

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«НОВОСИБИРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ» (НОВОСИБИРСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ, НГУ)

Факультет Физический
Кафедра Физико-технической информатики

Направление подготовки 03.04.02 Физика
Образовательная программа Магистратура

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА
Димова Александра Сергеевна

Тема работы: Разработка системы автоматического управления
траекторным движением квадрокоптера с грузом на подвесе

«К защите допущена»
Заведующий кафедрой,
к. ф.-м. н.
с.н.с. ИЯФ СО РАН
Кроковный П. П./.....
«.....».....2020 г.

Научный руководитель
к.т.н.,
с.н.с., ИАиЭ СО РАН
Котов К. Ю./.....
«.....».....2020 г.

Дата защиты: «.....».....2020 г.

Новосибирск, 2020

Содержание

Введение	3
1 Литературный обзор	6
2 Теоретическая часть	11
2.1 Получение дифференциальных уравнений движения системы квадрокоптер-груз	11
2.2 Разработка алгоритма управления траекторным движением	16
2.2.1 Постановка задачи и синтез алгоритма управления .	16
2.2.2 Фильтр Калмана для оценки параметров квадрокоптера	20
2.2.3 Фильтр Калмана для оценки параметров груза	21
2.3 Результаты моделирования	22
3 Описание программной и аппаратной части системы управления	30
4 Экспериментальные результаты по управлению полётом	34
Заключение	43
Список литературы	44

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) в последние десятилетия находят широкое применение в различных сферах деятельности от военной и спасательной до исследовательской и коммерческой.

Наблюдение за опасными для человека или отдалёнными районами, военная разведка и измерения различных параметров Земли с дополнительными приборами на борту, построение карт поверхности - все эти задачи часто эффективнее решать, используя БПЛА и в частности, квадрокоптерные БПЛА.

Концепция четырёхвинтового симметричного летательного аппарата известна довольно давно. В 1907 году во Франции совершил первый полёт Один из первых винтовых летательных аппаратов «Gyroplane No 1» [1] с четырьмя пропеллерами, причём две пары винтов вращались в противоположных направлениях. Регулирование скорости вращения роторов позволяло изменять подъёмную силу и двигаться. Стоит сказать, что этот аппарат был массивен и смог поднять человека. В 1922 русско-американский авиаконструктор Ботезат создал аппарат вертикального взлёта с 6 винтами весом более тонны, совершивший более ста полётов с пилотом на борту [2]. Основным недостатком этих аппаратов была слабая мощность и сложная трансмиссия, передававшая вращение одного мотора на несколько винтов, поэтому дальнейшее развитие мультироторных летательных аппаратов отложилось. Возродилось развитие мультикоптеров уже в XXI веке. В связи с успехами в микромеханике и микроэлектронике мультикоптеры развивались уже как беспилотные аппараты. Для обеспечения стабильного зависания в конструкцию современных мультикоптеров обязательно включают три гироскопа, фиксирующие крен аппарата.

Одно из научных направлений, где внедрение БПЛА внесло существенный вклад, является геофизика.

Исследования с воздуха или аэрогеофизические технологии в сравнении с другими геолого-исследовательскими технологиями имеют ряд преимуществ [3]:

- высокая скорость исследования труднодоступных территорий;
- экономичность;

- возможность сочетания различных геофизических методов;
- возможность использования спутниковой навигации для достижения высокой точности в высотной и плановой привязке получаемых данных.

В мировой геологоразведке в последнее десятилетие наблюдается систематическое увеличение доли, однако в России ввиду высокой стоимости эксплуатации пилотируемых летательных аппаратов (вертолёты МИ-8б КАА-226 и др.) рост использования аэрогеофизических технологий отстаёт от общемирового в пять раз. Применение БПЛА позволяет обойти эту проблему.

Существует три типа БПЛА: самолётные, вертолётные и мультикоптеры. Однако в области аэрогеофизических исследований наиболее используемыми являются лёгкие БПЛА самолётного типа и мультикоптеры, т.к. стоимость вертолётных БПЛА примерно в 3 раза превышает стоимость самолётных БПЛА и имеет большую сложность в эксплуатации, а в сравнении с мультикоптерами имеет менее надёжную конструкцию.

Можно выделить следующие преимущества БПЛА в аэрогеофизических исследованиях по сравнению с пилотируемыми ЛА:

- Снижение стоимости работ;
- Возможность оперативного проведения разнвысотной съёмки на заданном маршруте;
- Возможность использования широкого высотного диапазона при геофизических съёмках, в том числе недоступного при использовании пилотируемых ЛА;
- Отсутствие привязки к какой-либо взлетно-посадочной площадке;
- Отсутствие необходимости в высококвалифицированном лётном персонале;
- Выделение малоконтрастных аномалий за счёт получения более качественной информации;

Возможность регистрации на борту геофизических данных позволяет пользоваться БПЛА для решения разного рода геофизических задач и задач наблюдения.

В аэрогеофизике существует задача магнитной съёмки - измерения слабых магнитных полей, которые в дальнейшем помогают в поиске новых месторождений. В такой задаче влияние управляющих сигналов БПЛА искажает измерения высокочувствительных датчиков при непосредственном креплении датчика к корпусу. Возможным решением данной проблемы является идея переноса датчика на подвес, который представляет собой шарнирно закреплённый стержень или нерастяжимый трос. При таком креплении величина сторонних помех от сигналов управления квадрокоптера значительно уменьшится.

Задача исследования движения квадрокоптера с подвесом также актуальна в сфере доставки грузов [4], т.к. энергетически более эффективно опускать груз на подвесе, по сравнению с полным приземлением БПЛА.

В данной работе рассматривается задача управления траекторным движением квадрокоптера при транспортировке груза на подвесе. Используя метод Лагранжа второго рода, получены уравнения движения системы квадрокоптер - груз для трёх пространственных координат, углов тангажа и крена, а также проекций угла отклонения подвеса от вертикали на плоскости (x,z) , (y,z) . Предложен регулятор, обеспечивающий управление траекторным движением центра масс груза с одновременным подавлением колебаний подвеса относительно вертикали. Эффективность разработанного алгоритма подтверждена результатами моделирования и экспериментов.

1 Литературный обзор

Рассмотрим ряд близких по тематике исследований, связанных с анализом применимости квадрокоптеров, моделированием движения квадрокоптера, анализом различных систем и алгоритмов автоматического управления и использованием подвесов.

Авторами работы [5] проведён обзор сфер текущего использования беспилотников и анализ перспектив применения в различных логистических задачах. В частности, были выделены следующие логистические задачи: доставка в крупных густонаселённых городах, доставка по сельской местности, наблюдение за инфраструктурой систем и объектов и использование внутри помещений. В первой задаче применение беспилотных летательных аппаратов могло бы ускорить процесс доставки и уменьшить загруженность движения на автодорогах, однако тогда появилась бы проблема приземления при доставке в многоквартирные дома. Во второй задаче наиболее эффективно было бы применять БПЛА в местах с плохоразвитой дорожной сетью, например, в Африке. В третьей задаче БПЛА будут полезны, по мнению авторов, в обследовании собственных сооружений компании на предмет повреждений и эффективности работы. БПЛА внутри помещений могли бы использоваться для внутренней транспортировки элементов производства. По итогам статьи авторы пришли к выводу, что ключевым ограничивающим фактором для развития логистики с использованием БПЛА является отсутствие нормативного регулирования и вопросы сохранения конфиденциальности, однако сферы доставки внутри города и по удалённым сельским районам являются наиболее перспективными.

В работе [6] была построена строгая модель полёта квадрокоптерного БПЛА и проведены эксперименты с зависанием на определённой высоте и удержанием заданной ориентации. Первоначально на основе метода Лагранжа была построена точная трёхмерная динамическая модель и получены уравнения движения для трёх поступательных и трёх вращательных компонент квадрокоптера. Стоит отметить, что данный метод применялся и в текущей работе для получения уравнений движения связанной системы квадрокоптер-груз. Система управления в [6] была основана на стандартном пропорционально-интегрально-дифференциальном

(ПИД) регуляторе (Рис.1).

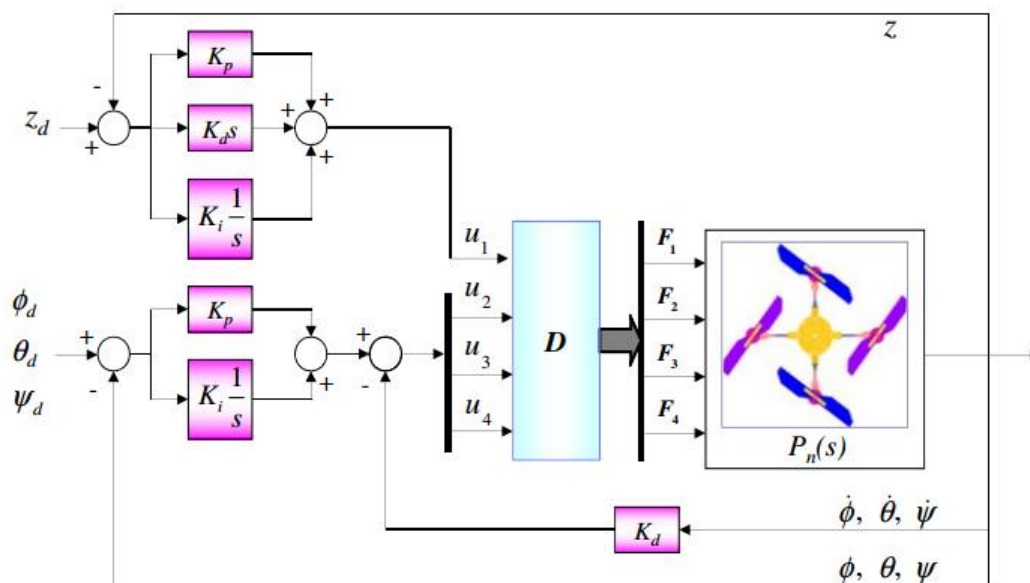


Рис. 1: ПИД регулятор для удержания высоты и ориентации квадрокоптера. Здесь $F_{1,2,3,4}$ - силы роторов; u_1 - управляющая сила; $u_{2,3,4}$ - управляющие моменты сил для контроля за углами ориентации аппарата θ, ϕ, ψ ; $K_{p,d,i}$ - коэффициенты регулятора

В [7] исследуется возможность применения миниатюрных БПЛА. В работе построена динамическая модель квадрокоптера, оптимизирован дизайн летательного аппарата и создано 2 отдельных алгоритма управления, стабилизирующих ориентацию и высоту аппарата. Кроме того, создан стенд, направленный на анализ алгоритма стабилизации ориентации квадрокоптера, т.е. три степени свободы, связанные с перемещением аппарата были зафиксированы. В эксперименте алгоритм доказал свою эффективность, особенно для угла рыскания. Финальная цель авторов - создание комнатного полностью автономного устройства.

Технологии управления и навигации популярного коммерческого аппарата AR.Drone описаны в [8]. На борту AR.Drone установлен процессор Parrot P6 с линуксоподобной операционной системой (ОС) реального времени. Для навигации летательного аппарата на борту установлен микроконтроллер, выполняющий функции сбора и предобработки навигационных данных и набор датчиков: трёхосевой модуль акселерометров, двухосевой гироскоп, одноосевой высокоточный курсовой гироскоп и ультразву-

ковой высотометр. Система технического зрения AR.Drone состоит из двух видеокамер: вертикальной и фронтальной. Одновременно ОС управляет несколькими потоками: взаимодействием по WI-FI, выборами видеоданных, сжатием видео, обработкой изображений, сбором данных с датчиков, оценкой состояния и управлением с обратной связью. Основной сложностью при создании являлась оценка состояния через комбинацию сенсоров и камер.

Сравнение нелинейного и линейного алгоритмов управления в режиме зависания квадрокоптера проведены в [9]. В данной работе метод Лагранжа используется для построения динамической модели, а управляющий алгоритм основан на стратегии вложенных ограничений, т.е. в данной работе стратегия управления состояла из четырёх последовательно выполняющихся алгоритмов. Сначала авторы рассчитывали и устанавливали необходимую тягу для удержания высоты, затем стабилизировал угол рыскания, а потом управляли смещениями по y и x вместе с углами тангажа и крена.

в [10] описано исследование с четырёхвинтовым вертолётном. Авторы представили нелинейную динамическую модель системы и доказали невозможность разрешить с помощью закона управления обратной связью проблему развязки ввода/вывода.

Австралийские исследователи в [11] провели моделирование и сравнили отклонения груза при движении вертолётном в зависимости от конфигурации подвеса и других параметров - момента тангажа груза, коэффициента подъёма груза, сопротивления полезной нагрузки и влияния сторонних сил. Полученные данные (Рис. 5) позволили авторам сделать вывод, что увеличение сопротивления полезной нагрузки приводит к уменьшению максимального отклонения независимо от конфигурации подвеса, тогда как отклонение в зависимости от коэффициента подъёмной силы при множественном закреплении груза значительно меньше, чем при других вариантах закрепления.

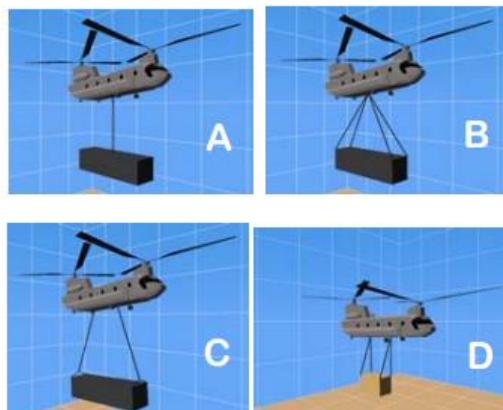


Рис. 2: Различные конфигурации подвесов: А - одноточечная, В - множественная, С - двухточечная, D - тандем

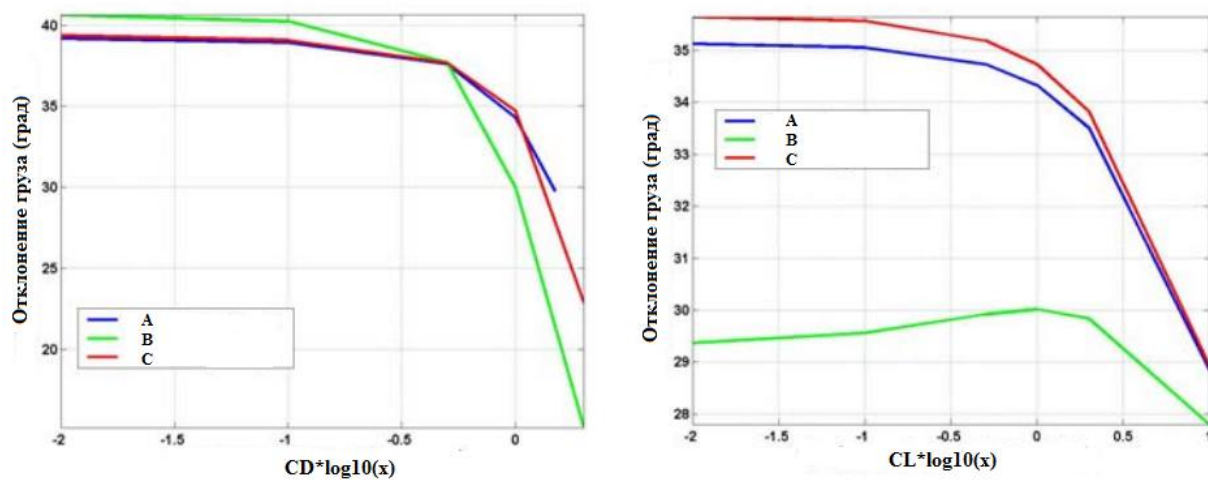


Рис. 3: Зависимость максимального угла отклонения подвеса от коэффициента сопротивления полезной нагрузки CD и коэффициента подъёмной силы CL для различных конфигурации подвесов: А - одноточечная, В - множественная, С - двухточечная

Подход, похожий на используемый в данной работе, используется в работе [12]. Авторы исследуют транспортировку груза с использованием нескольких квадрокоптеров вдоль заданной траектории. Динамическая модель системы построена методом Лагранжа. Особенность работы заключалась в том, что связанная динамика всей системы была непосредственно включена в системы управления и анализа устойчивости. В итоге полезная нагрузка асимптотически следовала предписанной траектории с помощью геометрического контроллера.

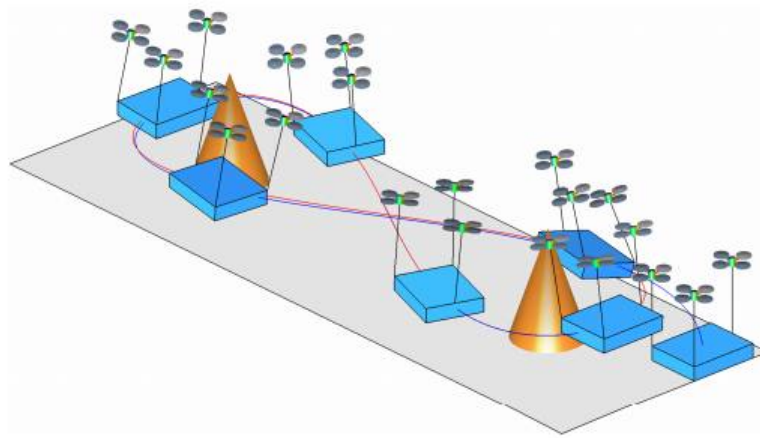


Рис. 4: 3D перспектива моделирования полёта системы из трёх квадрокоптеров, перевозящих груз (красный - желаемая траектория, синий - фактическая)

Задача отслеживания квадрокоптера с грузом на подвесе при транспортировке описывается в [13]. После задания ключевых точек с помощью динамического программирования генерировалась траектория, такая что при движении по ней груз не начинал колебаться.

В целом, стоит отметить, что решаемая в данной работе задача актуальна и имеет ряд перспективных практических применений. В последние несколько лет исследования БПЛА с подвесами набирают популярность. Однако в описанных ранее работах часто доказывается только асимптотическая сходимость по регулируемым величинам, а задача вычисления управляющих компонент, обеспечивающих переходные процессы заданного вида в замкнутой системе, остаётся актуальной.

2 Теоретическая часть

2.1 Получение дифференциальных уравнений движения системы квадрокоптер-груз

В первой части работы была построена динамическая модель квадрокоптера с грузом на подвесе. Стоит отметить следующие допущения: центры масс квадрокоптера и груза шарнирно связаны с помощью невесомого нерастяжимого стержня; моменты инерции груза пренебрежимо малы. Принимая во внимание тот факт, что для управления направлением движения аппарата достаточно управления любыми двумя углами в дальнейших расчетах будем полагать, что угол рыскания $\psi = 0$. Уравнения движения были получены методом Лагранжа (1):

$$\left\{ \begin{array}{l} L = L_1 + L_2 = T_1 + T_2 - U_1 - U_2, \\ T_1 = \frac{1}{2}(\dot{x}_1^2 + \dot{y}_1^2 + \dot{z}_1^2) + \frac{1}{2}I_{yy}\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}I_{xx}\dot{\phi}^2, \\ U_1 = m_1gz_1, \\ T_2 = \frac{1}{2}(\dot{x}_2^2 + \dot{y}_2^2 + \dot{z}_2^2), \\ U_2 = m_2gz_2. \end{array} \right. \quad (1)$$

Индексы 1 и 2 соответствуют квадрокоптеру и грузу. $L_{1,2}, T_{1,2}, U_{1,2}$ — Лагранжева функция, кинетическая и потенциальная энергия; $m_{1,2}$ — масса; $x_{1,2}, y_{1,2}, z_{1,2}$ — координаты; l - длина троса; I_{yy}, I_{xx} , - моменты инерции квадрокоптера; ϕ - угол крена; θ - угол тангажа.

Углы отклонения γ и ζ шарнирно-закрепленного подвеса от вертикали определим через соответствующие проекции на плоскости (x,z) и (y,z) .

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & -l & 0 & l \\ -l & 0 & l & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

Для вывода уравнений движения были использованы уравнения Лагранжа второго рода, которые связывают производные Лагранжевых функций с обобщёнными координатами \mathbf{q} и обобщёнными силами \mathbf{Q} .

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} - \frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}} = \mathbf{Q} \quad (5)$$

В нашей модели с шарнирно закреплённым стержнем:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \phi \\ \theta \\ \gamma \\ \zeta \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} u_1 \sin(\theta) \cos(\phi) \\ -u_1 \sin(\phi) \\ u_1 \cos(\theta) \cos(\phi) \\ u_2 \\ u_3 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Далее мы подставили в (5) выражения для лагранжевых функций, с учётом (1),(2),(3) и выражения для обобщённых сил и координат (6).

Лагранжиан с учетом подстановок:

$$\begin{aligned} L_1 = & \frac{1}{2}m_1(\dot{x}_1^2 + \dot{y}_1^2 + \dot{z}_1^2) + \frac{1}{2}I_{yy}\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}I_{xx}\dot{\phi}^2 + \frac{1}{2}m_2((\dot{x}_1 + \\ & + l(\dot{\gamma} \cos(\gamma) \cos(\zeta) - \dot{\zeta} \sin(\gamma) \sin(\zeta) \cos(\gamma)^2)R^3)^2 + \\ & + (\dot{y}_1 + l(\dot{\zeta} \cos(\gamma) \cos(\zeta) - \dot{\gamma} \sin(\gamma) \sin(\zeta) \cos(\zeta)^2)R^3)^2 + \\ & + (\dot{z}_1 + l(\dot{\gamma} \sin(\gamma) \cos(\zeta)^3 + \dot{\zeta} \sin(\zeta) \cos(\gamma)^3)R^3)^2) - \\ & - m_1gz_1 - m_2g(z_1 - l \cos(\zeta) \cos(\gamma)R), \end{aligned} \quad (7)$$

Для краткости введём обозначения:

$$\begin{aligned}
A(\gamma, \zeta) &= \sin \gamma \cos \zeta, \\
B(\gamma, \zeta) &= \cos \gamma \sin \zeta, \\
C(\gamma, \zeta) &= \cos \gamma \cos \zeta, \\
D(\gamma, \zeta) &= \sin \gamma \sin \zeta.
\end{aligned} \tag{8}$$

Поочерёдно получили составляющие уравнений для каждой поступательной компоненты:

$$\left\{ \begin{aligned}
\frac{\partial L_2}{\partial \dot{x}_1} &= (m_1 + m_2)\dot{x}_1 + m_2l((A(\gamma, \zeta)\dot{R} + C(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}R - D(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}R) \\
\frac{d}{dt} \frac{\partial L_2}{\partial \dot{x}_1} &= m_2l(A(\gamma, \zeta)\ddot{R} + 2C(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}\dot{R} - 2D(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}\dot{R} + C(\gamma, \zeta)\ddot{\gamma}R - \\
&- A(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}^2R - 2B(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}\dot{\zeta}R - D(\gamma, \zeta)\ddot{\zeta}R - A(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}^2R) + \\
&+(m_1 + m_2)\ddot{x}_1 \\
\frac{\partial L_2}{\partial x_1} &= 0.
\end{aligned} \right. \tag{9}$$

$$\left\{ \begin{aligned}
\frac{\partial L_2}{\partial \dot{y}_1} &= (m_1 + m_2)\dot{y}_1 + m_2l((B(\gamma, \zeta)\dot{R} + C(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}R - D(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}R), \\
\frac{d}{dt} \frac{\partial L_2}{\partial \dot{y}_1} &= m_2l(B(\gamma, \zeta)\ddot{R} + 2C(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}\dot{R} - 2D(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}\dot{R} - D(\gamma, \zeta)\ddot{\gamma}R - \\
&- B(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}^2R - 2A(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}\dot{\zeta}R + C(\gamma, \zeta)\ddot{\zeta}R - B(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}^2R) + \\
&+(m_1 + m_2)\ddot{y}_1, \\
\frac{\partial L_2}{\partial y_1} &= 0.
\end{aligned} \right. \tag{10}$$

$$\left\{ \begin{aligned}
\frac{\partial L_2}{\partial \dot{z}_1} &= (m_1 + m_2)\dot{z}_1 + m_2l(-C(\gamma, \zeta)\dot{R} + B(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}R + A(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}R), \\
\frac{d}{dt} \frac{\partial L_2}{\partial \dot{z}_1} &= m_2l(-C(\gamma, \zeta)\ddot{R} + 2B(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}\dot{R} + 2A(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}\dot{R} + A(\gamma, \zeta)\ddot{\gamma}R + \\
&+ C(\gamma, \zeta)\dot{\zeta}^2R - 2D(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}\dot{\zeta}R + B(\gamma, \zeta)\ddot{\zeta}R + C(\gamma, \zeta)\dot{\gamma}^2R) + \\
&+(m_1 + m_2)\ddot{z}_1, \\
\frac{\partial L_2}{\partial z_1} &= -(m_1 + m_2)g.
\end{aligned} \right. \tag{11}$$

И для каждой вращательной компоненты:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial L_2}{\partial \gamma} = lm_2(-lB(\gamma, \zeta)D(\gamma, \zeta)R\dot{R} + (-lC(\gamma, \zeta)D(\gamma, \zeta)\dot{\zeta} + \\ + l\dot{\gamma}(1 - B^2(\gamma, \zeta)))R^2 + (\dot{z}_1A(\gamma, \zeta) + \dot{x}_1C(\gamma, \zeta) - \dot{y}_1D(\gamma, \zeta)))R, \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial L_2}{\partial \dot{\gamma}} = lm_2(-lBDR\ddot{R} - lBD\dot{R}^2 + (((-4lB^2 + l \sin \zeta^2 + 2l)\dot{\gamma} - \\ - 4lCD\dot{\zeta})R + \dot{z}_1A - \dot{y}_1D + \dot{x}_1C)\dot{R} + ((1 - B^2)l\dot{\gamma} + 2lBD\dot{\gamma}^2 + \\ + l(DA - 3CB)\dot{\zeta}\dot{\gamma} + l\dot{\zeta}^2(BD - AC) - l\ddot{\zeta}CD)R^2 + ((\dot{z}_1C - \dot{x}_1A - \\ - \dot{y}_1B)\dot{\gamma} + (-\dot{z}_1D - \dot{x}_1B - \dot{y}_1A)\dot{\zeta} - \ddot{y}_1D + \ddot{z}_1A + \ddot{x}_1C)R), \\ \frac{\partial L_2}{\partial \gamma} = lm_2(-lBD\dot{R}^2 + (((2lD^2 - l \sin \zeta^2)\dot{\gamma} - 2lCD\dot{\zeta})R + \dot{z}_1A - \\ - \dot{y}_1D + \dot{x}_1C)\dot{R} + (lBD\dot{\gamma}^2 + (2lAD - l \cos \zeta \sin \zeta)\dot{\gamma}\dot{\zeta} - \\ - lCA\dot{\zeta}^2)R^2 + x((\dot{z}_1C - \dot{x}_1A - \dot{y}_1B)\dot{\gamma} - (\dot{z}_1D + \dot{x}_1B + \dot{y}_1A)\dot{\zeta} - gA)R) \end{array} \right. \quad (12)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial L_2}{\partial \zeta} = lm_2(-lA(\gamma, \zeta)D(\gamma, \zeta)R\dot{R} + (-lC(\gamma, \zeta)D(\gamma, \zeta)\dot{\gamma} + \\ + l\dot{\zeta}(1 - A^2(\gamma, \zeta)))R^2 + (\dot{z}_1B(\gamma, \zeta) - \dot{x}_1D(\gamma, \zeta) + \dot{y}_1C(\gamma, \zeta)))R, \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial L_2}{\partial \dot{\zeta}} = lm_2(-lADR\ddot{R} - lAD\dot{R}^2 + (((-4lA^2 + l \sin \gamma^2 + 2l)\dot{\zeta} - \\ - 4lCD\dot{\gamma})R + \dot{z}_1B - \dot{x}_1D + \dot{y}_1C)\dot{R} + ((1 - A^2)l\dot{\zeta} + 2lAD\dot{\zeta}^2 + \\ + l(DB - 3CA)\dot{\gamma}\dot{\zeta} + l\dot{\gamma}^2(AD - CB) - l\ddot{\gamma}CD)R^2 + ((\dot{z}_1C - \dot{x}_1A - \\ - \dot{y}_1B)\dot{\zeta} + (-\dot{z}_1D - \dot{x}_1B - \dot{y}_1A)\dot{\gamma} - \ddot{x}_1D + \ddot{z}_1B + \ddot{y}_1C)R), \\ \frac{\partial L_2}{\partial \zeta} = lm_2(-lAD\dot{R}^2 + (((2lD^2 - l \sin \gamma^2)\dot{\zeta} - 2lCD\dot{\gamma})R + \dot{z}_1B - \\ - \dot{x}_1D + \dot{y}_1C)\dot{R} + (lAD\dot{\zeta}^2 + (2lBD - l \cos \gamma \sin \gamma)\dot{\zeta}\dot{\gamma} - lCB\dot{\gamma}^2)R^2 + \\ + ((\dot{z}_1C - \dot{x}_1A - \dot{y}_1B)\dot{\zeta} + (-\dot{z}_1D - \dot{x}_1B - \dot{y}_1A)\dot{\gamma} - gB)R) \end{array} \right. \quad (13)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial L_2}{\partial \theta} = I_{yy}\dot{\theta}, \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial L_2}{\partial \dot{\theta}} = I_{yy}\ddot{\theta}. \end{array} \right. \quad (14)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial L_2}{\partial \phi} = I_{xx}\dot{\phi}, \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial L_2}{\partial \dot{\phi}} = I_{xx}\ddot{\phi}. \end{array} \right. \quad (15)$$

Итоговые уравнения движения для пространственных координат квад-

рокоптера:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x}_1(m_1 + m_2) = -lm_2(A\ddot{R} + (2C\dot{\gamma} - 2\dot{\zeta}D)\dot{R} + \\ + (C\ddot{\gamma} - A\dot{\gamma}^2 - 2\dot{\zeta}\dot{\gamma}B - D\ddot{\zeta} - A\dot{\zeta}^2)R) + u_1 \sin \theta \cos \phi, \\ \ddot{y}_1(m_1 + m_2) = -lm_2(B\ddot{R} + (2C\dot{\zeta} - 2\dot{\gamma}D)\dot{R} + \\ + (C\ddot{\zeta} - B\dot{\zeta}^2 - 2\dot{\zeta}\dot{\gamma}A - D\ddot{\gamma} - B\dot{\gamma}^2)R) - u_1 \sin \phi, \\ \ddot{z}_1(m_1 + m_2) = lm_2(C\ddot{R} + (-2A\dot{\gamma} - 2\dot{\zeta}B)\dot{R} + \\ + (-B\ddot{\zeta} - C\dot{\zeta}^2 + 2\dot{\zeta}\dot{\gamma}D - A\ddot{\gamma} - C\dot{\gamma}^2)R) + \\ + u_1 \cos \phi \cos \theta - (m_1 + m_2)g, \end{array} \right. \quad (16)$$

Уравнения движения для углов тангажа и крена квадрокоптера:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_{yy}}, \\ \ddot{\phi} = \frac{u_2}{I_{xx}}, \end{array} \right. \quad (17)$$

Уравнения для углов отклонения подвеса γ, ζ :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\zeta}(1 - A^2)lR = l(DA\ddot{R} + (2CD\dot{\gamma} + \\ 2\dot{\zeta}A^2 - 2\dot{\zeta})\dot{R} + (CD\ddot{\gamma} - DA\dot{\zeta}^2 + 2\dot{\zeta}\dot{\gamma}CA - \\ - DA\dot{\gamma}^2)R) + \ddot{x}_1D - (\ddot{z}_1 + g)B - \ddot{y}_1C, \\ \ddot{\gamma}(B^2 - 1)lR = -l(BD\ddot{R} + ((2B^2 - 2)\dot{\gamma} + \\ 2\dot{\zeta}CD)\dot{R} + (CD\ddot{\zeta} - DB\dot{\zeta}^2 + 2\dot{\zeta}\dot{\gamma}CB - \\ - BD\dot{\gamma}^2)R) + \ddot{x}_1C + (\ddot{z}_1 + g)A - \ddot{y}_1D \end{array} \right. \quad (18)$$

2.2 Разработка алгоритма управления траекторным движением

2.2.1 Постановка задачи и синтез алгоритма управления

В практике синтеза нелинейных систем существует два основных подхода. Первый - задание структуры системы управления либо на основе эмпирических подходов, либо аналитически. Проверка устойчивости эмпирически выбранной структуры управления выполняется известными методами

анализа (частотный, изменение переходных характеристик)

Структурный синтез автоматических систем управления заключается в определении схемы или вида регулятора для выполнения объектом предложенного задания. Для проектирования автоматической системы нужно определить задание для объекта, выбрать вид связей по регулируемой величине и вид возмущения действующего на объект. В практике синтеза нелинейных систем обычно задают структуру управления, а потом производят проверку на устойчивость.

Второй подход заключается в линеаризации исходного уравнения объекта, что во многих случаях приводит к довольно сложной задаче синтеза управления многосвязанным объектом, либо объектом с переменными параметрами.

В данной работе используется метод структурного синтеза, основанный на задании требуемых дифференциальных уравнений движения системы [14]. Задачей управления будем считать управление движением груза, обеспечивающее перемещение груза вдоль заданной траектории с одновременным подавлением колебаний подвеса. Для построения алгоритма необходимо перейти от уравнений движения центра масс квадрокоптера (16),(17),(18) к уравнениям движения для груза:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x}_2 = \ddot{x}_1 + l(A\ddot{R} + 2(C\dot{\gamma} - D\dot{\zeta})\dot{R} + (-D\ddot{\zeta} - A\dot{\zeta}^2 - \\ - 2B\dot{\gamma}\dot{\zeta} + \ddot{\gamma}C - \dot{\gamma}^2A)R), \\ \ddot{y}_2 = \ddot{y}_1 + l(B\ddot{R} + 2(C\dot{\zeta} - D\dot{\gamma})\dot{R} + (-D\ddot{\gamma} - B\dot{\gamma}^2 - \\ - 2A\dot{\gamma}\dot{\zeta} + \ddot{\zeta}C - \dot{\zeta}^2B)R), \\ \ddot{z}_2 = \ddot{z}_1 + l(-C\ddot{R} + 2(B\dot{\zeta} + A\dot{\gamma})\dot{R} + (B\ddot{\zeta} + C\dot{\zeta}^2 - \\ - 2D\dot{\gamma}\dot{\zeta} + A\ddot{\gamma} + C\dot{\gamma}^2)R), \end{array} \right. \quad (19)$$

Запишем требуемые дифференциальные уравнения на отклонение центра масс груза от целевого положения $x_{ref}, y_{ref}, z_{ref}$:

$$\left\{ \begin{array}{l} S_x = \dot{x}_2 + k_x(x_2 - x_{ref}), \\ S_y = \dot{y}_2 + k_y(y_2 - y_{ref}), \\ S_z = \dot{z}_2 + k_z(z_2 - z_{ref}), \\ S_\gamma = \dot{\gamma} + k_\gamma\gamma, \\ S_\zeta = \dot{\zeta} + k_\zeta\zeta, \end{array} \right. \quad (20)$$

Зададим вынужденное движение к желаемой траектории

$$S_x = 0, S_y = 0, S_z = 0, S_\gamma = 0, S_\zeta = 0 \quad (21)$$

уравнениями:

$$\dot{S}_x = -\alpha_x S_x; \dot{S}_y = -\alpha_y S_y; \dot{S}_z = -\alpha_z S_z; \dot{S}_\gamma = -\alpha_\gamma S_\gamma; \dot{S}_\zeta = -\alpha_\zeta S_\zeta. \quad (22)$$

Здесь $k_x, k_y, k_z, k_\gamma, k_\zeta$ и $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z, \alpha_\gamma, \alpha_\zeta$ - постоянные положительные коэффициенты, которые определяют время выхода груза в целевое положение. Подставив (20) в (22), получим

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x}_2 + k_x \dot{x}_2 = -\alpha_x \dot{x}_2 - \alpha_x k_x (x_2 - x_{ref}), \\ \ddot{y}_2 + k_y \dot{y}_2 = -\alpha_y \dot{y}_2 - \alpha_y k_y (y_2 - y_{ref}), \\ \ddot{z}_2 + k_z \dot{z}_2 = -\alpha_z \dot{z}_2 - \alpha_z k_z (z_2 - z_{ref}), \\ \ddot{\gamma} + k_\gamma \dot{\gamma} = -\alpha_\gamma \dot{\gamma} - k_\gamma \alpha_\gamma \gamma, \\ \ddot{\zeta} + k_\zeta \dot{\zeta} = -\alpha_\zeta \dot{\zeta} - k_\zeta \alpha_\zeta \zeta. \end{array} \right. \quad (23)$$

В желаемой точке $x = x_{ref}, y = y_{ref}, z = z_{ref}, \gamma = 0, \zeta = 0$ и все первые производные обращаются в нуль. Уравнения (23) характеризуют зависимость, по которой квадрокоптер будет возвращаться к целевой точке при возникновении отклонения.

Выразим вторые производные углов отклонения стержня из (23) и обозначим правые части уравнения A_γ, A_ζ

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\gamma} = -(k_\gamma + \alpha_\gamma) \dot{\gamma} - k_\gamma \alpha_\gamma \gamma, \\ \ddot{\zeta} = -(k_\zeta + \alpha_\zeta) \dot{\zeta} - k_\zeta \alpha_\zeta \zeta. \end{array} \right. \quad (24)$$

Используя уравнения связи вторых производных координат груза и квадрокоптера из (16) с учётом (24) получим уравнения движения для груза:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x}_2(m_1 + m_2) - u_1 \sin \theta \cos \phi = (A\ddot{R} + (2C\dot{\zeta} - 2\dot{\gamma}D)\dot{R} + \\ + (CA_\zeta - A\dot{\zeta}^2 - 2\dot{\gamma}\dot{\zeta}B - DA_\gamma - A\dot{\gamma}^2)R)m_1l, \\ \ddot{y}_2(m_1 + m_2) + u_1 \sin \phi = (B\ddot{R} + (2C\dot{\gamma} - 2\dot{\zeta}D)\dot{R} + \\ + (CA_\gamma - B\dot{\gamma}^2 - 2\dot{\gamma}\dot{\zeta}A - DA_\zeta - B\dot{\zeta}^2)R)m_1l, \\ \ddot{z}_2(m_1 + m_2) + (m_1 + m_2)g - u_1 \cos \phi \cos \theta = (-C\ddot{R} + \\ + (A\dot{\zeta} + \dot{\gamma}B)2\dot{R} + (BA_\gamma + C\dot{\gamma}^2 - 2\dot{\gamma}\dot{\zeta}D + AA_\zeta + C\dot{\zeta}^2)R)lm_1. \end{array} \right. \quad (25)$$

Правые части (25) обозначим H_x , H_y , H_z . Оставляем в левой части только компоненты с u_1

$$\left\{ \begin{array}{l} u_1 \sin \theta \cos \phi = (m_1 + m_2)(-(\alpha_x + k_x)\dot{x}_2 - \alpha_x k_x(x_2 - x_{ref})) - H_x, \\ -u_1 \sin \phi = (m_1 + m_2)(-(\alpha_y + k_y)\dot{y}_2 - \alpha_y k_y(y_2 - y_{ref})) - H_y, \\ u_1 \cos \theta \cos \phi = (m_1 + m_2)(-(\alpha_z + k_z)\dot{z}_2 - \alpha_z k_z(z_2 - z_{ref})) - H_z + \\ (m_1 + m_2)g. \end{array} \right. \quad (26)$$

Правые части (26) обозначим H_{xx} , H_{yy} , H_{zz} .

Для управления квадрокоптером необходимо вычислить управляющую силу u_1 и необходимые углы тангажа θ_{ref} и крена ϕ_{ref} , в итоге преобразуя (26) получаем

$$\left\{ \begin{array}{l} u_1 = (m_1 + m_2)\sqrt{H_{xx}^2 + H_{yy}^2 + H_{zz}^2}, \\ \theta_{ref} = \arctan\left(\frac{H_{xx}}{H_{zz}}\right), \\ \phi_{ref} = \arctan\left(\frac{-H_{yy}}{\sqrt{H_{xx}^2 + H_{zz}^2}}\right) \end{array} \right. \quad (27)$$

В дальнейшем автором выполнено сравнение полученного алгоритма управления (далее будем называть его полным) со случаем построения алгоритма управления на основе требуемых уравнений и модели динамики только квадрокоптера без учёта наличия груза на подвесе (далее будем называть его неполным). В соотношениях (26) для неполного алгоритма

нет составляющих H_x , H_y , H_z и используются координаты центра масс квадрокоптера. Такое сравнение позволяет оценить эффект от добавления колеблющихся слагаемых при различных параметрах динамики системы квадрокоптер-груз и параметрах движения.

Входными данными для алгоритма управления являются зашумленные реализации центра масс ЛА, углов отклонения подвеса от вертикали и производных этих компонент.

2.2.2 Фильтр Калмана для оценки параметров квадрокоптера

Для случая с неполным регулятором уравнения движения сводятся к (28)

$$\begin{cases} (m_1 + m_2)\ddot{x}_1 = u_1(\sin(\theta) \cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\psi) \sin(\phi)) \\ (m_1 + m_2)\ddot{y}_1 = -u_1(\sin \phi \cos \psi - \sin \psi \cos \phi \sin \theta), \\ (m_1 + m_2)\ddot{z}_1 = u_1 \cos \theta \cos \phi - (m_1 + m_2)g \end{cases} \quad (28)$$

По причине того, что для установления заданной ориентации аппарата используется встроенная система управления полетного контроллера, будем считать, что процессы изменения углов ориентации независимы и представимы в виде дифференциальных уравнений второго порядка:

$$\begin{cases} T_\psi^2 \ddot{\psi} + 2d_\psi T_\psi \dot{\psi} + \psi = \psi_{ref} \\ T_\phi^2 \ddot{\phi} + 2d_\phi T_\phi \dot{\phi} + \phi = \phi_{ref} \\ T_\theta^2 \ddot{\theta} + 2d_\theta T_\theta \dot{\theta} + \theta = \theta_{ref} \end{cases} \quad (29)$$

Значения коэффициентов T и d оценены экспериментально.

Соотношения (28),(29) могут быть использованы для оценивания переменных состояния квадрокоптера в расширенном фильтре Калмана. Дополним модель процесса (28),(29) моделью наблюдений и запишем полученную нелинейную динамическую систему в компактном виде:

$$\begin{cases} \dot{X} = f(X, U) + W, \\ \dot{Z} = h(X) + V, \end{cases} \quad (30)$$

где $X = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \psi, \phi, \theta, \dot{\psi}, \dot{\phi}, \dot{\theta}]^T$, $U = [u_1, \psi_{ref}, \phi_{ref}, \theta_{ref}]^T$, f - нелинейная

вектор-функция, соответствующая правой части уравнений (28),(29), W - входной шум, V - шум измерений.

В расширенном фильтре Калмана нелинейную систему (30) линеаризуют через разложение в ряд Тейлора. Последующая оценка вектора состояния X состоит из последовательных этапов экстраполяции и коррекции, описанных в [15].

В качестве измеряемых компонент вектора X мы использовали координаты AR маркера, закрепленного в центре масс аппарата, углы рыскания, крена, тангажа и угловые скорости вращения аппарата, вычисленные бортовой инерциальной системой. Результирующий вектор измерения имеет вид $Z = [x_{cam}, y_{cam}, z_{cam}, \psi_{imu}, \phi_{imu}, \theta_{imu}, \dot{\psi}_{imu}, \dot{\phi}_{imu}, \dot{\theta}_{imu}]^T$. В отличие от работы [15] здесь в векторе Z отсутствуют компоненты линейной скорости $\dot{x}_{cam}, \dot{y}_{cam}, \dot{z}_{cam}$. Использование этих величин, вычисленных посредством фильтрации сигналов $x_{cam}, y_{cam}, z_{cam}$ приводит к возникновению низкочастотных колебаний в системе управления (27), вызванных запаздыванием, возникающим при фильтрации.

2.2.3 Фильтр Калмана для оценки параметров груза

Величины углов отклонения подвеса от вертикали оценивались независимо, поэтому рассмотрим оценку угла γ в плоскости (x,z), Для угла ζ всё выполнялось аналогично.

Выразим измеренные ускорения груза \ddot{x}'_2, \ddot{z}'_2 в системе координат связанной с грузом через эти ускорения в неподвижной системе координат в 2D.

$$\begin{cases} \ddot{x}'_2 = \ddot{x}_2 \cos \gamma - \ddot{z}_2 \sin \gamma \\ \ddot{z}'_2 = \ddot{x}_2 \sin \gamma + \ddot{z}_2 \cos \gamma \end{cases} \quad (31)$$

Учитывая выражения для вторых производных из [16] получаем:

$$\gamma = \arctan\left(-\frac{(m_1 + m_2)\ddot{x}'_2}{(m_1 + m_2)\ddot{z}'_2 + u_1 \cos(\theta + \gamma) + m_1 l \dot{\gamma}}\right) \quad (32)$$

Поскольку решение данных уравнений затруднительно, можно это сделать итерационным способом, используя в правой части оценки углов θ_e, γ_e , полученные посредством фильтрации. Тогда измеренный угол γ_m :

$$\gamma_m = \arctan\left(-\frac{(m_1 + m_2)\ddot{x}'_2}{(m_1 + m_2)\ddot{z}' + u_1 \cos(\theta_e + \gamma_e) + m_1 l \dot{\gamma}_e}\right) \quad (33)$$

Здесь θ_e, γ_e - оценки углов из модели

В данном случае в (30) вектор состояния зададим $X = [\gamma, \dot{\gamma}]^T$, вектор измерения $Z = [\gamma_m, \dot{\gamma}_m]^T$, $U = u_1$

2.3 Результаты моделирования

Полученные уравнения системы квадрокоптер-груз и регулятора реализованы в среде Matlab Simulink для проведения моделирования. Параметры квадрокоптера и груза возьмём аналогичными реальному эксперименту:

$$\begin{aligned} I_{xx} &= 0.0464 \text{кг} \cdot \text{м}^2, I_{yy} = 0.0464 \text{кг} \cdot \text{м}^2, \\ M_1 &= 0.4 \text{кг}, M_2 = 0.05 \text{кг}, L = 1.0 \end{aligned} \quad (34)$$

Также определим коэффициенты регулятора: $k_\gamma = \alpha_\gamma = k_\zeta = \alpha_\zeta = 3$, $k_x = \alpha_x = k_y = \alpha_y = k_z = \alpha_z = 2$

Проведём сравнение двух случаев: полного регулятора (27), построенного методом структурного синтеза, стабилизирующего груз и неполного регулятора, определённого в предыдущей части.

Из начальной точки $z_0 = 1.6 \text{м}$, $x_0 = -0.2 \text{м}$, $y_0 = -0.2 \text{м}$ квадрокоптер с грузом начинал движение по заданной траектории в соответствии с моделью и контроллером. Траектории движения груза, квадрокоптера и заданная траектория в плоскости x, y приведены на (Рис.6). Стоит отметить, что $z_{ref} = 1.5 \text{м}$ и далее оставалась фиксированной. На графике заметно, что на поворотах траектория груза перелетает траекторию квадрокоптера в обоих случаях, однако в случае с неполным регулятором траектория более удалена от требуемой (Рис. 6 в,г)

На графике (Рис. 7) приведено изменение управляющих моментов u_2, u_3 .

Изменение силы тяги u_1 по времени при полном регулировании приведены на (Рис. 8), при неполном регулировании на (Рис. 9). В случае с полным регулятором $z_{ref} = 0.5 \text{м}$, так как мы стабилизируем груз, во втором случае $z_{ref} = 1.5 \text{м}$, так как мы стабилизируем квадрокоптер. Исходя

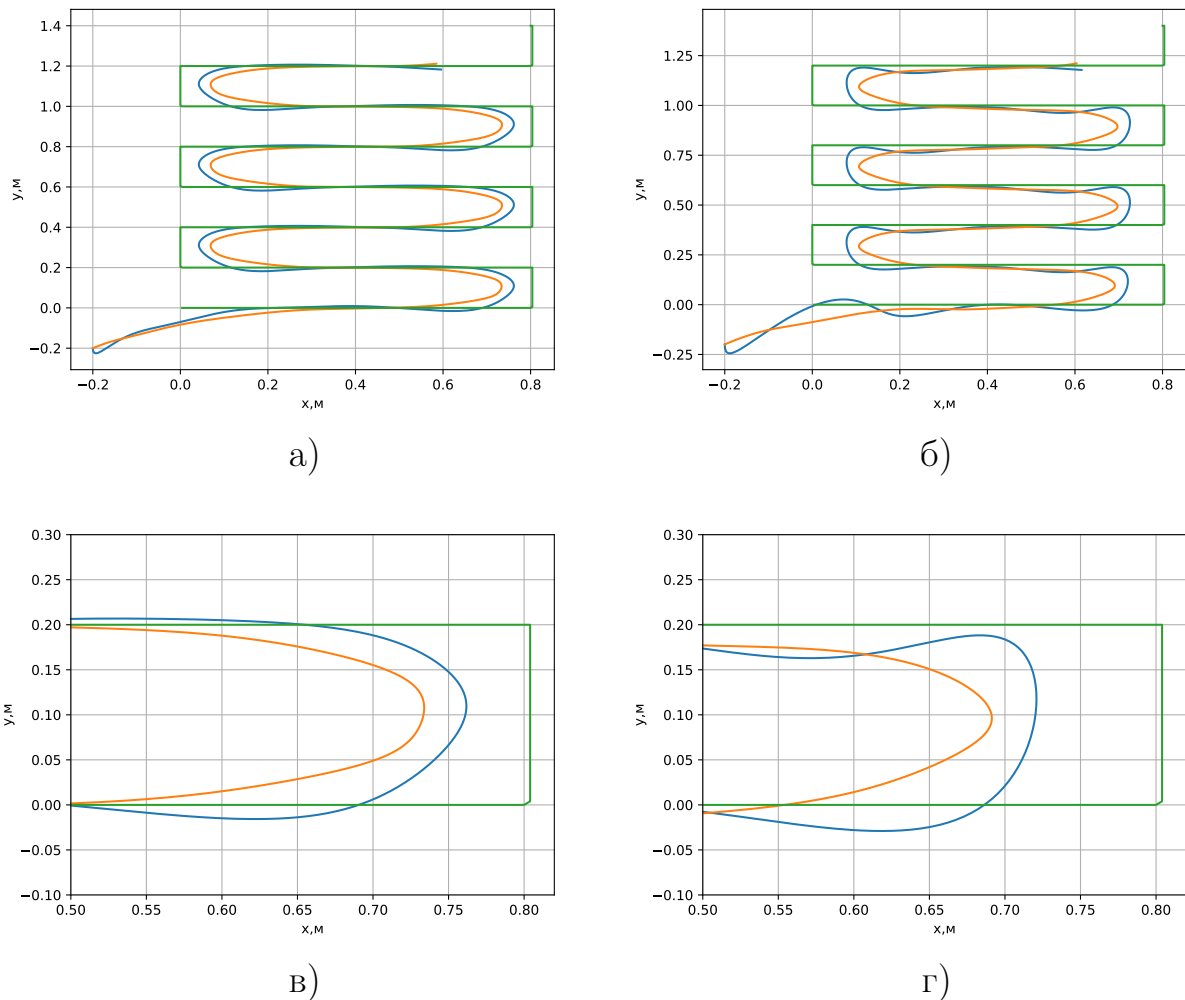
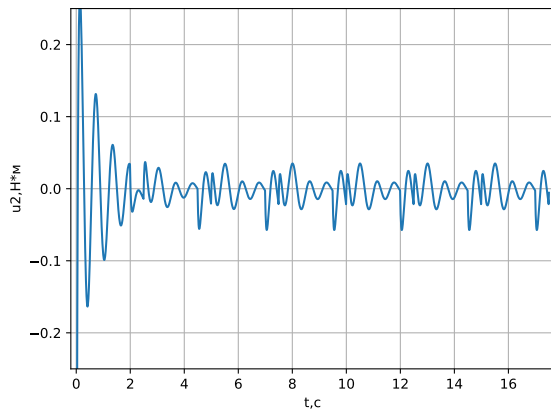
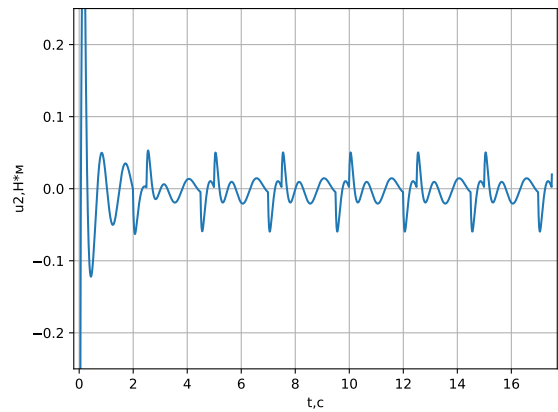


Рис. 6: Траектория движения квадрокоптера (оранжевый), груза(синий) и заданная траектория (зелёный) а - при полном регуляторе, б - при неполном регуляторе, в - поворот (а), г - поворот (б)

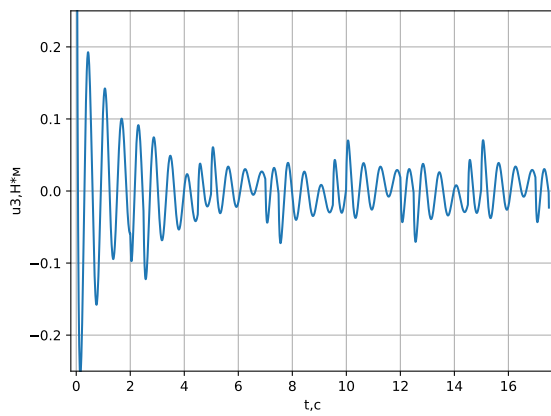
из начальных данных ($z_0 = 1.6$ м для груза) система при $t = 0$ находилась выше требуемой высоты, за счёт этого в начальный момент времени $u_1 < (M_1 + M_2)G$. Колеблющиеся компоненты H_x, H_y, H_z вносят поправки в u_1 на поворотах (8) и в углы крена ϕ и тангажа θ (10 а,в).



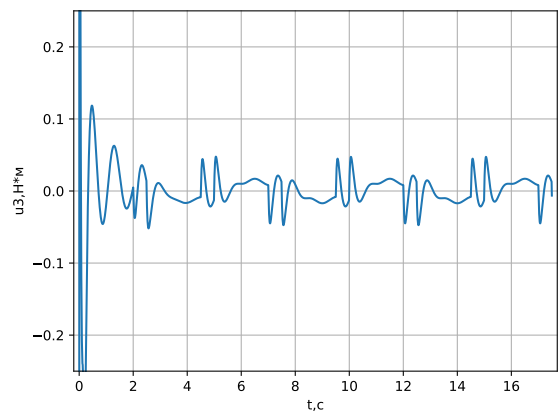
а)



б)



в)



г)

Рис. 7: Зависимость управляющих моментов u_2 , u_3 от времени при пролёте траектории (б) а, в - u_2 , u_3 при полном регуляторе, б, г - u_2 , u_3 при неполном регуляторе

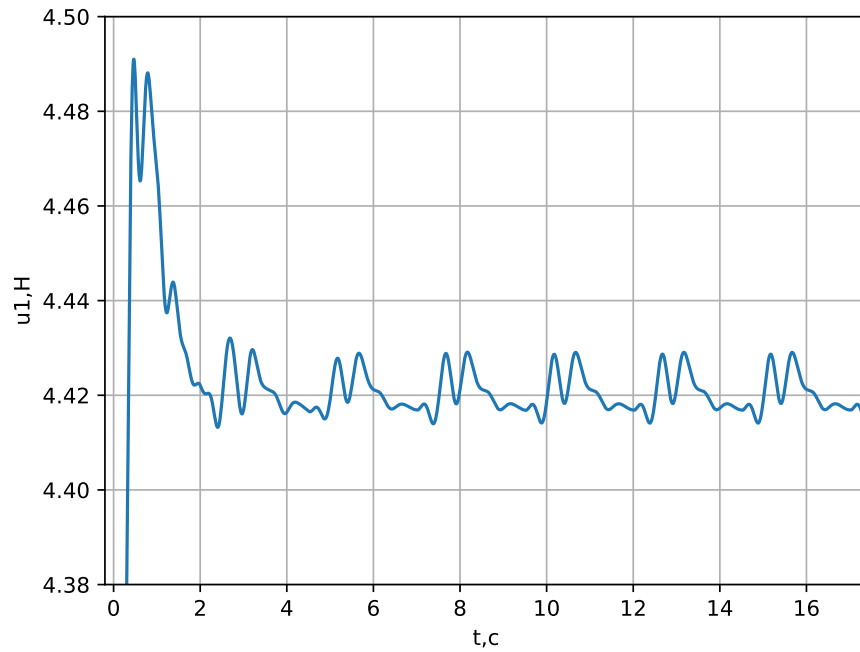


Рис. 8: Сумма сил всех роторов u_1 при полном регулировании

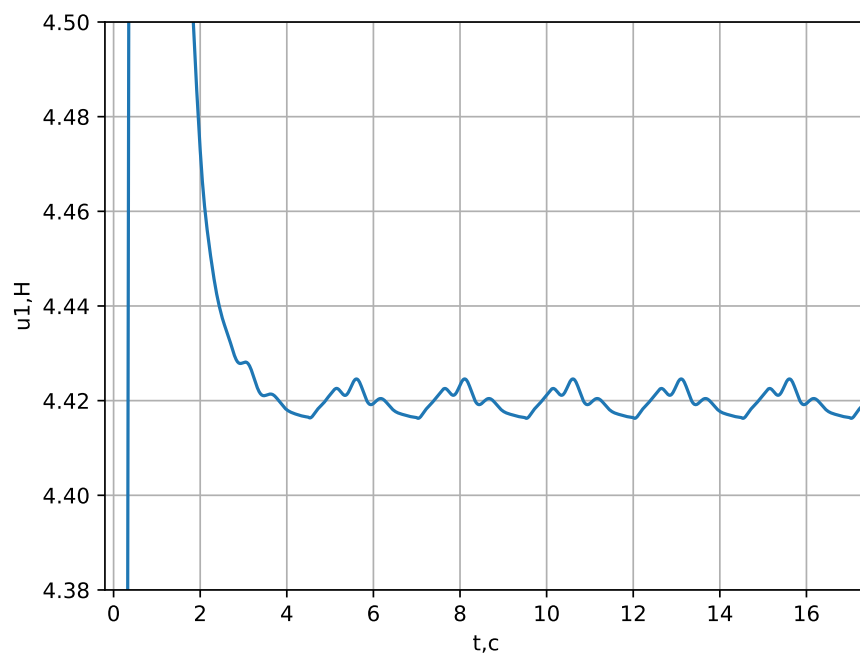
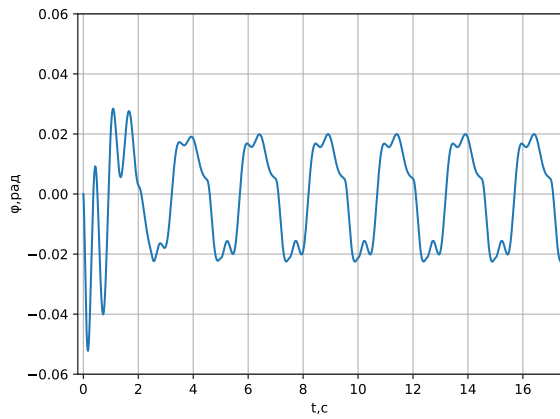
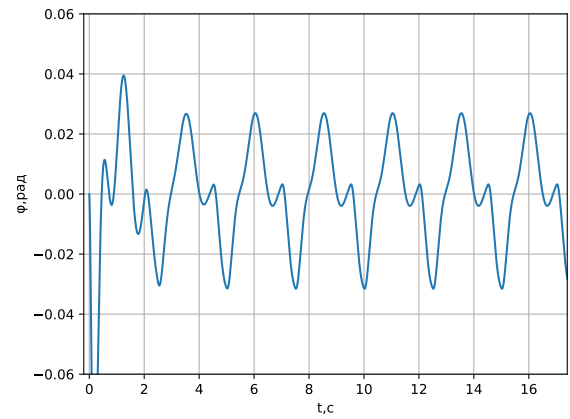


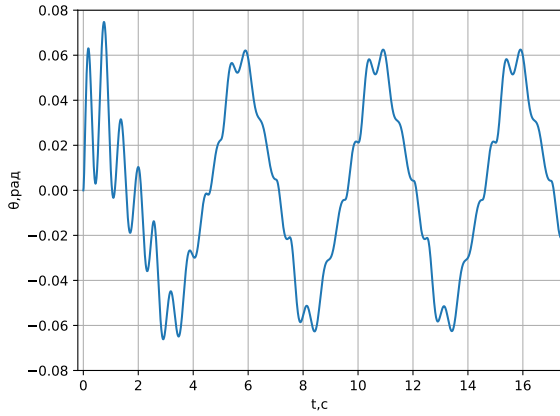
Рис. 9: Сумма сил всех роторов u_1 при неполном регуляторе



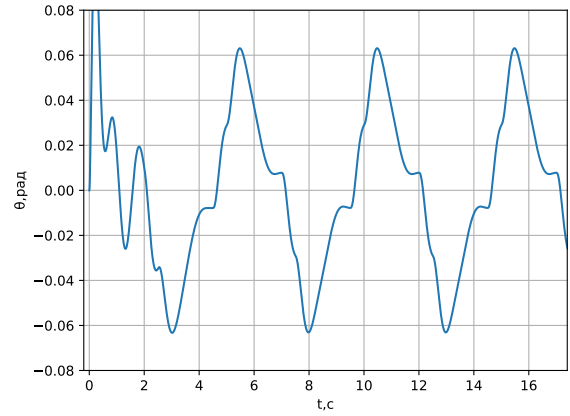
а)



б)



в)



г)

Рис. 10: Углы крена ϕ и тангажа θ при пролёте по траектории (б) а, в - при полном регуляторе, б, г - при неполном регуляторе

Стоит отметить, что в моделировании траектория задавалась с помощью переменных x_{ref} , y_{ref} , причём скорость изменения была равна 0.4 м/с. То есть первоначально система двигалась по оси OX за точкой x_{ref} , движущейся со скоростью 0.4м/с, затем начиналось движение по оси OY и, соответственно, уже y_{ref} начинала двигаться со скоростью 0.4м/с. Графики скорости груза для случая полного регулятора и квадрокоптера для случая неполного регулятора приведены на (Рис.11)

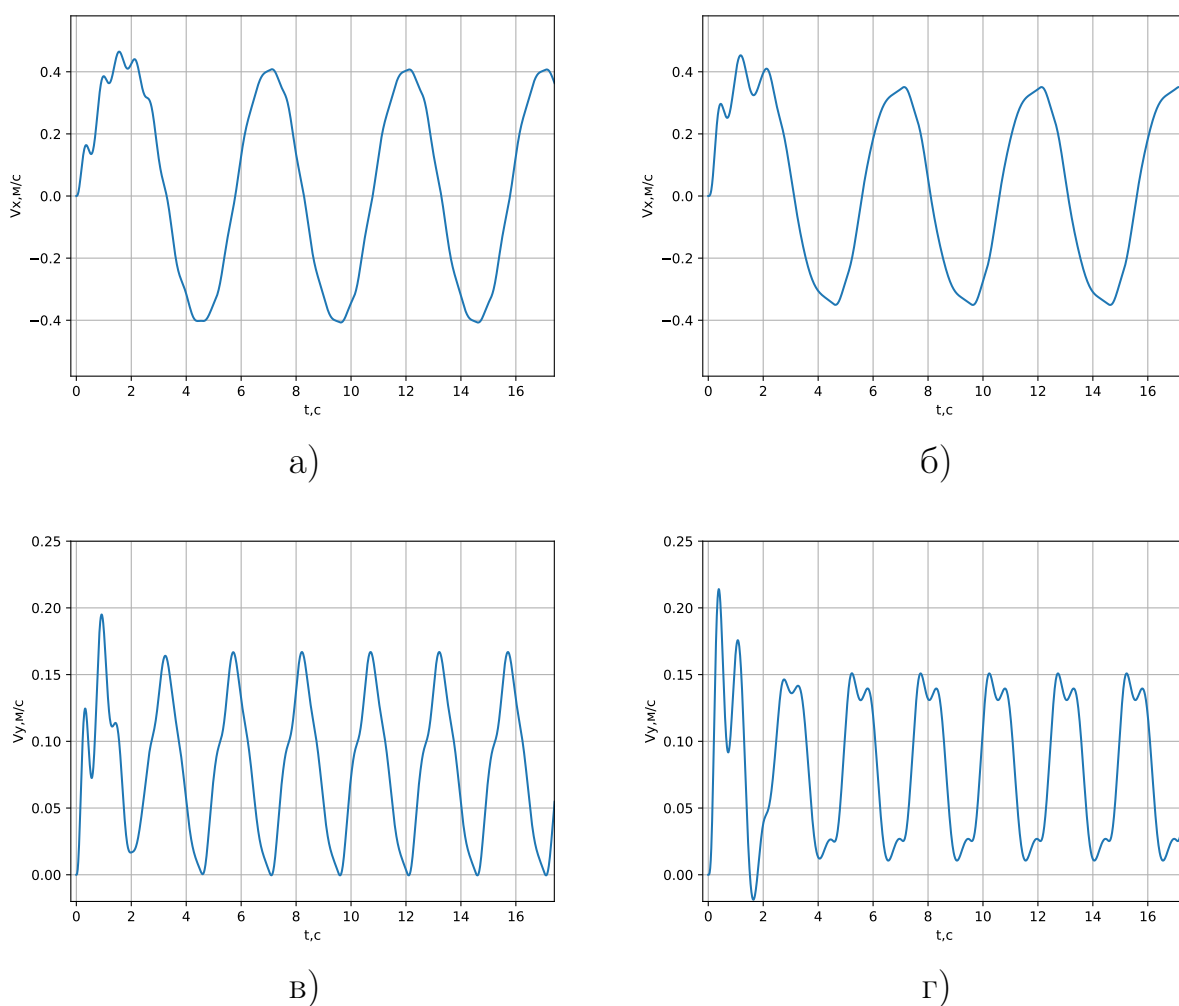


Рис. 11: Скорости по осям x (а,б) и y (в, г) при пролёте по траектории (б) а, в - скорости груза при полном регуляторе , б, г - скорости квадрокоптера при неполном регуляторе

Задачей управления в данной работе считалось траекторное управление движением груза и подавление колебаний подвеса, поэтому для сравнения эффективности предложенных регуляторов на (Рис. 12, 13) приведены графики углов отклонения подвеса от вертикали $\gamma(t)$, $\zeta(t)$. В случае с полным регулятором максимальная амплитуда отклонения на поворотах (не учи-

тываем исходное перемещение системы к начальной точке $t > 3c$) $\gamma = 0.05$ рад, $\zeta = 0.039$ рад, в то же время при регулировании без учёта маятниковых колебаний груза $\gamma = 0.068$ рад, $\zeta = 0.06$ рад. На основе этих данных можно сделать вывод, что предложенный регулятор позволяет компенсировать колебания груза, кроме того учёт колеблющихся компонент позволяет уменьшить максимальную амплитуду углов.

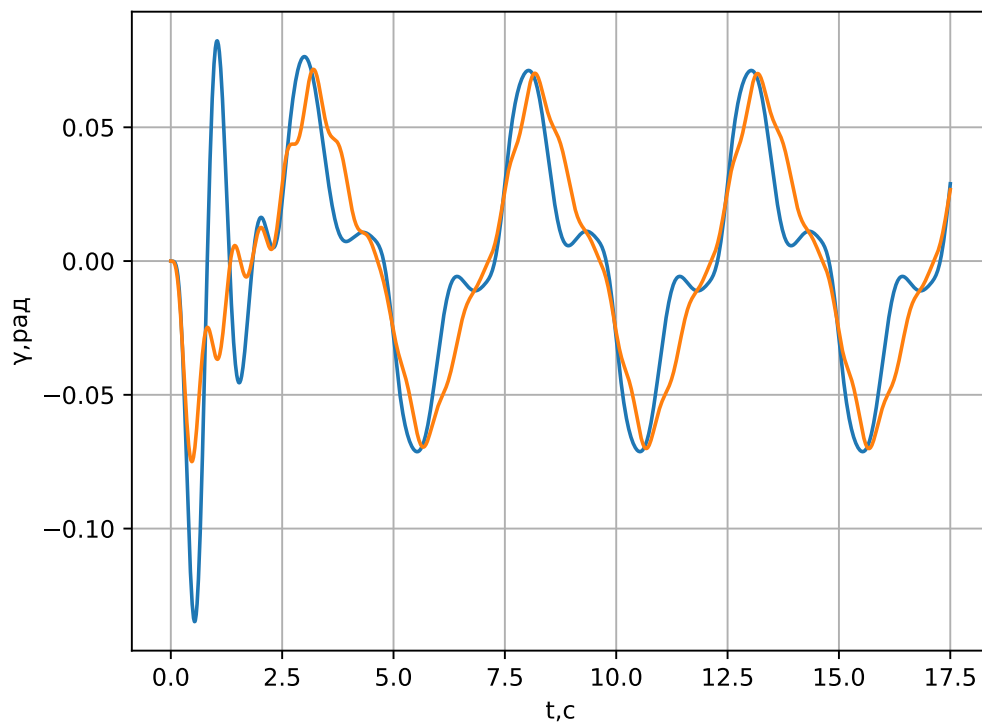


Рис. 12: Колебания угла γ при полном регуляторе (оранжевый), при неполном регуляторе (синий)

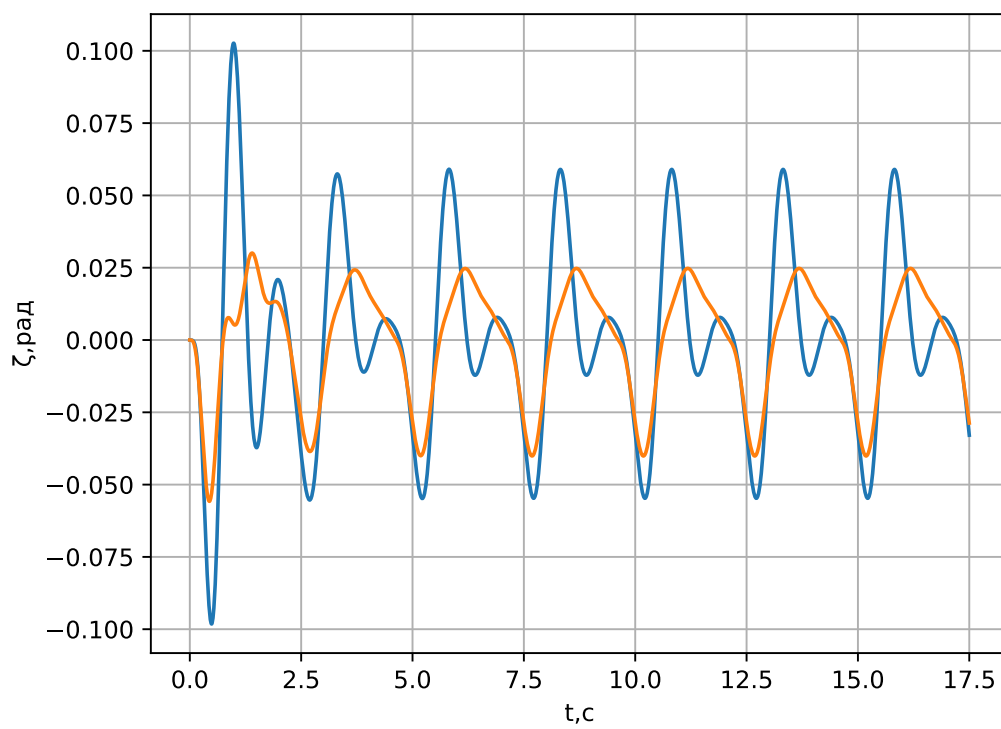


Рис. 13: Колебания угла ζ при полном регуляторе (оранжевый), при неполном регуляторе (синий)

3 Описание программной и аппаратной части системы управления

Разработанная система управления имеет двухуровневую структуру. В качестве управляющего контроллера нижнего уровня используется автопилот Pixhawk с 32 битным STM32F427 Cortex M4 core процессором и операционной системой NuttX RTOS с открытым исходным кодом. Оценка углового положения аппарата выполняется в модуле комплементарного фильтра программного обеспечения (ПО) PX4 [17] с использованием данных интегрированного инерциального сенсора MPU 6000. Установление заданной ориентации выполняется встроенным в ПО PX4 модулем управления на основе линейных регуляторов. По протоколу mavlink на вход автопилота подается управляющая команда `setpoint_attitude`, включающая в себя требуемые значения суммарной тяги двигателей и углов Эйлера (Рис.16). Абсолютные координаты центра масс аппарата при полетах в помещении определяются с помощью внешних видеокамер и системы локализации на основе визуальных AR (Augmented Reality) маркеров (Рис. 14, 15).

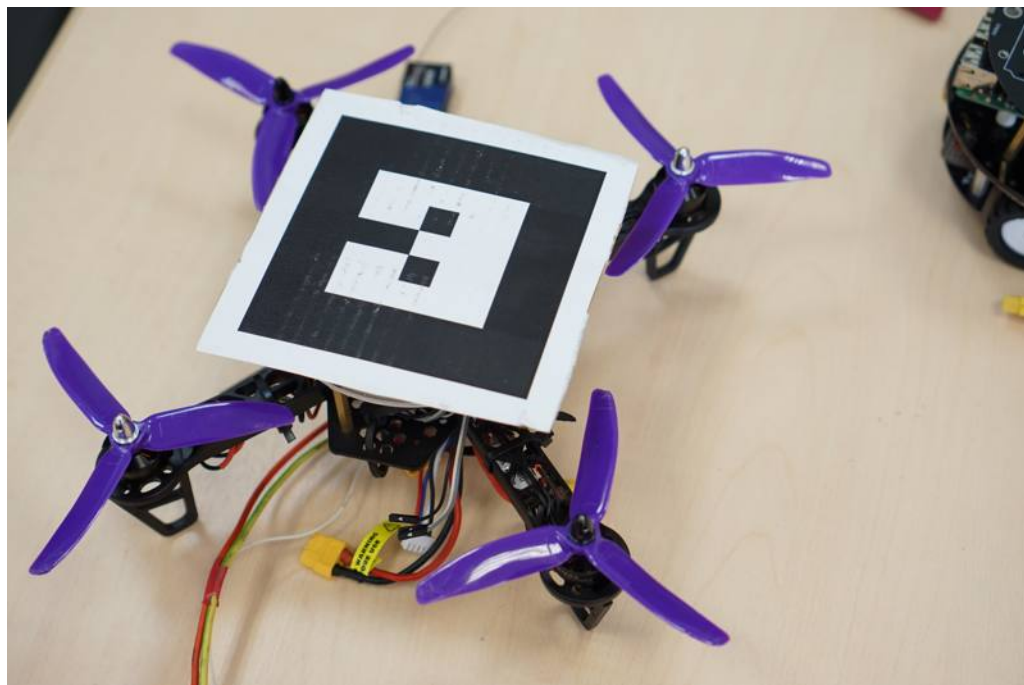


Рис. 14: Используемый в экспериментах квадрокоптер с ar marker для определения локальных координат

Расчет управляющих воздействий с учетом заданного маршрута полета



Рис. 15: Экспериментальный стенд

и текущих координат аппарата, комплексирование и фильтрация данных сенсоров выполняются на верхнем уровне — одноплатном микрокомпьютере Raspberry Pi 3B с 4-х ядерным процессором Cortex-A53 (ARM v8) 1,2 ГГц и ОЗУ 1 ГБ. В качестве ОС используется Ubuntu 16.04 LTS.

ПО созданной системы управления имеет модульную архитектуру и использует механизм межпроцессного взаимодействия Robot Operation System (ROS) [18]. В ROS мы использовали пакеты программ, предназначенные для решения задач распознавания AR маркеров, коммуникации с аппаратом и сохранения данных. Разработанные авторами управляющие модули и оценки состояния в расширенном фильтре Калмана написаны на языке Python с применением асинхронной обработки и интегрированы в систему ROS.

Разработанная система управления полетом включает набор независимых программ, которые взаимодействуют через сообщения в системе ROS между собой. Ее структура показана на рис.17. В состав системы входят программные модули, выполняющие функции:

- получения изображения с камеры (camera);
- распознавания AR маркеров (ar_track_alvar);
- определения пространственного положения маркеров (vision_pose);
- управления траекторным движением и оценки вектора состояния в расширенном фильтре Калмана (controller);
- коммуникации с полетным контроллером PX4 (mavros).

Компоненты вектора состояния для расчёта углов отклонения подвеса оценивались с помощью модели и показаний датчика MPU6050 с 6 степенями свободы, закреплённого в качестве груза. Датчик измеряет три линейных ускорения и три угловые скорости с помощью гироскопов и акселерометров. Далее из этих данных рассчитываются углы отклонения подвеса и их производные(33).

Полученные из фильтров Калмана оценки координат и углов используются программой controller, которая в соответствии с разработанным алгоритмом движения вычисляет управляющие команды для суммарной тяги двигателей и требуемых углов ориентации. Далее эти команды поступают для исполнения в полетный контроллер PX4 через модуль mavros.

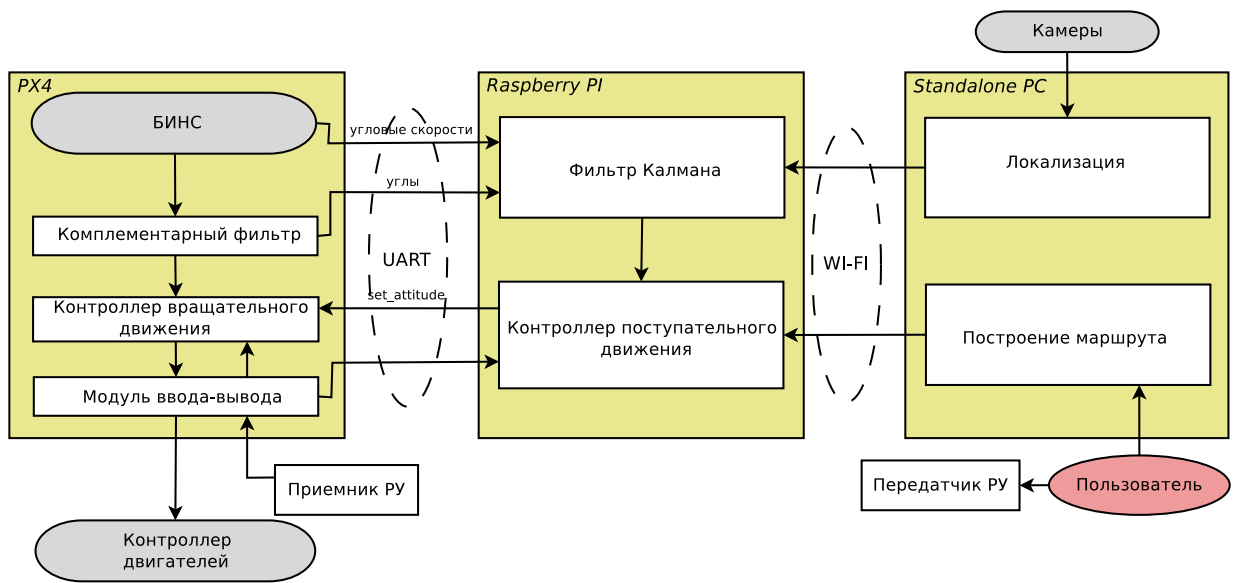


Рис. 16: Структурная схема системы управления

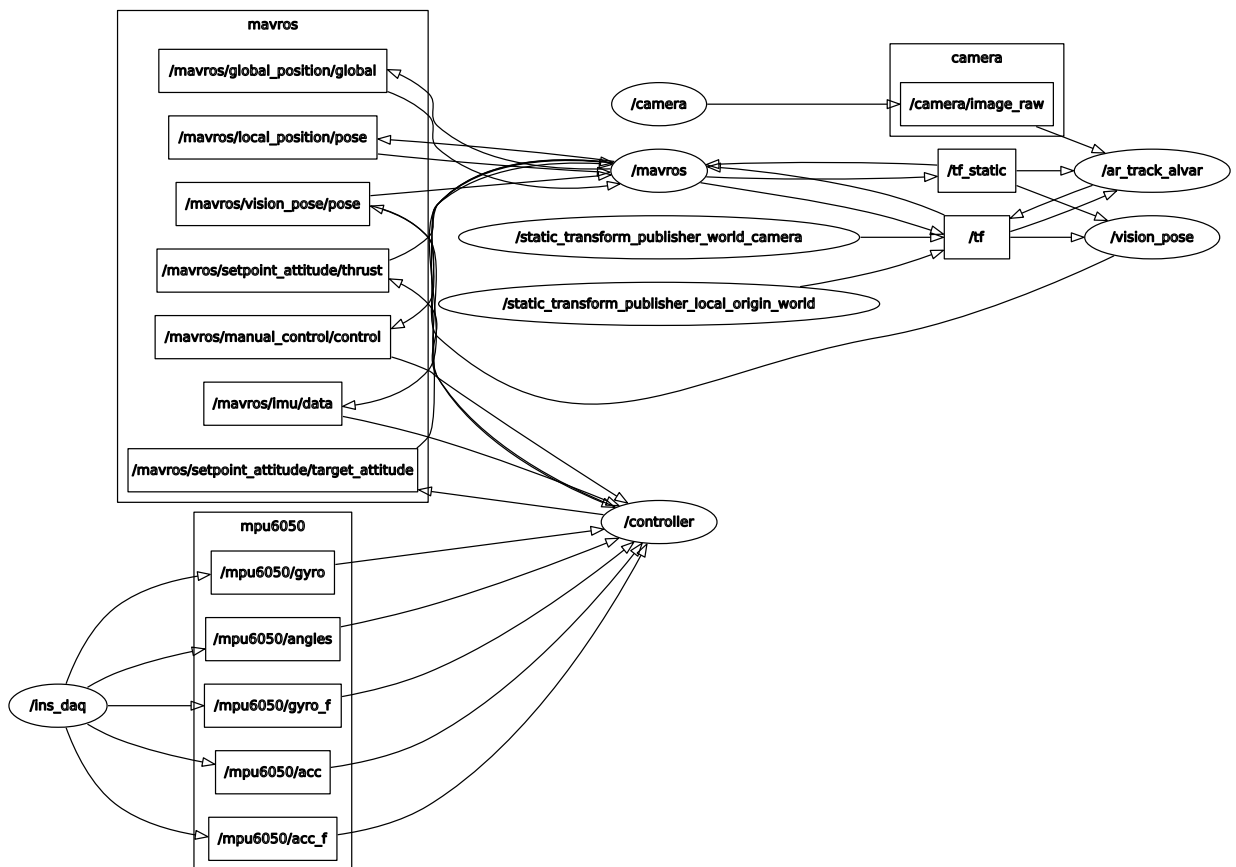


Рис. 17: Структурная схема программной части системы управления

4 Экспериментальные результаты по управлению полётом

Полученный методом структурного синтеза регулятор вместе с фильтрами Калмана подставлен в алгоритм программы controller и проведён ряд экспериментов.

Так же как и в моделировании, чтобы определить эффективность полученного алгоритма, мы провели сравнение полного и неполного регуляторов .

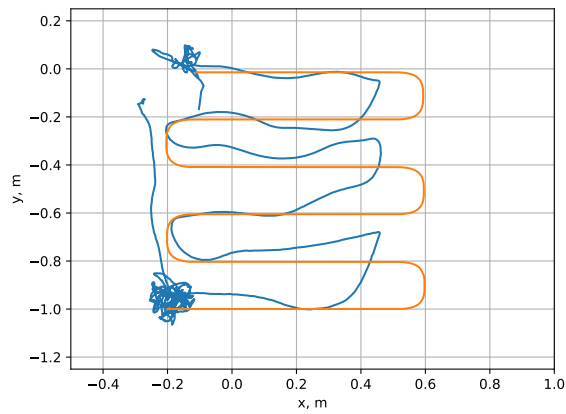
Для экспериментов была задана та же траектория, что и в моделировании. Сначала груз две минуты висел в точке $x_{ref} = -0.2\text{м}$, $y_{ref} = -1\text{м}$, $z_{ref} = 0.5\text{м}$ (для случая с регулированием квадрокоптера $z_{ref} = 1.5\text{м}$), далее начинал пролёт по траектории, потом снова висел в точке (18). Мы провели эксперименты со скоростями "движения" целевой точки $V = 0.4\text{м/с}$, $V = 0.2\text{м/с}$. Также определим коэффициенты регулятора: $k_\gamma = \alpha_\gamma = k_\zeta = \alpha_\zeta = 3$, $k_x = \alpha_x = k_y = \alpha_y = 3$, $k_z = \alpha_z = 4$

Для данных полётов посмотрим отклонение груза от требуемой траектории $\Delta(t) = \sqrt{(x_2(t) - x_{ref}(t))^2 + (y_2(t) - y_{ref}(t))^2 + (z_2(t) - z_{ref}(t))^2}$ (Рис. 19).

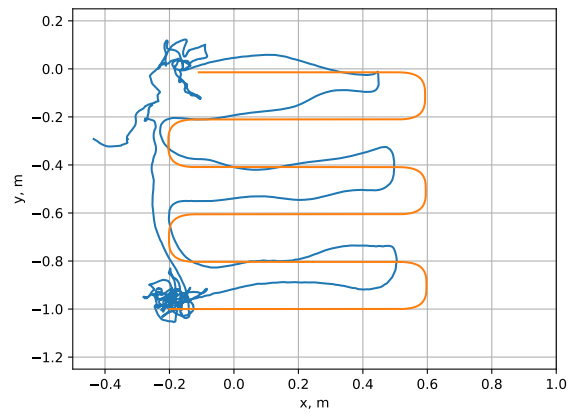
В интервале времени $120 < t < 155$ происходит движение системы по траектории. На графиках видно, что при скорости $V = 0.4\text{м/с}$ при пролёте с полным регулятором отклонение груза от требуемой траектории меньше, чем при пролёте с регулятором без колеблющихся компонент. Максимальное отклонение груза при движении по траектории составило $\Delta = 43.1$ см для случая с полным регулятором и $\Delta = 49.6$ см для случая с неполным.

На рисунках 20 представлены графики изменения скорости квадрокоптера по двум плоскостям для случая $V = 0.4\text{м}$ при движении по траектории. При неполном регуляторе колебательный характер скорости квадрокоптера сохраняется после прохождения системой траектории.

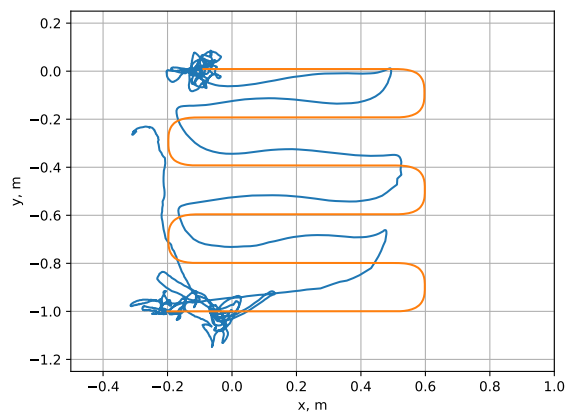
Сравним эффективность подавления колебаний подвеса на участках, где система движется по траектории (Рис. 21, 22, 23, 24).



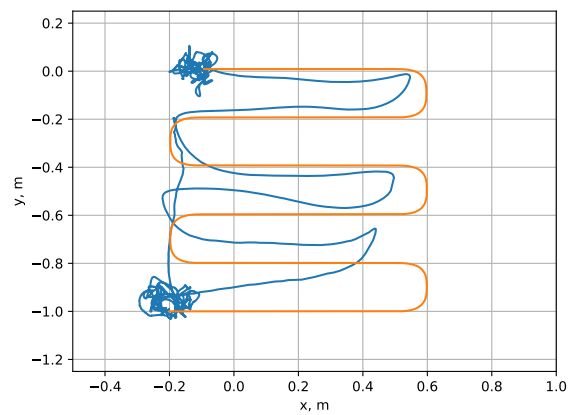
а)



б)

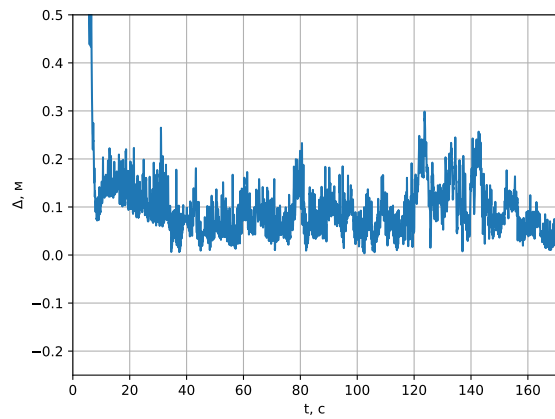


в)

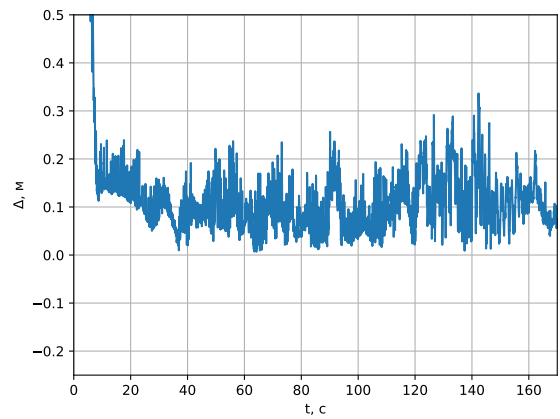


г)

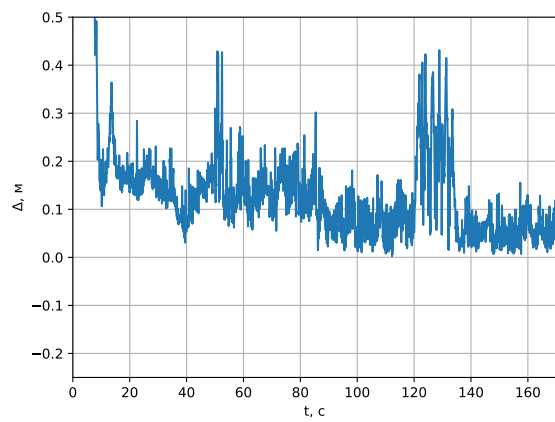
Рис. 18: Траектория движения квадрокоптера и заданная траектория на скорости: а,б - $V = 0.2\text{м/с}$; в,г - $V = 0.4\text{м/с}$; а,в - с полным регулятором, б,г - при неполном регуляторе ($H_{x,y,z} = 0$)



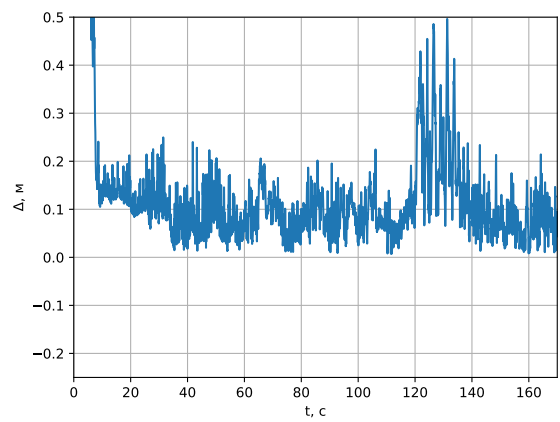
а)



б)

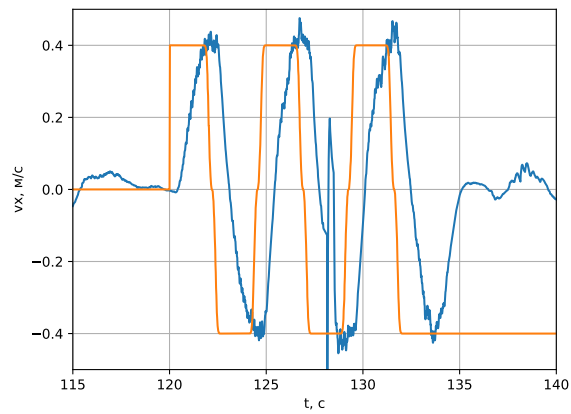


в)

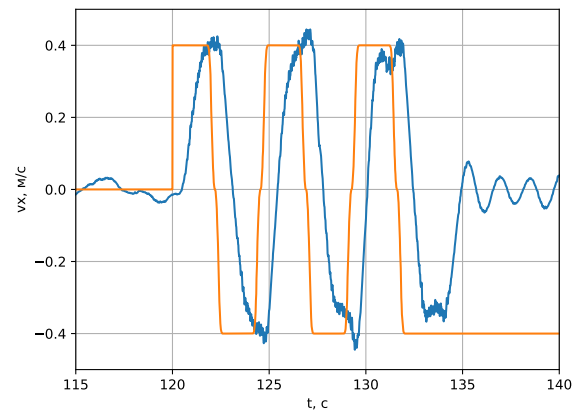


г)

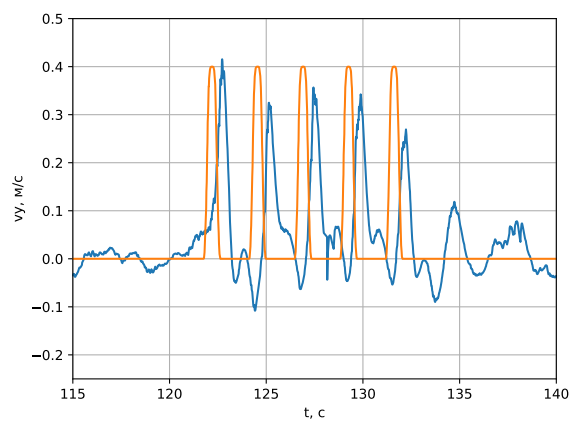
Рис. 19: Отклонения груза Δ от заданной траектории: а,б - $V = 0.2\text{м/с}$; в,г - $V = 0.4\text{м/с}$; а,в - с полным регулятором, б,г - с неполным регулятором



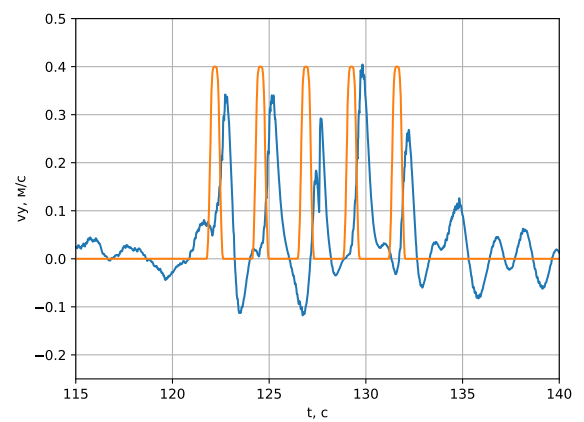
а)



б)



в)



г)

Рис. 20: Скорости по осям x (а,б) и y (в, г) при пролёте по траектории (б) а, в - скорости груза при полном регуляторе , б, г - скорости квадрокоптера при неполном регуляторе

Данные о среднеквадратичных отклонения для угла γ приведены в таблице 1.

	$V = 0.2\text{м/с}$	$V = 0.4\text{м/с}$
$H_{x,y,z}! = 0$	0.0320	0.0481
$H_{x,y,z} = 0$	0.0604	0.0757

Таблица 1: Среднеквадратичное отклонение σ угла γ

Данные о среднеквадратичных отклонения для угла ζ приведены в таблице 2:

$\sigma(\zeta(t))$ (рад)	$V = 0.2\text{м/с}$	$V = 0.4\text{м/с}$
$H_{x,y,z}! = 0$	0.0464	0.0807
$H_{x,y,z} = 0$	0.0648	0.0857

Таблица 2: Среднеквадратичное отклонение σ угла ζ

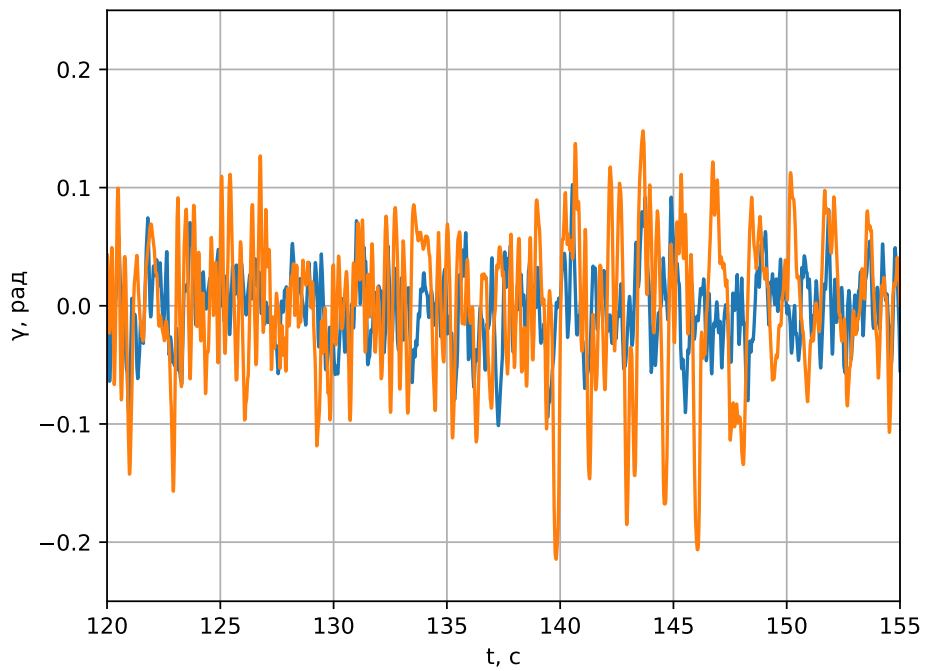


Рис. 21: Колебания угла γ при движении по траектории на скорости $V = 0.2 \text{ м/с}$ с полным регулятором (синий), с неполным регулятором (оранжевый)

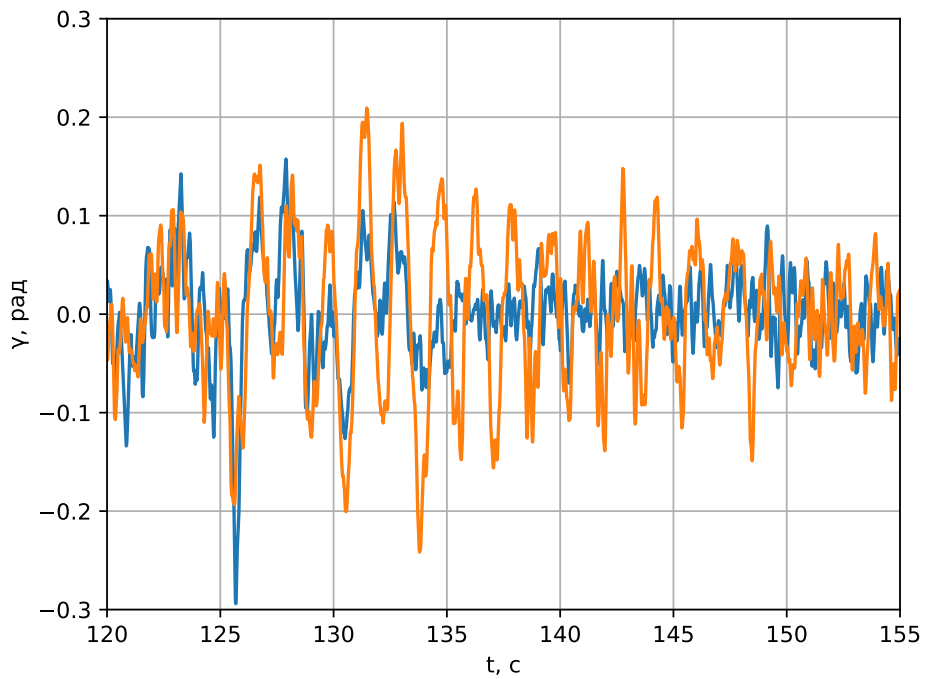


Рис. 22: Колебания угла γ при движении по траектории на скорости $V = 0.4 \text{ м/с}$ с полным регулятором (синий), с неполным регулятором (оранжевый)

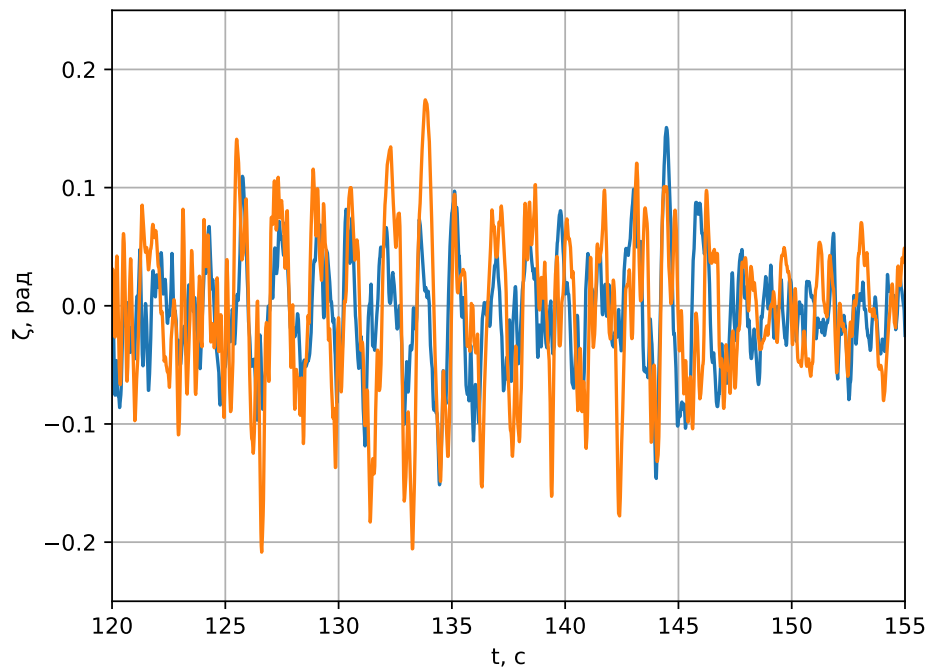


Рис. 23: Колебания угла ζ при движении по траектории на скорости $V = 0.2 \text{ м/с}$ с полным регулятором (синий), с неполным регулятором (оранжевый)

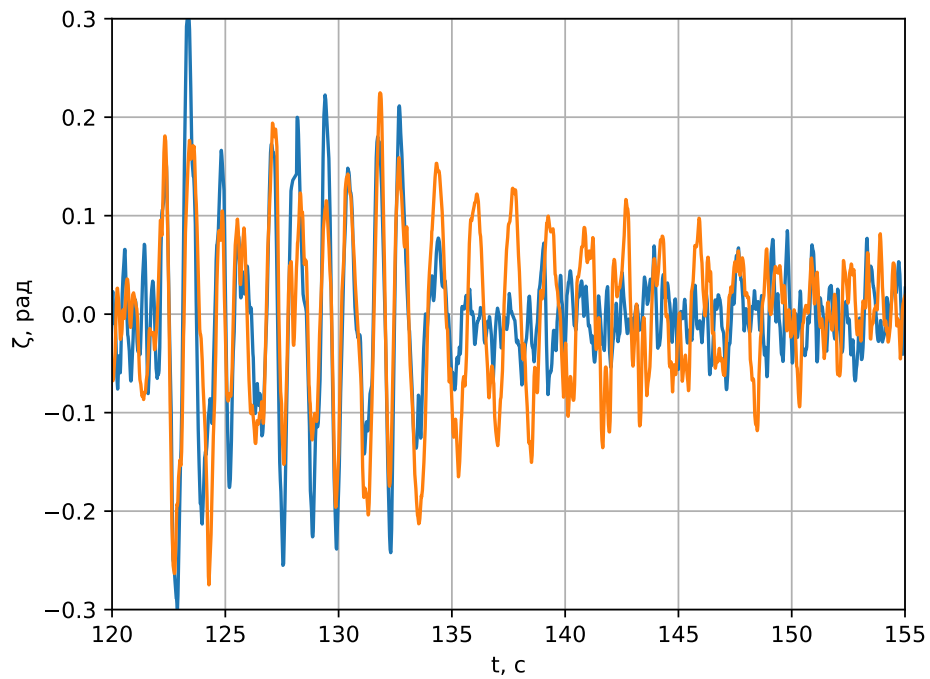
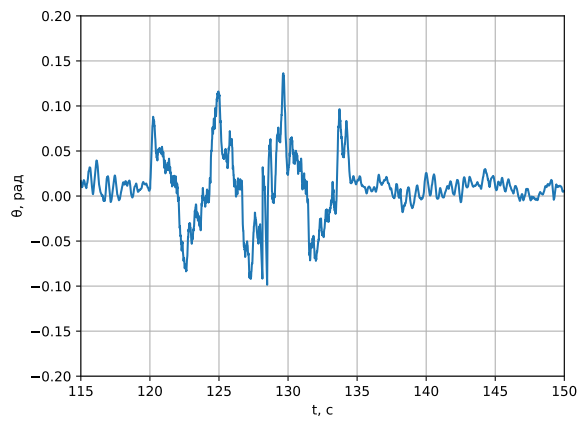
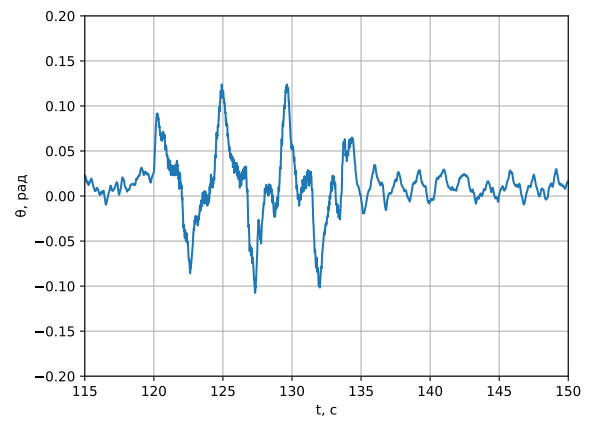


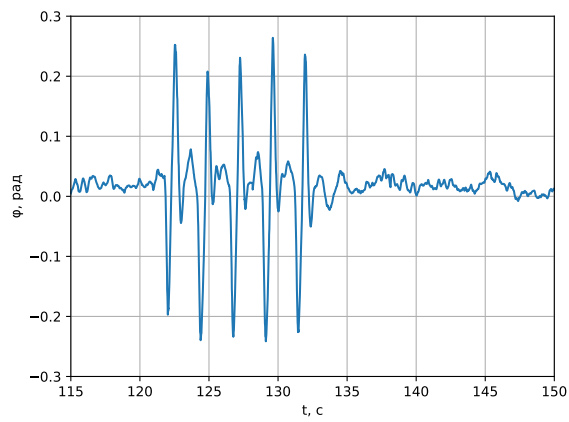
Рис. 24: Колебания угла ζ при движении по траектории на скорости $V = 0.4 \text{ м/с}$ с полным регулятором (синий), с неполным регулятором (оранжевый)



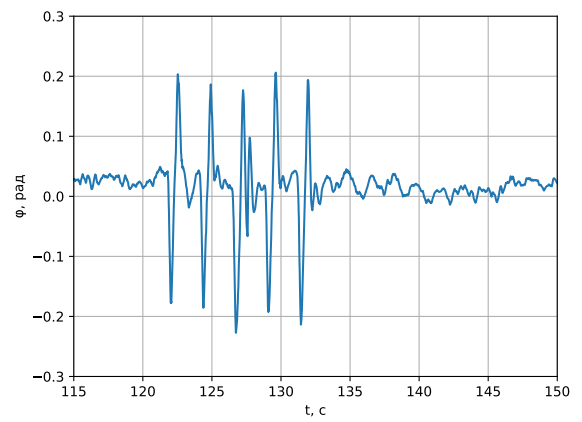
а)



б)



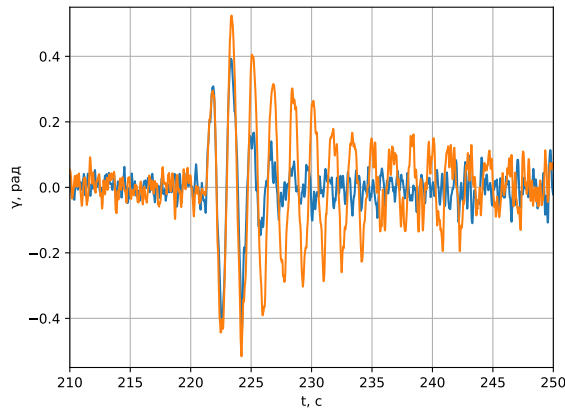
в)



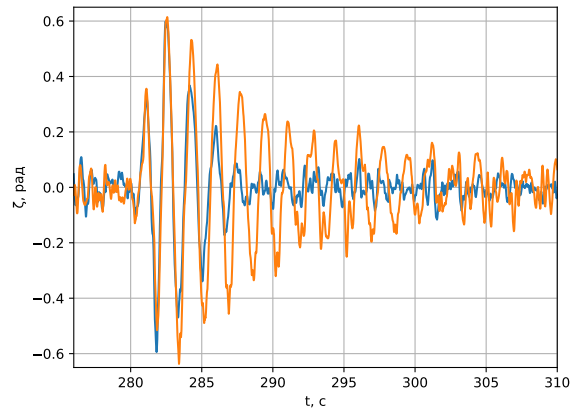
г)

Рис. 25: Углы тангажа и крена по траектории (б) а, в - скорости груза при полном регуляторе , б, г - скорости квадрокоптера при неполном регуляторе

Кроме собственно полётов по траектории для оценки эффективности регулятора мы создали аналог внешнего возмущения, задав переключающиеся добавки к углам тангажа и крена по очереди. Начиная с $t=220$ секунды, к тангажу была добавлена константа $add_control = 0.2$ рад через $\Delta t = 0.7$ с от тангажа отнималась эта добавка, потом ещё раз добавлялась. Временем переходного процесса t_p будем считать уменьшение отклонения до 10% от максимального выброса. Тогда для полного регулятора по углам γ и ζ : $t_p \approx 7$ с; для неполного регулятора $t_p \approx 25$ с. То есть время затухания колебаний при регулировании полным регулятором более чем в 3 раза меньше времени затухания при неполном регулировании.



а)



б)

Заключение

Беспилотные летательные аппараты имеют широкий спектр применения во многих сферах жизни человека. Одним из вариантов использования является транспортировка различных грузов. Существуют задачи, при которых невозможно или неэффективно закрепление груза непосредственно у корпуса БПЛА. Возможным решением этих задач является идея закрепления груза на подвесе.

В данной работе исследовалось движение квадрокоптерного БПЛА с грузом на подвесе. Была рассмотрена трёхмерная модель системы и с помощью метода Лагранжа и получены уравнения её движения. Методом структурного синтеза построен нелинейный регулятор, обеспечивающий управление траекторным движением груза с одновременным подавлением колебаний подвеса.

Построенная замкнутая система была промоделирована с использованием Matlab. В том числе были сравнены полный рассчитанный алгоритм, с алгоритмом не учитывающим наличие груза с подвесом (неполный). Моделирование выявило, что предложенный алгоритм обеспечивает устойчивость системы и позволяет уменьшить максимальную амплитуду отклонения углов подвеса по сравнению с неполным. Далее были проведены экспериментальные полёты по аналогичной с моделированием траектории, который повторил результаты моделирования. Кроме того, в эксперименте с аналогом внешнего возмущения предложенный регулятор сократил время переходного процессе более, чем в 3 раза.

Список литературы

- [1] Leishman J.G. The Breguet-Richet Quad-Rotor Helicopter of 1907 /J.G.Leishman // University of Maryland. Rotorcraft aerodynamic group; То же [Электронный ресурс]. - Режим доступа: URL: http://www.academia.edu/815361/The_breguet-richet_quad-rotor_helicopter_of_1907 (дата обращения 01.06.2020)
- [2] Museum of United States Air Force [Электронный ресурс] – Режим доступа: URL: <http://www.nationalmuseum.af.mil/> (дата обращения 30.05.2020)
- [3] Эпов М.И. Применение беспилотных летательных аппаратов в аэрогеофизической разведке [Текст]: материалы междунаро. науч. конгресса "Интерэкспо Гео-Сибирь" / М.И. Эпов, И.Н.Злыгостев. - 3 том 2, - Новосибирск: Из-во СГУГиТ, 2012. – С. 22-27
- [4] Tether compensated airborne [Текст] : пат. US 9,676.481 B1 США: МПК B64D L/12 LLP; B64C39/02; G05D I/02; заявитель Amazon Technologies, Inc; дата патента 13.06.2017 [Электронный ресурс] - Режим доступа: URL: <https://patentimages.storage.googleapis.com/b5/79/1e/fcf417a45c98fb/US9676481.pdf> (дата обращения 02.06.2020)
- [5] Heutger M. Unmanned aerial vehicles in logistics/M. Heutger, M.Kückelhaus// DHL. [Электронный ресурс] - Режим доступа: URL: https://www.dhl.com/content/dam/downloads/g0/about_us/logistics_insights/DHL_TrendReport_UAV.pdf (дата обращения 01.06.2020)
- [6] Kim J. Accurate Modeling and Robust Hovering Control for a Quad-rotor VTOL Aircraft/J. Kim, MS. Kang, S. Park// Journal of Intelligent Robotic Systems – Netherlands, 2010. Vol. 57. – P. 9-26.
- [7] Bouabdallah S. Design and control of an indoor micro quadrotor /S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart // Proc. of the IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation. – New Orlean, 2004. Vol.5.– P. 4393-4398

- [8] The navigation and control technology inside the ar.drone micro uav /P.-J. Bristeau, F. Callou, D. Vissiere, et. al. // 18th IFAC World Congress. — Milano, 2011. — P. 1477–1484.
- [9] Castillo P. Stabilization of a mini-rotorcraft having four rotors/ P.Castillo, R. Lozano, A. Dzul // Proc. of the IEEE/RSJ Intern. Conf. on Intelligent Robots and Systems. – Sendai, 2004. Vol.3. – P. 2693-2698.
- [10] Mistler V. Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback / V. Mistler, A. Benalleue, N. M’Sirdi // Proc. of 10th IEEE Intern. Workshop on Robot and Human Interactive Communication. – P., 2001. – P. 586-593.
- [11] Reddy K. R. Dynamic Simulation of a Helicopter Carrying a Slung Load / K. R. Reddy, T. T. Truong, R. A. Stuckey, et. al.// MODSIM 2007, Proceedings of the International Congress on Modeling and Simulation. –Canberra, 2007. – P. 2742-2746
- [12] Lee T., Geometric Control of Multiple Quadrotor UAVs transporting a Cable-Suspended Rigid Body/ T. Lee// 53rd IEEE Conference on Decision and Control. – Los Angeles, 2014. – P. 255-264
- [13] Palunko I., Trajectory Generation for Swing-Free Maneuvers of a Quadrotor with Suspended Payload: A Dynamic Programming Approach /I. Palunko, R. Fierro, P. Cruz//IEEE International Conference on Robotics and Automation. – Saint Paul, 2012. – P. 2691-2697
- [14] Бойчук Л.М. Метод структурного синтеза нелинейных систем автоматического управления[Текст]: книга для инженеров и науч.работников / Л.М. Бойчук. - 442 выпуск.-М.: Энергия, 1971. - 113 С.
- [15] Белоконь С.А. Использование фильтра Калмана в системе управления траекторным движением квадрокоптера / С.А. Белоконь, Ю.Н. Золотухин, К.Ю. Котов, А.С. Мальцев, А.А. Нестеров, В.Я. Пивкин, М.А. Соболев, М.Н. Филиппов, А.П. Ян // Автометрия. — 2013. — № 6. — С. 14–24.

- [16] Димова А.С. Управление траекторным движением квадрокоптера при транспортировке груза на подвесе: эксперимент/ К.Ю. Котов, А.С. Мальцев, Е.Д. Семенюк, М.А. Соболев // Вестник НГУ. Серия: Информационные технологии. — 2019. — Vol. 17, no. 4
- [17] Meier L. Px4: A node-based multithreaded open source robotics framework for deeply embedded platforms/L. Meier, D. Honegger, M. Pollefeys // 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). — 2015. — Pp. 6235–6240.
- [18] Quigley M., Ros: an open-source robot operating system / M. Quigley, K. Conley, B. P. Gerkey, J. Faust, T. Foote, J. Leibs, R. Wheeler, A. Y. Ng // ICRA Workshop on Open Source Software. — 2009.