототехнических средств для прогнозирования нештатных и аварийных ситуаций // Экология и безопасность в техносфере: современные проблемы и пути решения: сборник трудов Всероссийской научно-практической конференции молодых ученых, аспирантов и студентов. – Томск, 2015. – С. 225-228.

50. Поляков Р.Ю. Разработка летательных робототехнических средств для мониторинга окружающей среды на основе бионических идей // Проблемы прогнозирования чрезвычайных ситуаций: материалы XIII научно-практической конференции. – М.: ФКУ Центр «Антистихия» МЧС России, 2014. – С. 101-102.

51. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Праслов Р.И. Моделирование движения пятизвенного летающего робота применяемого в МЧС России // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы: материалы V Всероссийской научно-практической конференции с международным участием. – Воронеж: ВИГПС МЧС России, 2014. – С. 132-136.

52. Поляков Р.Ю. Проведение исследования движения многозвенного летающего робота для мониторинга окружающей среды / Проблемы и перспективы: материалы V Всероссийской научно-практической конференции с международным участием. – Воронеж: ВИГПС МЧС России, 2014. – С. 329-331.

53. Валуйский В.Е., Поляков Р.Ю. Мониторинг и анализ рисков последствий опасных природных процессов // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы: материалы V Всероссийской научно-практической конференции с международным участием. – Воронеж: ВИГПС МЧС России, 2014. – С. 106-114.

54. Поляков Р.Ю., Хаустов С.Н., Бокадаров С.А. Применение современных средств и технологий для предупреждения и ликвидации лесных пожаров на примере Воронежской области // Предупреждение. Спасение. Помощь: материалы XXIV Международной научно-практической конференции. – М.: АГЗ МЧС России, 2014. – С. 39-44.

55. Поляков Р.Ю., Мозговой Н.В. Современные технологии предупреждения и ликвидации лесных пожаров на примере Воронежской области // Вестник Воронежского института ГПС МЧС России. – 2012. – № 4(5). – С. 31-33.

56. Babel, L. (2014). Flight path planning for unmanned aerial vehicles with landmark-based visual navigation. *Robotics and Autonomous Systems*, 62(2), 142-150.

57. Beck, Z., Teacy, W.T.L., Rogers, A. & Jennings, N.R. (2018). Collaborative online planning for automated victim search in disaster response. *Robotics and Autonomous Systems*, 100, 251-266.

58. Efimov, S., Loktionova, O. & Emelyanova, O. (2020). Motion control algorithm of a mobile gas analyzer of the fire safety system. *Smart Innovation, Systems and Technologies*, 154, 331-343.

59. Efimov, S.V., Polyakov, R.Yu. & Yatsun, S.F. (2017). Method of early fire detection with the help of mobile gas fire detectors. *Proceedings of Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education «Southwest State University»*, Series: Technique and Technology, 4(25), 81-89.

60. Efimov, S., Yatsun, A., Emelyanova, O. & Jatsun, S. (2019). Study of interaction of group of robots upon early fire detection. In A.A. Radionov, & A.S. Karandaev (Eds.), *Advances in Automation. Papers presented at the International Russian Automation Conference, Sochi, 8-14 September* (pp. 786-792). Springer.

61. Emelianova, O.V., Poliakov, R.Yu., Efimov, S.V. & Yatsun, S.F. (2018). Mobile flying complex for early detection of the fire sources. *Fundamental and Applied Problems of Technique and Technology*, 3(329), 136-141.

62. Estrada, M. & Ndomab, A. (2019). The uses of unmanned aerial vehicles –UAV’s (or drones) in social logistic: Natural disasters response and humanitarian relief aid. *Procedia Computer Science*, 149, 375-383.
63. González-Sieira, A., Cores, D., Mucientes, M. & Bugarín, A. (2020). Autonomous navigation for UAVs managing motion and sensing uncertainty. *Robotics and Autonomous Systems*, 126, 103455.
64. Jasim, O.Z., Hamed, N.H. & Abid, M.A. (2020). Urban air quality assessment using integrated artificial intelligence algorithms and geographic information system modeling in a highly congested area, Iraq. *Journal of Southwest Jiaotong University*, 55(1). Retrieved from <http://jsju.org/index.php/journal/article/view/517>
65. McKinnon, C.D. & Schoellig, A.P. (2020). Estimating and reacting to forces and torques resulting from common aerodynamic disturbances acting on quadrotors. *Robotics and Autonomous Systems*, 123, 103314.
66. Mohammed, Z.B., Kamal, A.A.K., Resheq, A.S. & Alabdraba, W.M.Sh. (2019). Assessment of air pollution over Baghdad City using fixed annual stations and GIS techniques. *Journal of Southwest Jiaotong University*, 54(6). Retrieved from <http://jsju.org/index.php/journal/article/view/428>
67. Polyakov, R.Yu. (2019). A mobile instrumental platform for the ecological monitoring system of the atmospheric air pollution by the toxic gases. Kursk, Russia: Southwest State University.
68. Polyakov, R.Yu., Efimov, S.V. & Yatsun, S.F. (2015). Robot-insekopter for the environmental monitoring. *Bulletin of Voronezh Institute of the State Fire Service of State Ministry of Emergency Situations of Russia*, 3(16), 48-51.
69. Saidulin, E.N. (2009). Gas fire detectors: Detection of fire at an early stage. *Safety Algorithm*, 6, 32-34.
70. Semiz, F. & Polat, F. (2020). Solving the area coverage problem with UAVs: A vehicle routing with time windows variation. *Robotics and Autonomous Systems*, 126, 103435.
71. Sudhakar, S., Vijayakumar, A.V., Kumar, C.S., Priya, V., Ravi, L. & Subramaniaswamy, V. (2020). Unmanned aerial vehicle (UAV)

based forest fire detection and monitoring for reducing false alarms in forest-fires. *Computer Communications*, 149, 1-16.

72. Tang, S. & Kumar, V. (2018). Autonomous flight. *Annual Review of Control, Robotics, and Autonomous Systems*, 1, 29-52.

73. «Доклады с обобщением и анализом правоприменительной практики, типовых и массовых нарушений обязательных требований» (утв. МЧС России 17.04.2020) [http://www.consultant.ru/document/cons\\_doc\\_LAW\\_355636/6727b4a58823f036bde5f951f6715d6f8b9dee5e/](http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_355636/6727b4a58823f036bde5f951f6715d6f8b9dee5e/)

74. Smoke movement and control in high-rise buildings Tamura G.T. George T. Tamura. – Москва, 2008. <https://elibrary.ru/item.asp?id=19627398>

75. Chew, M.Y. Smoke control in confined space / M.Y. Chew, N.H. Wong, J.C. Ho // *J. Appl. Fire Sci.* – 2001. – Vol. 10. – № 2. – P. 109-125.

76. Колодяжный С.А., Колосова Н.В. Расчет параметров приточно-вытяжной вентиляции для защиты зданий от распространения дыма при пожаре // *Научный журнал. Инженерные системы и сооружения.* – 2015. – № 3 (20). – С. 68-76.

77. Богомаз А.М. Заполнение помещения дымом при пожарах // *Вестник Академии гражданской защиты.* – 2017. – № 4 (12). – С. 6-11.

78. *The Silent Killers. CO monitoring adds a new dimensions to firefighter rehab and emergency care* / Ed. A.J. Heightman. – San Diego: Elsevier, 2010. – 30 p.

79. Башарин В.А., Гребенюк А.Н., Маркизова Н.Ф., Преображенская Т.Н., Сарманаев С.Х., Толкач П.Г. Химические вещества как поражающий фактор пожаров // *Военно-медицинский журнал.* – 2015. – Т. 336. – № 1. – С. 22-28.

80. Малашкина В.А., Лобазнов А.В. Сравнение методов обнаружения ранней стадии возгораний // *Горный информационно-аналитический бюллетень (научно-технический журнал).* – 2011. – № S7. – С. 79-89.

81. B. Betting, E. Varea, C. Gobin, G. Godard, B. Lecordier, B. Patte-Rouland *Experimental and numerical studies of smoke dynamics in a*



compartment fire/ Fire Safety Journal Volume 108, September 2019, 102855

82. Федоров А.В., Лукьянченко А.А., Соколов А.В. Аналитический обзор газовых пожарных извещателей // Технологии техносферной безопасности. – 2005. – № 1 (1). – С. 5.

83. Федоров А.В., Лукьянченко А.А., Соколов А.В. Экспериментальные исследования полей концентраций водорода и оксида углерода на ранней стадии пожара в помещениях и определение рациональных мест установки газовых пожарных извещателей // Пожаровзрывобезопасность. – 2006. – Т. 15. – № 3. – С. 74-84.

84. Порошин А.А., Сурков С.А. Направления развития методов испытания извещателей пожарных газовых // Проблемы управления рисками в техносфере. – 2016. – № 2 (38). – С. 33-37.

85. Горемыкин А.А., Лукашевич Н.Д., Алексеев В.Ф. Принципы выбора пожарных извещателей для защиты помещений // В сборнике: Современные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций «РТ-2017». Материалы 13-й международной молодежной научно-технической конференции / Под ред. А.А. Савочкина. – 2017. – С. 295.

86. Сычев И.В., Ситников А.И., Ракитянский А.А. Применение газовых извещателей при обнаружении пожара // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы. – 2018. – Т. 1. – № 9. – С. 864-866.

87. Членов А.Н., Менкеев А.И., Дарбаков Д.В., Киселев К.В., Черненко С.А. Современное состояние и перспективы развития пожарных извещателей // В книге: Исторический опыт, современные проблемы и перспективы образовательной и научной деятельности в области пожарной безопасности. Сборник тезисов докладов материалов международной научно-практической конференции. – 2018. – С. 375-379.

88. Казанцев С.Я., Красильников В.И. Медицинские и биологические аспекты поражения организма угарным газом // Актуальные проблемы медицины и биологии. – 2019. – № 1. – С. 13-16.

89. Башарин В.А., Халимов Ю.Ш., Толкач П.Г., Кузьмич В.Г. Острое отравление монооксидом углерода // Военно-медицинский журнал. – 2018. – Т. 339. – № 4. – С. 12-18.

90. Козубовский В.Р., Мисевич И.З., Иванчук М.М. Сравнительный анализ датчиков газовых извещателей для раннего обнаружения пожара // *Bezpieczenstwo i Technika Pozarnicza*. – 2015. – Т. 40. – № 4 (2015). – С. 107-122.

91. Поляхов Н.Н., Зегжда С.А., Юшков М.П. Теоретическая механика. – М.: Высшая школа, 2000. – 592 с.

92. Тищенко О.Ф., Киселев Л.Т., Коваленко А.П. и др. Элементы приборных устройств (Основной курс): Учеб. пособие для студентов вузов: В 2-х ч. Ч. 2. Приводы, преобразователи, исполнительные устройства / Под ред. О.Ф. Тищенко. – М.: Высш. шк., 1982. – 232 с.

93. Тихонравов М.К. Полет птиц и машины с машущими крыльями. – М.: «Оборонгиз», 1949. – 448 с.

94. Хомяков А.В. Система мониторинга экстремальных ситуаций на химически опасных объектах с использованием беспилотных летательных аппаратов // *Инновации в науке: сб. ст. по матер. LIV междунар. науч.-практ. конф. № 2(51)*. – Новосибирск: СибАК, 2016. – С. 188-193.

95. Черноусько Ф.Л. Оптимальное управление движением многозвенной системы в среде с сопротивлением // *ПММ*. – 2012. – Т. 76. – Вып. 3. – С. 355-373.

96. Юферов Ф.М. Электрические двигатели автоматических устройств // *Госэнаргоиздат*. – 1959. – 226 с.

97. Яцун С.Ф., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Прыгающий робот – перспективное транспортное средство // *Прогресс транспортных средств и систем – 2013: материалы Международной научно-практической конференции*. – Волгоград, 2013. – С. 291-292.

98. Яцун С.Ф., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Исследование динамики робота, перемещающегося с отрывом от поверхности // *МИКМУС-2011: материалы XXIII Международной инновационно-ориентированной конференции молодых ученых и студентов*. – Москва: Изд-во ИМАШ РАН, 2011. – С. 145.

99. Яцун С.Ф., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Исследование особенностей динамики многозвенного прыгающего робота // *Управляемые вибрационные технологии и машины: сборник научных ста-*

тей X научно-технической конференции Вибрация-2012. – Курск: ЮЗГУ, 2012. – Ч. 2. – С. 92-99.

100. Яцун С.Ф., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Исследование режимов разгона четырехзвенного прыгающего аппарата // Известия Волгоградского государственного технического университета. – 2013. – № 24 (127). – С. 86-92.

101. Яцун С.Ф., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Прыгающий робот для проведения поисковых работ // Экстремальная робототехника – робототехника для работы в условиях опасной окружающей среды: труды 7-го международного симпозиума. – Санкт-Петербург, 2013. – С. 152-159.

102. Яцун С.Ф., Локтионова О.Г., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Результаты экспериментального исследования характеристик прыжка разгонного модуля робота, перемещающегося с отрывом от поверхности // Справочник. Инженерный журнал с приложением. – 2014. – № S4. – С. 7-12.

103. Яцун С.Ф., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Система управления параметрами прыжка многозвенного робота // Материалы конференции «Управление в технических, эргатических, организационных и сетевых системах» (УТЭОСС-2012). – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. – С. 847-850.

104. Яцун С.Ф., Локтионова О.Г., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Этапы движения четырехзвенного робота, перемещающегося с отрывом от поверхности // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Информатика. Телекоммуникации. Управление. – 2013. – № 5. – С. 109-118.

105. Яцун С.Ф., Ворочаева Л.Ю., Ворочаев А.В., Локтионова О.Г. Исследование движения прыгающего робота, оснащенного системой крыльев // Вибрационные технологии, мехатроника и управляемые машины: сб. науч. ст. – Курск, 2013. – Ч. 2. – С. 175-186.

106. Яцун С.Ф., Ворочаева Л.Ю., Ворочаев А.В., Локтионова О.Г. Характеристики управляемого прыжка колесного пятизвенного прыгающего робота // Вибрационные технологии, мехатроника и управляемые машины: сб. науч. ст. – Курск, 2013. – Ч. 2. – С. 192-205.

107. Яцун С.Ф., Черепанов А.А., Рублев С.Б. Исследование движения трехзвенного мобильного робота по горизонтальной шероховатой поверхности // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия Техника и технологии. – 2012. – № 2. – Ч. 1. – С. 182-191.

108. Яцун С.Ф., Галицына Т.В. Аналого-цифровые системы автоматического управления: Учебное пособие. – Курск: ИПО КГТУ, 2006.

109. Яцун С.Ф., Волкова Л.Ю., Ворочаев А.В. Исследование движения многозвенного робота, перемещающегося прыжками и планированием // Справочник. Инженерный журнал с приложением. – 2014. – № S4. – С. 12-17.

110. Орлов И.А. Экспертные оценки: Учебное пособие (электронное). – М., 2002. – 156 с.

111. Хаустов А.П., Редина М.М. Экологический мониторинг: учебник для академического бакалавриата. – М.: Издательство Юрайт, 2016. – 489 с.

112. Латышенко К.П. Мониторинг загрязнения окружающей среды: учебник и практикум для СПО. – М.: Издательство Юрайт, 2018. – 369 с.

113. Мотузова Г.В., Карпова Е.А. Химическое загрязнение биосферы и его экологические последствия: Учебник. – 2013.

114. Егоров О.Д., Подураев Ю.В., Буйнов М.А. Робототехнические мехатронные системы: Учебник. – ФГБОУ ВПО МГТУ «СТАНКИН», 2015. – 326 с.

115. Сырякин В.И. Информационные устройства и системы в робототехнике и мехатронике: Учеб. пособие. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2016. – 524 с.

116. Ким Д.П. Теория автоматического управления. Т. 1. Линейные системы. – 2-е изд., испр. и доп. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. – 312 с.

117. Ким Д.П. Теория автоматического управления. Т. 2. Многомерные, нелинейные, оптимальные и адаптивные системы. – 2-е изд., испр. и доп. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. – 440 с.

118. Власов С.М., Бойков В.И., Быстров С.В. Бесконтактные средства локальной ориентации роботов. – Санкт-Петербург: ИТМО, 2017. – 172 с.

119. Пономарев С.В., Дивин А.Г., Мозгова Г.В. и др. Компоненты приводов мехатронных устройств. – Тамбов: ТГТУ, 2014. – 296 с.

120. Щагин А.В. Основы автоматизации технологических процессов: Учебное пособие. – М.: Издательство Юрайт, 2017. – 163 с.

121. Интеллектуальные робототехнические и мехатронные системы: Учебное пособие / Под ред. В.И. Сырямкина. – Томск, 2017. – 256 с. (Серия: «Интеллектуальные технические системы» (подсерия: «Когнитивная робототехника»)).

122. Борисов О.И., Громов В.С., Пыркин А.А., Методы управления робототехническими приложениями: Учебное пособие. – СПб.: Университет ИТМО, 2016. – 108 с.

123. Сайдулин Е.Н. Газовые пожарные извещатели: Обнаружение пожара на ранней стадии // Алгоритм безопасности. – 2009. – № 6. – С. 32-34.

124. Efimov S. Study of interaction of group of robots upon early fire detection / Efimov S., Yatsun A., Emelyanova O., Jatsun S. // В сборнике: Proceedings – 2019 International Russian Automation Conference, RusAutoCon 2019. – 2019. – С. 8867714.

125. Ефимов С.В., Поляков Р.Ю., Яцун С.Ф. Метод раннего обнаружения пожара с помощью мобильных газовых пожарных извещателей // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Техника и технологии. – 2017. – № 4 (25). – С. 81-89.

126. C.D. McKinnon, A.P. Schoellig Estimating and reacting to forces and torques resulting from common aerodynamic disturbances acting on quadrotors // Robotics and Autonomous Systems. Volume 123, January 2020, 103314

127. Емельянова О.В., Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Яцун С.Ф. Мобильный летательный комплекс для раннего обнаружения очагов возгорания // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. – 2018. – № 3 (329). – С. 136-141.

128. Поляков Р.Ю., Ефимов С.В., Яцун С.Ф. Робот-инсектоптер для мониторинга окружающей среды // Вестник Воронежского института ГПС МЧС России. – 2015. – № 3 (16). – С. 48-51.

129. Поляков Р.Ю. Мобильная приборная платформа для системы экологического мониторинга загрязнения токсичными газами атмосферного воздуха: Дис. ... канд. тех. наук: 05.13.01 ЮЗГУ; науч. рук. С.Ф. Яцун. – Курск, 2019. – 165 с.

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение .....	3
1. Общие сведения существующих систем экологического мониторинга загрязнения атмосферного воздуха .....	7
1.1. Классификация и структура датчиков, применяемых для систем экологического мониторинга .....	8
1.2. Мобильные роботы для мониторинга загрязнений окружающей среды .....	11
1.2.1. Мобильные роботы для мониторинга лесных массивов .....	20
1.3. Обзор методов исследования систем экологического мониторинга на основе мобильных роботов .....	25
1.4. Системы экологического мониторинга атмосферы воздуха .....	27
2. Математическая модель функционирования системы экологического мониторинга на основе управляемой мобильной приборной платформы .....	34
2.1. Структура автоматизированной системы мониторинга атмосферы воздуха .....	34
2.2. Моделирование движения мобильной приборной платформы к источнику токсичных газов .....	37
2.3. Моделирование движения мобильной приборной платформы к источнику токсичных газов .....	41
2.4. Кинематические связи системы аппарата с машущим крылом .....	43
2.5. Математическое моделирование связей в системе: силовой каркас – движители – электропривод .....	58
2.6. Математическая модель движения мобильной приборной платформы .....	68
2.6.1. Определение кинематических и динамических характеристик мобильной приборной платформы ....	69
2.6.2. Моделирование вращательного движения робота .	72

2.6.3. Моделирование взаимодействия платформы с окружающей средой .....	81
3. Изучение управляемого движения мобильной приборной платформы .....	87
3.1. Описание работы системы экологического мониторинга на основе мобильной приборной платформы .....	87
3.2. Моделирование движения платформы .....	89
3.3. Постановка задачи управления движением по заданной прямолинейной траектории и по окружности .....	96
3.4. Моделирование траектории движения мобильной приборной платформы при вертикальном взлете .....	97
3.5. Моделирование траектории движения МПП по горизонтальной окружности .....	102
4. Метод определения координат источника загрязнений с применением мобильной приборной платформы .....	106
4.1. Постановка задачи .....	106
4.2. Исследование движения мобильной приборной платформы по окружности .....	106
4.3. Результаты экспериментальных исследований основных характеристик мобильной приборной платформы .....	112
4.4. Результаты экспериментальных исследований распространения угарного газа СО .....	118
4.5. Результаты экспериментальных исследований по определению концентрации СО в точках окружности .....	123
4.6. Метод определения положения источника загрязнений ...	129
4.7. Сравнительный анализ методов определения координат источника токсичных газов .....	133
4.7.1. Метод определения координат источника СО посредством мобильной приборной платформы .....	133



4.7.2. Сравнительная оценка показателей качества экологического мониторинга посредством мобильной приборной платформы с известными способами мониторинга .....	135
Заключение .....	142
Список использованной литературы .....	144

Научное издание

**Роман Юрьевич Поляков**

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ  
РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ  
ДЛЯ МОНИТОРИНГА ЗАГРЯЗНЕНИЯ  
АТМОСФЕРНОГО ВОЗДУХА**

Монография

*Технический редактор – О. А. Ядыкина*

*Техническое исполнение – В. М. Гришин*

Лицензия на издательскую деятельность

ИД № 06146. Дата выдачи 26.10.01.

Формат 60 x 84 1/16. Гарнитура Times. Печать трафаретная.

Печ.л. 10,1 Уч.-изд.л. 10,0

Тираж 500 экз. Заказ 71

Отпечатано с готового оригинал-макета на участке оперативной полиграфии  
Елецкого государственного университета им. И. А. Бунина

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования

«Елецкий государственный университет им. И.А. Бунина»

399770, г. Елец, ул. Коммунаров, 28,1