

На правах рукописи

Миронова Ирина Владимировна

**АЛГОРИТМЫ ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ С
НЕСИММЕТРИЧНЫМИ КОМПОНОВКАМИ И ПОДВЕШЕННЫМ
ГРУЗОМ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАВНОВЕСНОГО РЕЖИМА ПОЛЕТА**

Специальность 05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка
информации (в технических системах)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва - 2022

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: кандидат технических наук
Чулин Николай Александрович

Официальные оппоненты: **Чайковский Михаил Михайлович**, доктор технических наук, начальник отдела АО «Научно-производственный центр автоматике и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина»

Андриков Денис Анатольевич, кандидат технических наук, доцент ФГАОУ ВО «Российский университет дружбы народов»

Ведущая организация: ФГБУ «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»

Защита состоится 31 мая 2022 г. в 14 ч. 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.02 при МГТУ им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный пер., 10, ауд. 613м.

Отзывы и замечания по автореферату в двух экземплярах, заверенные печатью, просьба высылать по адресу 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1 на имя ученого секретаря диссертационного совета.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru>.

Автореферат разослан «__» _____ 2022 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета

Муратов Игорь Валентинович

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования. В последние годы в связи с быстрым развитием и внедрением даже в повседневную жизнь человека робототехники, информационных технологий, их общедоступности беспилотные летательные аппараты (БЛА) находят широкое применение при решении разнообразных технических задач. Наиболее актуальными задачами является применение БЛА типа квадрокоптер для переноса грузов на внешней подвеске и в качестве масштабной модели винтокрылых летательных аппаратов с грузом на внешней подвеске. При переносе грузов на внешней подвеске зачастую в полетном задании предполагается их сброс в месте назначения. К таким грузам относятся и переносимое медицинское оборудование, и медикаменты для оказания экстренной медицинской помощи. В качестве переносимого портативного медицинского оборудования широкое применение находят дефибрилляторы, ведь от времени их доставки, зачастую, зависит жизнь человека. Винтокрылые летательные аппараты типа вертолета часто находят применение для переноса грузов на нежесткой сцепке. В труднодоступных районах страны при сооружении линий электропередач, при установке мачт, свай приходится переносить грузы разных габаритных размеров с изменяемыми матрицами тензора инерции. Для тушения лесных пожаров применяют специальные емкости с водой, в процессе полета вода постепенно сбрасывается, что приводит к действию резко изменяющейся внешней силы натяжения троса на вертолет при его крейсерском полете. Для исследования морей и обнаружения подводных лодок часто применяют погружные гидролокаторы. Особенностью переноса является то, что вертолету необходимо не только обеспечивать минимальные колебания груза в процессе полета, но и справляться с внешними возмущениями типа водной поверхности, что накладывает определенные требования по точности к системе позиционирования вертолета с грузом и необходимости стабилизации груза методами системы управления (СУ) вертолета. Таким образом, разработка и отработка СУ вертолетами, транспортирующими груз на внешней подвеске, невозможна без проведения летных испытаний. Не все параметры системы, новые аэродинамические компоновки и новые подходы к построению систем можно получить только математическим моделированием. Для экспериментальной отработки и уточнения некоторых параметров, взаимовлияний в таких сложных системах на первых этапах предлагается использовать масштабные модели. БЛА типа квадрокоптер обладает относительной схожестью построения СУ, являясь достаточно простым в своем управлении.

Конструктивно квадрокоптеры зачастую не являются симметричными в силу невозможности четкого расположения всех элементов электроники СУ в строгой симметрии относительно осей рамы аппарата. При переносе медицинского оборудования, сбрасываемых сеток и ряде других грузов достаточно часто движение по заданному маршруту происходит при отсутствии визуального контроля оператора в автоматическом режиме. Разнообразные переносимые грузы создают достаточно существенную несимметрию конструкции аппарата, что не может не отражаться на динамике полета аппарата. Для

компенсации приходится модернизировать стандартные алгоритмы управления, хорошо известные для симметричных аппаратов. Несимметричная компоновка аппарата с учетом переносимого, а зачастую и дорогостоящего, груза и обеспечение автоматического траекторного движения по маршруту в такой компоновке становится актуальной задачей в последние годы.

Актуальность выбранной тематики подтверждают и многочисленные научно-технические публикации, аналитический обзор которых приведен в работе.

От БЛА требуется выполнение все новых и новых задач, усложняется контур управления, по этой причине становится актуальным для решения задачи построения системы стабилизации и траекторного управления обратиться к принципам классической теории управления, ведь она обеспечивает относительную простоту алгоритмов с удовлетворительной точностью. Управление по угловой ориентации аппарата, распространенное для рассматриваемого класса БЛА, при наличии несимметричной компоновки и внешних возмущений становится принципиально сложной задачей, ведь центр масс системы с грузом находится, как правило, уже за пределами аппарата и зависит от переносимого груза. Если основной задачей управления считать устойчивое траекторное движение всей системы аппарат - груз, то расчет точной угловой ориентации аппарата становится промежуточной задачей. Отказ от решения промежуточных задач, строгое выдерживание прохождения контрольных точек маршрута упрощают формирование каналов траекторного управления. Невозможность заранее точно предсказать влияние динамики разнообразных подвешенных грузов на аппарат в процессе управления приводит к необходимости построения более грубых систем. Но в сильном «загрублении» нет необходимости, когда есть возможность использовать особенности динамики аппарата и формировать его полет как максимально естественное движение для его компоновки за счет выхода и движения по естественным равновесным траекториям, в которых устойчиво обеспечивается равенство сил и моментов (при нулевых ускорениях) по всем степеням свободы. Приведение траектории к равновесным режимам актуально осуществлять методами классической теории управления, дополняя ее методами ограничений перегрузок, формирующими выход на равновесный режим и поддерживающими его.

Цель работы: разработать алгоритмы автоматического траекторного управления БЛА мультироторного типа с несимметричной компоновкой, включающей в себя подвешенный на нежесткой сцепке груз, на основе управления вектором линейной скорости с учетом ограничений на перегрузки.

Задачи:

1. Разработать алгоритмы стабилизации и автоматического траекторного управления, не требующие обеспечения точной угловой ориентации, для БЛА с несимметричными компоновками без учета и с учетом подвешенного на нежесткой сцепке груза.

2. Разработать и обосновать алгоритмы ограничений перегрузок при формировании равновесных режимов.

3. Разработать программные средства для исследования систем управления полетом БЛА с учетом подвешенного груза.

4. Разработать методику и провести экспериментальную отработку предложенных алгоритмов, провести многофакторный анализ эффективности использования алгоритмов в системе автоматического траекторного управления для аппаратов с несимметричными компоновками и подвешенным грузом.

Объектом исследования является БЛА типа квадрокоптер с несимметричными компоновками, совершающий автоматическое движение через заданные контрольные точки маршрута.

Предмет исследования - разработка алгоритмов траекторного управления движением модели БЛА с существенными нелинейностями, вызванными несимметричностью аппарата, влиянием подвешенного груза, и неопределенностью в системе, создаваемой разнообразными переносимыми грузами и внешними возмущениями.

Методология и методы исследования. В работе использовались расчетно-теоретические, эмпирические (моделирование, эксперимент) методы исследования. Численные методы решения дифференциальных уравнений, классические методы теории автоматического управления, методы теории синергетических систем, методы расчета равновесных режимов, методы исследования нелинейных систем автоматического управления, методы математического моделирования.

Научная новизна исследования заключается в полученных алгоритмах траекторного управления с организацией обратной связи по перегрузкам для БЛА с несимметричными компоновками, а именно:

1. Разработана нелинейная математическая модель полета многороторного БЛА со смещенным центром масс от центра симметрии и подвешенным на нежесткой сцепке грузом. Отличается от известных моделей учетом сложного движения подвешенного груза на нежесткой сцепке и позволяет более реально оценить влияние груза на аппарат в процессе полета.

2. Разработаны алгоритмы траекторного управления БЛА с несимметричными компоновками с учетом груза, формирующие естественный равновесный режим путем придания целевым точкам свойств аттрактора и обеспечивающие выход на этот режим. Отличаются от известных алгоритмов тем, что не требуют точного выдерживания угловой ориентации, позволяют упростить контур управления ввиду отсутствия решения промежуточных задач.

3. Разработан метод определения ограничений на перегрузки БЛА с несимметричными компоновками с учетом груза, обеспечивающий движение к сформированным аттракторам системы без выхода из областей притяжения этих аттракторов. Позволяет формировать и поддерживать равновесный режим полета. Отличается от известных алгоритмов тем, что реализован на базе нелинейной модели аппарата с грузом.

4. В разработанных алгоритмах траекторного управления для БЛА с подвешенным на нежесткой сцепке грузом учтен эффект «удара» и «догона»

грузом аппарата. Позволяет не допускать ситуации «догона» грузом аппарата и производить оценку влияния на систему воздействия «рывка» аппарата грузом.

Практическая значимость проведенной работы. Разработанные алгоритмы управления обладают достаточной грубостью, вследствие чего могут с эффективностью применяться в системах управления мультикоптерами, переносящими различные грузы, в том числе медицинское оборудование, в автоматическом режиме. Разработанная модель позволяет производить оценку влияния груза на аппарат, моделировать динамику системы и эффективно подбирать не только оптимальные коэффициенты регулятора, но и допустимое соотношение массово-инерциальных характеристик аппарат – груз. Кроме того, данная модель позволяет применять ее в качестве первоначальной модели при испытаниях и натурных испытаниях систем управления винтокрылыми летательными аппаратами с грузом на внешней нежесткой подвеске.

Внедрение результатов работы. Разработанные алгоритмы траекторного управления находят свое применение при разработках концепции оказания экстренной медицинской помощи посредством доставки портативного медицинского оборудования в ГБУ здравоохранения Московской области «Московская областная станция скорой медицинской помощи», при научных разработках систем управления перспективных летательных аппаратов в АО Московский научно-производственный комплекс «Авионика» (г. Москва). Также материалы данной работы используются в учебном процессе на кафедре систем автоматического управления МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Достоверность результатов работы. Достоверность обеспечивается адекватностью разработанной математической модели аппарата с грузом, корректностью математических преобразований и результатами натурных экспериментов.

Личный вклад. Автором были разработаны алгоритмы траекторного управления квадрокоптером с несимметричными компоновками и подвешенным грузом, позволяющие формировать и поддерживать равновесный режим полета. Данные алгоритмы позволяют упростить контур управления ввиду отсутствия решения промежуточной задачи выдерживания точной угловой ориентации аппарата. Автором разработана нелинейная математическая модель с перекрестными связями системы управления квадрокоптером с грузом и проведен многофакторный анализ эффективности использования предложенных алгоритмов в системе управления квадрокоптером с подвешенным грузом. Также автором рассмотрен эффект «удара» и «догона» грузом аппарата, что позволяет предотвращать ситуацию «догона» грузом аппарата и оценивать влияние воздействия «рывка» грузом аппарата.

Апробация работы. Основные положения диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях: «XLII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства» (г. Москва, 2018г.), «XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других

выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства» (г. Москва, 2020г.), «11-я Российская мультиконференция по проблемам управления (РМКПУ-2018)» (г. Санкт-Петербург, 2018г.), «Современные проблемы науки и образования в ракетно-космической технике и автоматизации производств» (г. Мытищи, 2019г.), «Системы, комплексы и приборы автоматического управления летательными аппаратами» (г. Москва, 2018г.), «14-th International Symposium «Intelligent Systems» (г. Москва, 2020г.)

Публикации. По материалам диссертационной работы опубликовано 13 научных работ, из них 3 работы в ведущих рецензируемых журналах и изданиях, рекомендованных в ВАК РФ, 3 работы в журналах и изданиях, входящих в базу Scopus.

Структура и объем диссертационной работы. Работа состоит из введения, 4 глав, заключения, перечня сокращений и условных обозначений, списка литературы, приложений. Общий объем работы составляет 190 страниц машинописного текста, содержит 98 рисунков, 4 таблицы. Список литературы включает 90 наименований.

Положения, выносимые на защиту:

1. Модифицированные для применения к квадрокоптеру уравнения сложного движения груза, подвешенного на нежесткой сцепке.
2. Алгоритмы траекторного управления системой аппарат-груз на основе управления вектором скорости с введением ограничений на перегрузки.
3. Многоканальная нелинейная математическая модель с перекрестными связями системы управления квадрокоптером с грузом на нежесткой сцепке.
4. Подход к синтезу алгоритмов и результаты моделирования пространственного движения системы аппарат - груз.
5. Подтверждение работоспособности алгоритмов путем многофакторного анализа.

Содержание работы

Во введении обоснована актуальность разработки системы автоматического траекторного управления для квадрокоптера с подвешенным грузом. На основе выявленной перспективности разработки поставлена цель работы и сформулированы основные задачи, приведена практическая значимость работы, выявлена и сформулирована научная новизна работы.

В первой главе работы произведен обзор современных подходов к построению системы управления квадрокоптером. Рассмотрены группы методов управления для аппаратов с симметричными и несимметричными компоновками, с учетом подвешенного груза. Также для анализа относительной схожести подходов к управлению были рассмотрены работы, посвященные системам управления вертолетами, транспортирующими груз на нежесткой сцепке.

По результатам обзора литературы была установлена существующая общность (распространенность) в подходах к управлению на основе выдерживания угловой ориентации аппарата на траектории методами построения ПИД регуляторов, нейросетевого управления, нечеткой логики, оптимального или адаптивного управления.

На основе анализа литературы были выявлены основные проблемы, возникающие при проектировании систем управления аппаратами с несимметричными компоновками. К таким проблемами относится невозможность развязывания каналов управления ввиду сильного влияния перекрестных связей и, как следствие, возникновение расходящихся колебаний и сложности настройки системы. Для иллюстрации сложности управления несимметричными аппаратами приведены уравнения для тяг и моментов, которые не позволяют обеспечить развязывание каналов управления для квадрокоптера с диагональным расположением винтов. Нумерация винтов – если смотреть сверху, то против часовой стрелки, начиная с правого переднего. Положительное направление вращения винта – против часовой стрелки, если смотреть против направления тяги (сверху). Тогда направление вращения по номерам винтов:

- 1 – ППП – передний правый положительный;
- 2 – ПЛО – передний левый отрицательный;
- 3 – ЗЛП – задний левый положительный;
- 4 – ЗПО – задний правый отрицательный.

Свяжем с аппаратом систему координат – связанная система. Ее центр совпадает с центром масс и центром симметрии аппарата. Оси x и y лежат в плоскости рамы, ось z направлена вверх по нормали к плоскости рамы. Ось y – продольная ось. Тяга аппарата T складывается из тяг всех четырех винтов в связанной с аппаратом системе координат простым суммированием:

$$T = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \quad (1)$$

Пусть $l1.1$ – кратчайшее расстояние от оси вращения двигателя 1, 2 до оси x , $l1.2$ – кратчайшее расстояние от оси вращения двигателя 3, 4 до оси x , $l2.1$ – кратчайшее расстояние от оси вращения двигателя 1, 4 до оси y , $l2.2$ – кратчайшее расстояние от оси вращения двигателя 2, 3 до оси y . Тогда, моменты вокруг осей связанной системы координат будут создаваться следующими хорошо известными соотношениями тяг:

$$M_x = l1.1(T_1 + T_2) - l1.2(T_3 + T_4) \quad (2)$$

$$M_y = l2.1(-T_1 - T_4) + l2.2(T_2 + T_3) \quad (3)$$

$$M_z = +M_{z1} - M_{z2} + M_{z3} - M_{z4}, \quad (4)$$

где $M_{zi} = M_{zi}(T_{zi})$. Если $M_{zi} = k_c T_{zi}$, то

$$M_z = k(T_1 - T_2 + T_3 - T_4) \quad (5)$$

$$T_0 = mg \quad (6)$$

$$M_{x0} \neq M_{y0} \neq 0 \quad (7)$$

$$T_i = k_u U_i \quad (8)$$

$$T_i = T_{0i} + \Delta T_i = k_u (U_{0i} + \Delta U_i), \quad (9)$$

где $M_{x,y,z}$ – моменты от тяг вокруг осей связанной системы координат,

k - коэффициент пропорциональности,

T_0, M_0 – тяга и момент «висения»,

m – масса аппарата,

g – ускорение свободного падения,

U – управляющее напряжение для двигателей.

Для изменения угловых скоростей необходимо подавать управляющие сигналы, изменяющие соотношение тяг винтов и, соответственно, моменты. Для тангажа нужно создать разность тяг передних T_{x1} и задних T_{x2} винтов $\Delta T_{x1,2} = \Delta T_{пз}$, для крена – правых T_{y1} и левых T_{y2} винтов $\Delta T_y = \Delta T_{лп}$, для рысканья – положительно и отрицательно вращающихся $\Delta T_z = \Delta T_{по}$.

$$T = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 = T_{01} + \Delta T_z + \Delta T_{x1} - \Delta T_{y1} + T_{02} - \Delta T_z + \Delta T_{x1} + \Delta T_{y2} + T_{03} + \Delta T_z - \Delta T_{x2} + \Delta T_{y2} + T_{04} - \Delta T_z - \Delta T_{x2} - \Delta T_{y1} \quad (10)$$

$$M_x = l1.1(T_1 + T_2) - l1.2(T_3 + T_4) = \dots = k_1 \Delta T_x + k_2 \Delta T_y \quad (11)$$

$$M_z = k(T_1 - T_2 + T_3 - T_4) = \dots = 4k \Delta T_z \quad (12)$$

$$M_y = l2.1(-T_1 - T_4) + l2.2(T_2 + T_3) = \dots = k_3 \Delta T_x + k_4 \Delta T_y \quad (13)$$

Выразив моменты в приращениях тяг ($k_1 \dots k_4$ – коэффициенты), получим, что создание момента по той или иной оси зависит от изменения силы тяги по двум осям. Таким образом, для создания движения аппарата по одной оси (создания управляющего момента) необходимо варьировать силы тяги, влияющие на момент по двум осям. Это говорит о том, что управление каналами имеет перекрестную связь, и в этом случае нельзя говорить о так называемом развязывании каналов управления.

При отсутствии смещения центра масс и центра симметрии в уравнения (11 - 13) будут входить только изменения тяг по своей оси, и развязывание каналов становится возможным.

Во **второй** главе работы выдвинуты основные положения, в рамках которых решается задача управления, исходя из этого, сформированы уравнения сил и моментов для описания сложного движения груза и уравнения пространственного движения квадрокоптера с учетом смещения центра масс от центра симметрии аппарата.

Основные допущения:

1. Квадрокоптер и груз – абсолютно твердые тела.
2. Массово-инерционные характеристики являются постоянными или меняются по известному закону в процессе движения.
3. Трос является невесомым.
4. Трос имеет одну точку закрепления – шарнирное закрепление.
5. Трос закреплен в точке симметрии рамы аппарата.
6. Груз жестко связан с тросом.
7. Рассматривается только одна сила, действующая на аппарат со стороны троса - сила натяжения троса.
8. Нормальную земную систему координат в рамках данной задачи считаем инерциальной системой координат.

Равнодействующая всех сил, действующих на аппарат, состоит из:

$$\vec{F} = m\vec{g} + \vec{R}a + \vec{T} + \vec{R}_T, \quad (14)$$

где F – равнодействующая всех сил, приложенных к аппарату,

R_a – равнодействующая аэродинамических сил аппарата,

T – равнодействующая тяги аппарата,

R_T – результирующая сила натяжения троса.

Момент от действия груза будет состоять из момента от силы тяжести груза, аэродинамического момента и момента от ускоренного перемещения точки подвеса груза:

$$\vec{M}_{гр} = m\vec{g} + \vec{M}_a + \vec{M}_и, \quad (15)$$

где m – масса груза,

M_a – аэродинамический момент груза,

$M_и$ – момент от силы инерции из-за ускоренного перемещения точки подвеса.

Груз действует на аппарат через натяжение троса. Тогда сила натяжения троса будет внешней силой по отношению к самому квадрокоптеру. Результирующая сила натяжения троса состоит из:

$$\vec{R}_T = m\vec{g} + \vec{R}_a + \vec{I}_{цб} + \vec{I}_и, \quad (16)$$

где R_T – результирующая сила натяжения троса от действия груза,

R_a – равнодействующая аэродинамических сил,

$I_{цб}$ – центробежная сила инерции груза,

$I_и$ – сила инерции.

Уравнения для силы натяжения троса в проекциях на оси связанной с точкой подвеса системы координат (ось z'' направлена по тросу) представлены ниже:

$$\begin{cases} R_{Tx} = Gx + X_{гр} + I_{иx''} \\ R_{Ty} = Gy + Y_{гр} + I_{иy''} \\ R_{Tz} = Gz + Z_{гр} + I_{цбz} + I_{иz''} \end{cases}, \quad (17)$$

Внешней действующей на аппарат силой натяжения троса является сила R_{Tz} , потому что именно она действует вдоль троса. Моменты от действия силы натяжения троса в связанной системе координат:

$$\begin{cases} M_{Tx} = R_{Ty}l_2 + R_{Tz}l_1 \\ M_{Ty} = -R_{Tx}l_2 \\ M_{Tz} = -R_{Tx}l_1 \end{cases}, \quad (18)$$

Математическая модель пространственного движения аппарата:

1. Динамика движения вокруг центра масс

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{M_x}{J_x} + \frac{\omega_y\omega_z(J_y - J_z)}{J_x} + \frac{J_{yz}(\omega_y^2 - \omega_z^2)}{J_x} \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y}{J_y} + \frac{\omega_x\omega_z(J_z - J_x)}{J_y} + \frac{J_{yz}\dot{\omega}_z}{J_y} - \frac{J_{yz}\omega_y\omega_x}{J_y} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_z} + \frac{\omega_x\omega_y(J_x - J_y)}{J_z} + \frac{J_{yz}\dot{\omega}_y}{J_z} + \frac{J_{yz}\omega_x\omega_z}{J_z} \end{cases} \quad (19)$$

2. Кинематика движения вокруг центра масс

$$\frac{dD_{\text{НП}}^{\text{СБ}}}{dt} = -D_{\text{НП}}^{\text{СБ}} \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

3. Динамика движения центра масс

$$\begin{cases} \dot{V}_{kx} = \frac{1}{m}(X_a + (\omega_y V_{kz} - V_{ky} \omega_z)m + mgsin\gamma + RT_x) \\ \dot{V}_{ky} = \frac{1}{m}(Y_a + (\omega_z V_{kx} - V_{kz} \omega_x)m - mgsin\upsilon + RT_y) \\ \dot{V}_{kz} = \frac{1}{m}(Z_a + T_s + (\omega_x V_{ky} - V_{kx} \omega_y)m - mg\cos\gamma\cos\upsilon + RT_z) \end{cases} \quad (21)$$

4. Кинематика движения центра масс

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = D_{\text{НП}}^{\text{СВ}} \begin{bmatrix} V_{kx} \\ V_{ky} \\ V_{kz} \end{bmatrix} \quad \text{где } D_{\text{НП}}^{\text{СВ}} = \begin{bmatrix} e_{xx} & e_{xy} & e_{xz} \\ e_{yx} & e_{yy} & e_{yz} \\ e_{zx} & e_{zy} & e_{zz} \end{bmatrix} \quad (22)$$

В третьей главе работы описан принцип управления вектором линейной скорости, формирование управляющих перегрузок и методы обеспечения равновесного режима.

Принцип управления:

1. В контрольной точке маршрута задается вектор линейной скорости.
2. Осуществляется асимптотическое движение к прямой, проходящую в направлении вектора заданной скорости через контрольную точку маршрута.

Прямая и контрольная точка становятся притягивающим центром (или фокусом), а выход на прямую – стремление к устойчивому равновесию (аттрактору) с минимальными затратами на управление, включая отработку внешних возмущений.

Управление перегрузками осуществляется по 3 каналам:

$$\text{канал угла пути } n_{xp} = \frac{K_x(V_{kx} - V_x)}{g}; \quad (23)$$

$$\text{канал линейной скорости } n_{yp} = \frac{K_v(V_{ky} - V_y)}{g}; \quad (24)$$

$$\text{канал высоты } n_{zp} = \frac{K_p(V_{zk} - V_z + d_b \cos\theta_k + (\theta_p - \theta)K_{btz})}{g}; \quad (25)$$

где $V_{x,y,z}$ - текущая проекция скорости аппарата;

$V_{kx,y,z}$ - заданное значение проекции скорости в контрольной точке;

K_x, K_v, K_p, K_{btz} - коэффициенты пропорциональности;

d_b - вертикальное отклонение от прямой;

θ_k - «заданный» угол наклона траектории;

θ_p - требуемый угол наклона траектории;

θ - текущий угол наклона траектории.

Реализуя управление по перегрузкам, реализуем управление скоростью изменения траекторных углов ($\dot{\theta}_p \sim n_{xp}, \dot{\psi}_p \sim n_{xp}$), и тем самым косвенно реализуем выход на заданный вектор линейной скорости. Задаваемые исходные траекторные углы получаются из заданного вектора линейной скорости. Обобщенная структурная схема системы управления представлена на Рисунке 1 ниже.

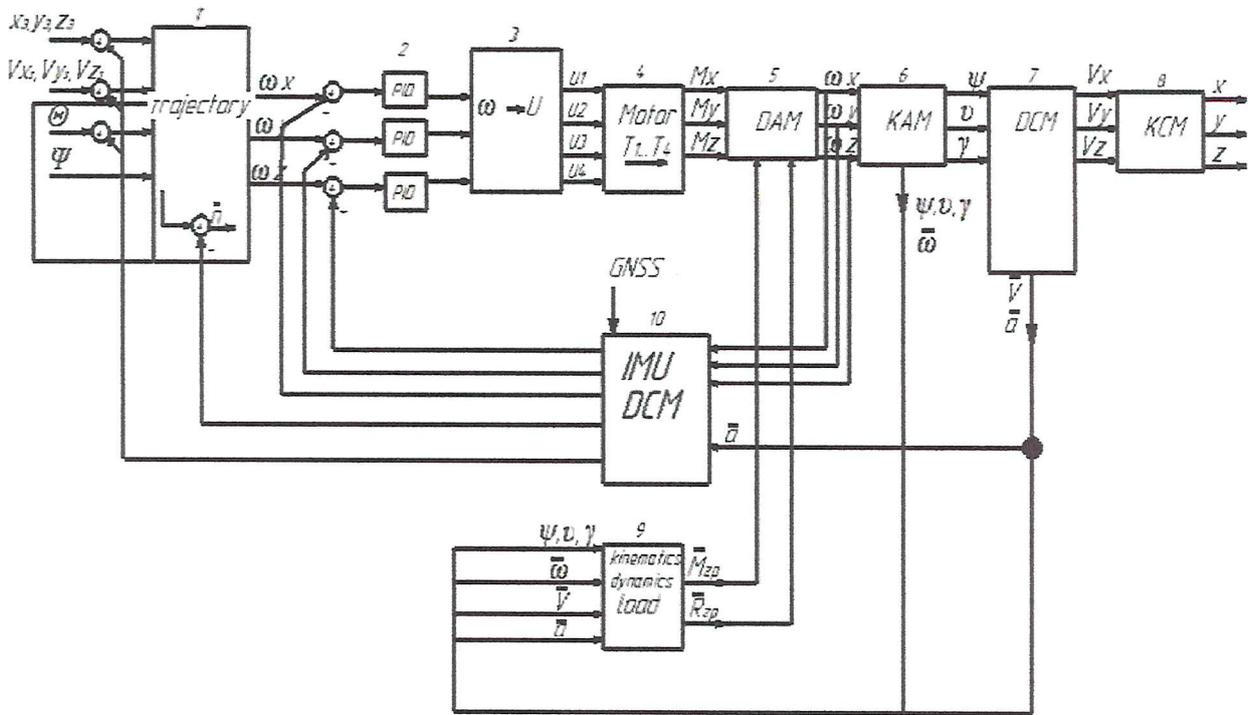


Рисунок 1. Обобщенная структурная схема системы управления аппаратом с грузом

С учетом особенностей системы, таких как нелинейная модель системы с перекрестными связями, влиянием внешних возмущений и отсутствием датчиков на грузе, приведение системы к «естественным» равновесным режимам осуществляется двумя подходами одновременно: управлением с обратными связями по рассогласованию с местными обратными связями по скорости и формированием области притяжения аттракторов - зон устойчивого равновесного движения в контрольную точку, за счет внутренних динамических естественных связей системы.

Формирование области движения к аттракторам в системе основано на формировании инвариантных многообразий в системе («Синергетический синтез» по А.А. Колесникову), где искомое управление является перегрузками, пропорциональными угловым скоростям аппарата. Таким образом, получено управление (ограничение перегрузок) вида:

$$\begin{cases} u_1 = 0.5 \left(-\frac{T_1 p_1 x_4 + p_1 x_1}{p_2} + \frac{T_2 p_3 x_5 + p_3 x_2}{p_4} - \frac{T_3 p_5 x_6 + p_5 x_3}{p_6} - x_4 + x_5 - x_6 \right) \\ u_2 = 0.5 \left(\frac{T_1 p_1 x_4 + p_1 x_1}{p_2} - \frac{T_2 p_3 x_5 + p_3 x_2}{p_4} - \frac{T_3 p_5 x_6 + p_5 x_3}{p_6} + x_4 - x_5 - x_6 \right) \\ u_3 = 0.5 \left(-\frac{T_1 p_1 x_4 + p_1 x_1}{p_2} - \frac{T_2 p_3 x_5 + p_3 x_2}{p_4} + \frac{T_3 p_5 x_6 + p_5 x_3}{p_6} - x_4 - x_5 + x_6 \right) \end{cases} \quad (26)$$

Верхними границами (задающей формой изменения перегрузок) являются располагаемые перегрузки, нижними и близкими к «оптимальному» решению – минимум по перегрузкам для достижения контрольной точки с учетом условий задачи. T – постоянная времени, p – константы.

В четвертой главе работы описаны исполнительные органы системы управления, схемотехнический состав аппарата, представлены результаты моделирования винтомоторной группы и всей системы управления. А также

представлены результаты сравнительного моделирования разработанной системы управления с «распространенным» управлением по углам Эйлера и моделирование «рывка» груза на тросе при резком маневрировании и снижении.

Для адекватности формирования математической модели системы была разработана математическая модель винтомоторной группы, описываемая двумя апериодическими звеньями, характеризующими электромагнитную и механическую природу двигателя с передаточной функцией вида:

$$W_{дв} = \frac{K_1 K_2}{(T_1 s + 1 + K_1 K_{обр})(T_2 s + 1 + K_2)} \quad (27)$$

Для математической модели системы были получены следующие коэффициенты по каналам, представленные в Таблице 1.

Таблица 1.

Коэффициенты регулятора в модели

	По координатам	По скорости	По угловой скорости
Канал путевого угла	0,5	1,9	-
Канал высоты	1	5	-
Канал линейной скорости	0,02	0,8	$K\omega_x = 1,5$ $K\omega_y = 7$

Результаты моделирования пространственного движения представлены на Рисунке 2. Координаты точек (0, 10, 2) м, (0, 25, 2) м, (0, 40, 2) м, скорость 1 м/с, 2 м/с, 1 м/с.

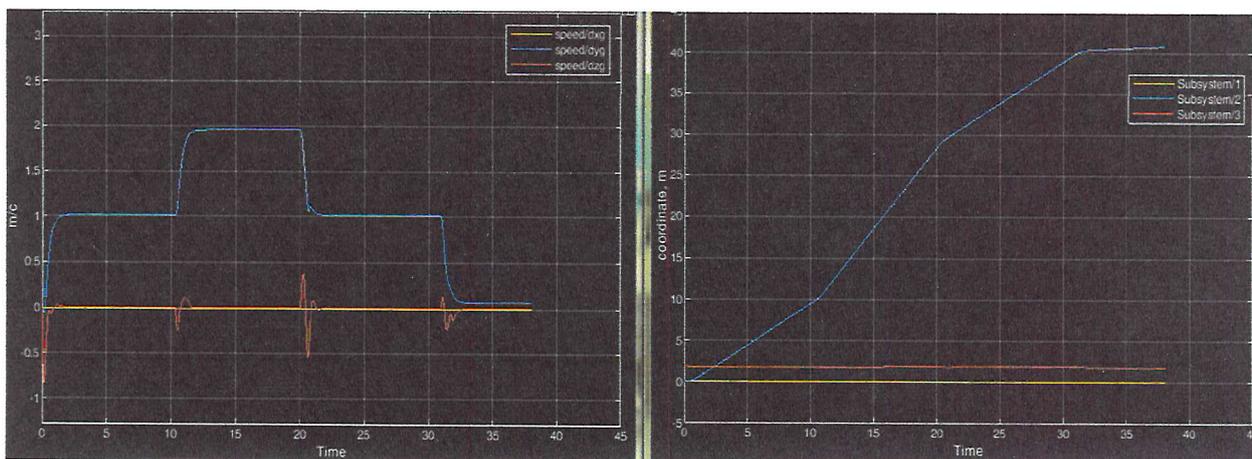


Рисунок 2. Пространственное движение

Сравнительное моделирование было произведено при отсутствии внешних возмущений, при возмущениях типа ветер по 1 и 2 осям, возмущениях типа синусоида и импульс. При отсутствии возмущений обе системы демонстрируют хорошее качество управления и достижение контрольных точек, при наличии смещения центра масс от центра симметрии, подвешенного груза и внешних возмущений система управления, построенная по «распространенному» типу, демонстрирует наличие расходящихся колебаний. Условие моделирования – обе системы проходят моделирование при отсутствии подстройки коэффициентов системы под разные внешние возмущения. Результаты моделирования

представлены на Рисунках 3 - 7 ниже. Алгоритм 1 - разработанная система, алгоритм 2 - «распространенная».

Эффект «подскока» груза на тросе при резком разгоне и торможении аппарата, когда груз действует рывком на аппарат, был смоделирован методом приложения максимального момента от силы тяжести груза при свободном падении груза с высоты полной длины троса. Момент «включался» по анализу фазы активного торможения. Результаты моделирования показали отсутствие фатального влияния на процесс полета и максимальную погрешность по скорости в 0,3 м/с при скорости аппарата в 2 м/с. В реальных условиях эффект будет меньше ввиду наличия аэродинамического сопротивления груза, силы упругости, жесткости троса и т.п.

$$V_{ГК} = -\sqrt{2gh_{Гр}}, \quad (28)$$

$V_{ГК}$ – развиваемая грузом скорость под действием силы тяжести,

$h_{Гр}$ - высота полного подъема груза при «подскоке».

$M = F_{Гр} * h_{смy}$ – момент от действия «рывка» груза, (29)

где $F_{Гр} = p / \Delta t$ – сила действия «рывка» груза;

$p = V_{ГК} * m_{Гр}$ – импульс груза в момент полной размотки троса;

$h_{смy}$ – смещение центра масс от центра симметрии аппарата по оси y.

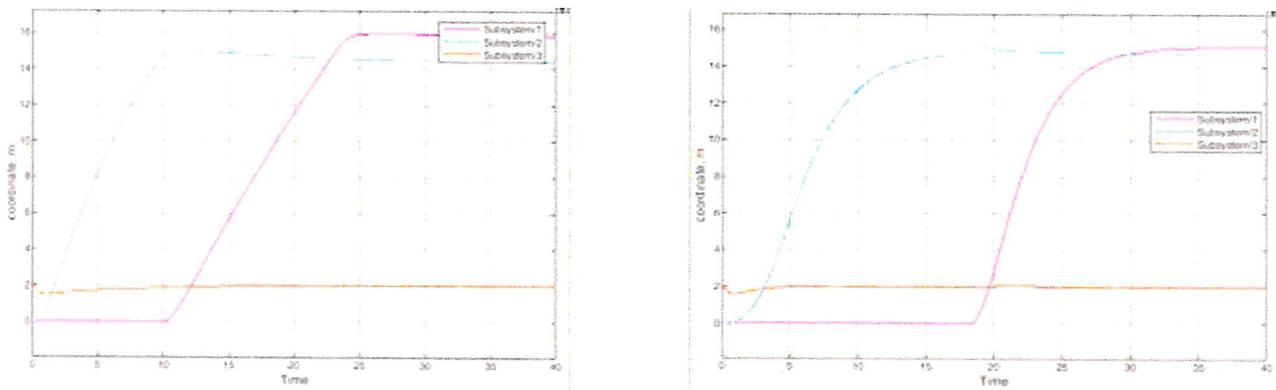
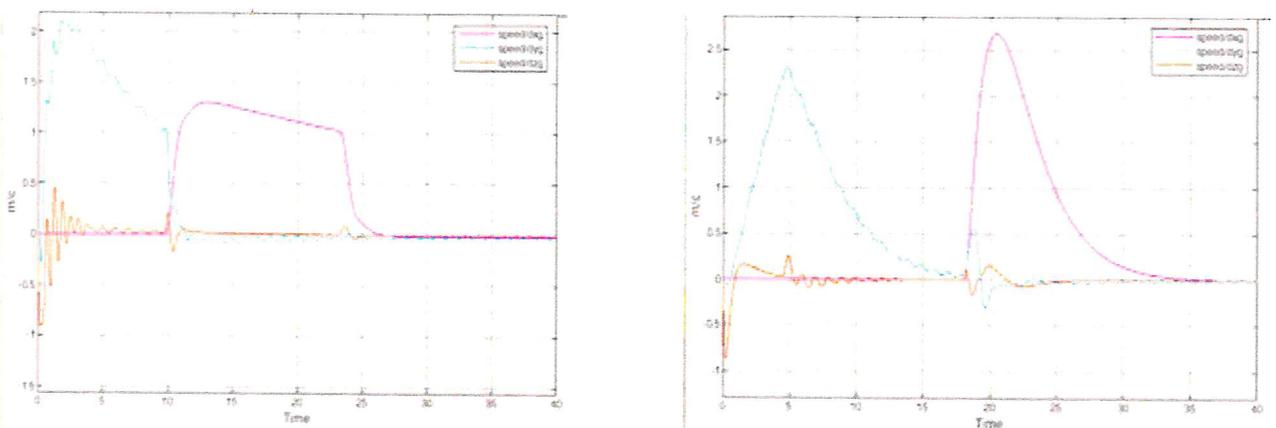


Рисунок 3. Аппарат без груза, возмущения типа импульс, координаты



Алгоритм 1

Алгоритм 2

Рисунок 4. Аппарат без груза, возмущения типа импульс, линейные скорости

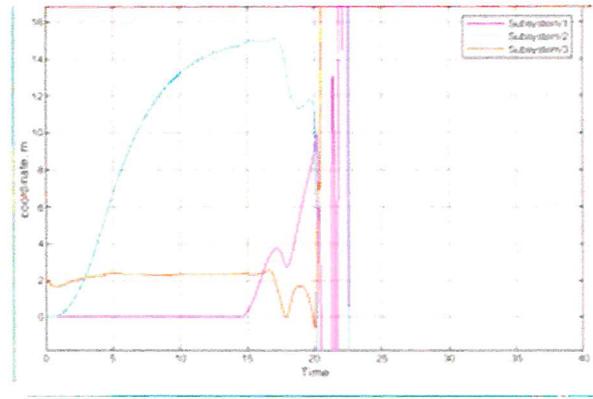
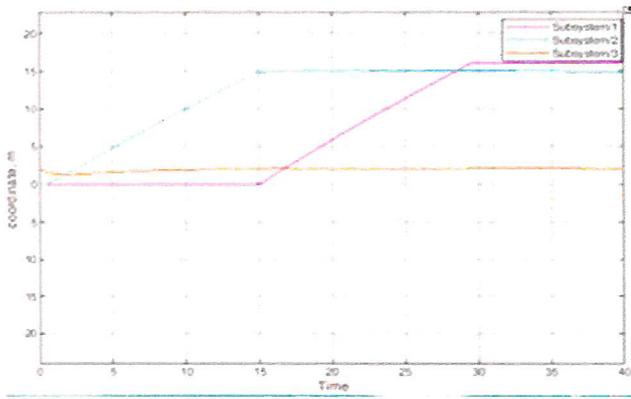
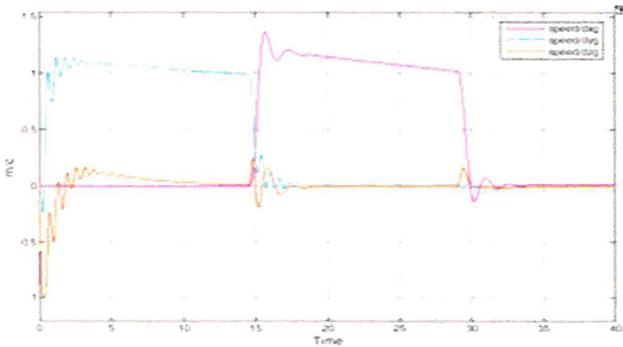
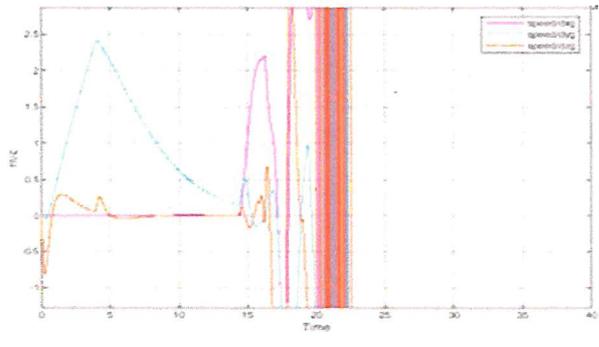


Рисунок 5. Аппарат с грузом, возмущения типа ветер по 2 осям, координаты

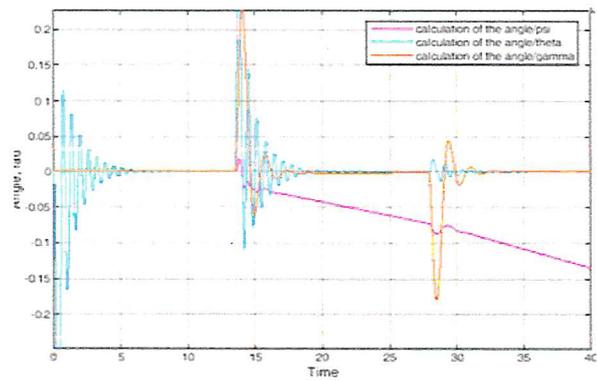


Алгоритм 1

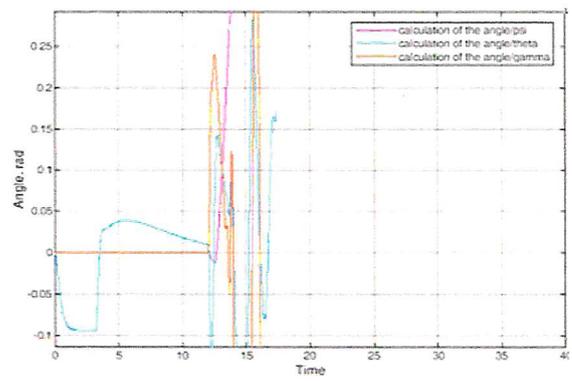


Алгоритм 2

Рисунок 6. Аппарат с грузом, возмущения типа ветер по 2 осям, линейные скорости



Алгоритм 1



Алгоритм 2

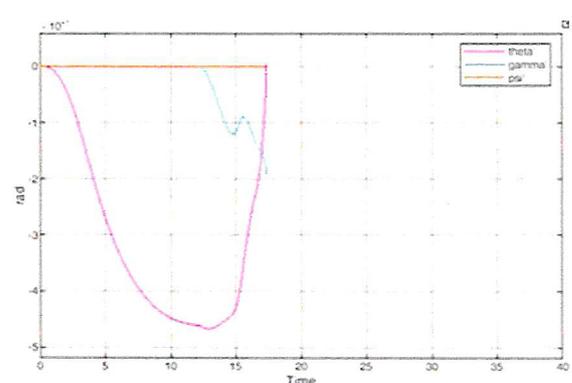
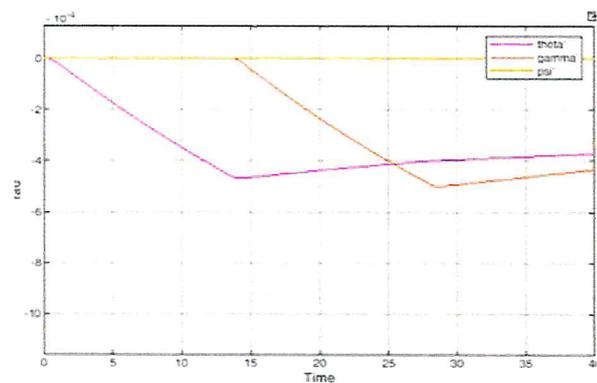


Рисунок 7. Углы аппарата и груза

В заключении и общих выводах и приведены основные результаты, достигнутые в работе, сформулированы краткие выводы по работе:

1. На основе проведенного анализа существующих подходов к управлению летательными аппаратами несимметричных компоновок были рассмотрены основные проблемы, возникающие при попытке построения систем управления для аппаратов с несимметричными компоновками. На основе классического метода управления с обратными связями по положению и скорости, с учетом дополнительного использования теории синергетики была выдвинута идея синтеза систем траекторного управления для аппаратов с несимметричными компоновками.

2. Для квадрокоптера с несимметричными компоновками была предложена модернизированная под этот аппарат математическая модель сложного движения груза на нежесткой сцепке и математическая модель самого аппарата с учетом наличия перекрестных связей.

3. Были предложены алгоритмы траекторного управления аппаратом с несимметричными компоновками с подвешенным на нежесткой сцепке грузом на основе управления вектором скорости и методов приведения траектории к естественной равновесной.

4. В среде MatLab Simulink была разработана математическая модель системы траекторного управления. Для подтверждения адекватности использования уравнений, описывающих динамику винтомоторной группы, проведено сравнительное моделирование с реальной винтомоторной группой.

5. Было проведено математическое моделирование системы траекторного управления, по результатам которого установлено, что предложенные алгоритмы управления обеспечивают устойчивость системы в процессе траекторного движения по маршруту, система обладает достаточной грубостью и колебания груза в процессе тестового полета минимальны. Для оценки адекватности управления было проведено сравнительное моделирование с хорошо известными алгоритмами «распространенного» управления по углам. Оно показало относительную достаточную грубость разработанных алгоритмов по сравнению с «распространенным» для аппарата с несимметричными компоновками с грузом на внешней подвеске и при действии внешних возмущений.

6. Для оценки влияния подвешенного груза на аппарат было проведено экспериментальное тестирование на макете квадрокоптера. Оно подтвердило выдвинутые теоретические и полученные вследствие моделирования предположения о возникновении колебаний аппарата с грузом.

Таким образом, выдвинутые в работе теоретические предложения по построению системы траекторного управления квадрокоптером несимметричных компоновок с грузом на нежесткой сцепке обоснованы моделированием и экспериментальными тестированиями, что подтверждает адекватность разработки и применения данных алгоритмов.

В приложении приведены структуры и состав блоков системы управления, код алгоритма блока формирования траектории, фотография макета крутильных весов для определения моментов инерции аппарата, а также полученные

результаты сравнительного моделирования двух алгоритмов управления, не вошедшие в основной текст работы.

Практические рекомендации

В качестве дальнейшего усовершенствования алгоритмов управления предлагается вводить специальные тестовые маневры аппарата с грузом с целью более точного определения параметров подцепленного груза и корректировки вследствие этого коэффициентов регулятора. Такие тестовые маневры в начале полета и перед высокоманевренными участками траектории позволят не только настроить более эффективно систему управления в плане коррекции стиля управления и повышения энергетической эффективности, но и принимать решения о прекращении полета в случае нештатной или аварийной ситуации. Инструменты реализации алгоритмов тестовых маневров и принятия решений – нечеткая логика.

Публикации по теме работы

1. Миронова И.В. Испытательный стенд для квадрокоптера // Сборник научных статей «Научно-технический семинар молодых специалистов, ученых и студентов, посвященный памяти Главного конструктора, академика АН СССР В.И. Кузнецова» МГТУ им. Н.Э. Баумана, М., 2016. С. 45-51. (0,33 п.л.)
2. Масленникова С.И., Ситников А.В., Миронова И.В. Расчет характеристик пьезоэлемента ультразвукового двигателя // Радиооптика. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журнал 2016. №4. С. 25 – 40. (1 п.л. / 0,3 п.л.)
3. Миронова И.В. Система управления квадрокоптером // Сборник научных статей «Научно-технический семинар молодых специалистов, ученых и студентов, посвященный памяти Главного конструктора, академика АН СССР В.И. Кузнецова» МГТУ им. Н.Э. Баумана, М., 2017. С. 75 - 82. (0,47 п.л.)
4. Чулин Н.А., Лукьянов В.В., Миронова И.В. Система управления беспилотным летательным аппаратом // Сборник тезисов конференции «XLII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ» МГТУ им. Н.Э. Баумана, М., 2018. С. 313 - 314. (0,125 п.л. / 0,06 п.л.)
5. Миронова И.В., Чулин Н.А. Система управления беспилотным летательным аппаратом // Инженерный журнал: наука и инновации Электрон. журнал. №9 (81)/2018. С. 1 - 13. (1,4 п.л. / 0,8 п.л.)
6. Миронова И.В. Система управления квадрокоптером по технологии открытого проекта // Труды ФГУП «НПЦАП» Научно-технический журнал № 3 (43) М., 2018 С. 8 - 9. (0,07 п.л.)
7. L. A. Alsafadi, N. A. Chulin, I.V. Mironova Synthesis of fuzzy controller based on simple PID controller // Сборник трудов XIIIth International Symposium «Intelligent Systems», INTELS'18, 22-24 October 2018, St. Petersburg, Russia Procedia Computer Science150 (2019) P. 28 – 38. (0,68 п.л. / 0,2 п.л.)

8. Миронова И.В., Чулин Н.А. Траекторное управление мультикоптерами с несимметричными компоновками // Сборник трудов с конференции «Управление в аэрокосмических системах (УАС-2018)» СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 271 - 275. (0,4 п.л. / 0,2 п.л.)
9. Миронова И.В., Чулин Н.А. Траекторное управление летательными аппаратами нетиповых компоновок в автоматическом режиме // Сборник тезисов конференции «XLIV АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ» МГТУ им. Н.Э. Баумана, М., 2020. Т. 2. С. 189 - 191. (0,2 п.л. / 0,1 п.л.)
10. I.V. Mironova, N. A. Chulin Control Of Aerial Vehicle Of Non-Typical Designs In Automatic Mode // XLIV Academic Space Conference AIP Conference Proceedings 2318 P. 130011-1–130011-7. (0,48 п.л. / 0,24 п.л.)
11. I.V. Mironova, N. A. Chulin, M.E. Savrushkina Usage of natural balance mode in automatic trajectory control of aircraft with non-standard configurations // Procedia Computer Science 186 (2021). P. 751 - 760. (0,8 п.л./ 0,4 п.л.)

Миронова Ирина Владимировна

Алгоритмы траекторного управления квадрокоптером с несимметричными компоновками и подвешенным грузом для обеспечения равновесного режима полета

Автореф. дис. на соискание ученой степени канд. техн. наук

Подписано в печать _____._____._____. Заказ № _____

Формат 60×90/16. Усл. печ. л. 1. Тираж _____ экз.

Типография _____