

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Казахский национальный исследовательский технический университет
имени К.И. Сатпаева

Институт автоматизации и информационных технологий

Кафедра автоматизации и управления

Маханбет Жаркын Маратулы

Разработка системы управления беспилотного летательного аппарата

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

к дипломному проекту

Специальность 5В070200 - Автоматизация и управление

Алматы 2022

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Казахский национальный исследовательский технический университет
имени К.И. Сатпаева

Институт автоматизации и информационных технологий

Кафедра автоматизации и управления



ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ
Заведующий кафедрой АиУ
канд. физ.-мат. наук.

Алдияров Н.У.

“13” мая 2022 г.

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

к дипломному проекту

На тему: "Разработка системы управления беспилотного летательного аппарата"

По специальности: 5В070200 - Автоматизация и управление

Выполнил

Маханбет Ж.М.

Рецензент

канд. техн. наук, доц.

Юничева Н.Р.

“6” мая 2022 г.

Научный руководитель

д-р. техн. наук, профессор

Сулейменов Б.А.

“29” апреля 2022 г.

Алматы 2022

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Казахский национальный исследовательский технический университет
имени К.И. Сатпаева

Институт автоматики и информационных технологий

Кафедра автоматизации и управления



ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой АиУ
канд. физ.-мат. наук.

Алдияров Н.У.

13 мая 2022 г.

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Обучающемуся Маханбет Ж.М.

Тема: "Разработка системы управления беспилотного летательного аппарата"

Утверждена приказом Ректора Университета №489-П/Ө от 24.12.2021 г.

Срок сдачи законченной работы "3" Апреля 2022 г.

Исходные данные к дипломному проекту: Математическая модель твердотопливного беспилотного летательного аппарата.

Перечень подлежащих разработке в дипломном проекте вопросов:

а) описание структуры и принципов управления бесплотных летательных аппаратов; б) синтез регулятора на основе метода Циглера-Никольса.

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей): структурная схема канала управления ускорением центра масс. Рекомендуемая основная литература: техническая литература по теорий управления беспилотными летательными аппаратами из 5 наименований.

ГРАФИК
подготовки дипломного проекта

Наименования разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления научному руководителю и консультантам	Примечание
Технологическая часть	20.02.2022	
Расчетная часть	30.03.2022	

Подписи

консультантов и нормоконтролера на законченный дипломный проект с указанием относящихся к ним разделов проекта

Наименования разделов	Научный руководитель, консультанты, Ф.И.О. (уч. степень, звание)	Дата подписания	Подпись
Технологический раздел	д-р. техн. наук, профессор Сулейменов Б.А.	20.02.2022	
Специальный раздел	д-р. техн. наук, профессор Сулейменов Б.А.	30.03.2022	
Нормоконтролер	канд. техн. наук, ассистент- профессор Сарсенбаев Н.С.	10.01.2022	

Научный руководитель _____

Сулейменов Б.А.

Задание принял к исполнению обучающийся _____

Маханбет Ж.М.

Дата "5" января 2022 г.

АҢДАТПА

Бұл дипломдық жобада ұшқышсыз ұшатын аппаратты басқару жүйесін әзірлеу міндеті қарастырылған.

Дипломдық жобаның бірінші бөлімінде ұшқышсыз ұшатын аппараттардың ерекшеліктері мен даму перспективалары, олардың құрылымы мен классификациясы берілген. Ұшқышсыз ұшатын аппараттардың сипаттамалары мен басқару принциптері, сондай-ақ ғарыштағы дәстүрлі ұшқышсыз ұшу аппаратының үлгісі.

Дипломдық жобаның екінші бөлімінде ұшқышсыз ұшатын аппараттың масса центрінің үдеуін басқару жүйесі зерттелді, жабық және ашық басқару жүйелерінің жиілік сипаттамалары мен тұрақтылығы табылды. Содан кейін ұшқышсыз көліктің массалар центрін жеделдету үшін басқару жүйесінің реттегіштері синтезделді. Біріншіден, Tuning Matlab көмегімен PID контроллерінің параметрлері алынды. Содан кейін реттеуіштердің параметрлері Циглер-Никольс әдісімен есептелді. Кейіннен Циглер-Никольс әдісімен алынған параметрлер қажетті нәтижелерді алу үшін өзгертілді.

АННОТАЦИЯ

В данном дипломном проекте рассматривается задача разработки системы управления для беспилотного летательного аппарата.

В первой части дипломного проекта приводятся особенности и перспективы развития беспилотных летательных аппаратов, их структура и классификация. Характеристики и принципы управления беспилотными летательными аппаратами, а также модель традиционного беспилотного летательного аппарата в пространстве.

В второй части дипломного проекта была исследована система управления ускорением центра масс беспилотного летательного аппарата, найдены частотные характеристики и устойчивость замкнутых и разомкнутых систем управления. Затем, были синтезированы регуляторы для системы управления ускорением центра масс беспилотного аппарата. Сначала, были получены параметры PID регулятора с помощью Tuning Matlab. Потом рассчитаны параметры регуляторов методом Циглера-Никольса. Впоследствии, параметры полученные методом Циглера-Никольса были модифицированы, для получения желаемых результатов.

ANNOTATION

This thesis project deals with the task of developing a control system for an unmanned aerial vehicle.

The first part of the diploma project describes features and prospects of development of unmanned aerial vehicles, their structure and classification. The characteristics and control principles of unmanned aerial vehicles, as well as a model of a traditional unmanned aerial vehicle in space.

In the second part of the diploma project, the acceleration control system of the centre of mass of an unmanned aerial vehicle was investigated, the frequency characteristics and stability of closed and open-loop control systems were found. Then, controllers were synthesised for the unmanned aerial vehicle centre of mass acceleration control system. First, the parameters of the PID controller were obtained using Tuning Matlab. Then the controller parameters were calculated by the Ziegler-Nichols method. Subsequently, the parameters obtained by the Ziegler-Nichols method were modified to obtain the desired results.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	9
1 Технологическая часть	10
1.1 Особенности и перспективы развития БЛА	10
1.2 Структура и классификация беспилотных летательных аппаратов	11
1.3 Обобщенные характеристик теорий управления БЛА	16
1.4 Пространственные модели движения БЛА	25
2 Расчетная часть	32
2.1 Математическая модель	32
2.2 Получение результатов моделирования разомкнутой системы управления ускорением центра масс	32
2.3 Определение устойчивости разомкнутой и замкнутой систем управления	36
2.4 Нахождение желаемых параметров PID регулятора используя tuning	37
2.5 Нахождения параметров PID регулятора методом Циглера-Никольса 2 для получения для желаемых результатов	39
Заключение	48
Список использованной литературы	49
Перечень принятых сокращений	50

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы значительно расширились масштабы использования беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в авиационной отрасли, увеличилось разнообразие и сложность решаемых ими задач. В то же время значительно возросли требования к эффективности процессов разработки БЛА, их надежности, экономичности и т.д.

К настоящему времени, согласно данным UVS International (ведущей международной ассоциации по беспилотным системам), БЛА выпускаются в 52 государствах мира. На данном рынке соперничают десятки крупных предприятий и небольших фирм. Несмотря на то, что спрос военных ведомств на БЛА огромен и многообразен, не каждый изготовитель может рассчитывать на получение оборонных заказов. В связи с этим большинство компаний, обладающих наработками в области БЛА, стремятся акцентировать внимание на перспективах использования БЛА в гражданской и коммерческой сферах.

В свою очередь, заинтересованные правительственные департаменты и специальные службы, в обязанности которых входит охрана, контроль и мониторинг объектов, устранение аварийных ситуаций, топливно-энергетические компании, и компании, чей бизнес направлен на получение пространственных сведений, также демонстрируют повышенный интерес к БЛА.

Общая характеристика. Данный дипломный проект состоит из технологического и расчетных разделов.

В технологическом разделе будут приведены преимущества и перспективы развития БЛА в сравнении с пилотируемыми аналогами ЛА, структура и классификация БЛА, обобщенные характеристики теорий управления БЛА и их особенности, а также пространственная модель движения БЛА.

В расчетном разделе будет приведена САУ ускорения центра масс БЛА, исследование ее характеристик, синтез регулятора на основе Tuning Matlab, метода Циглера-Никольса, а также анализ их оценок качества и устойчивости. Будет проведена модификация параметров регулятора полученных методом Циглера-Никольса для получения более удовлетворяющих результатов.

Актуальность. Создание беспилотных летательных аппаратов различных типов и назначения является крайне важным и актуальным направлением развития современной авиационной техники во всем мире. И ключевую часть в этом занимает разработка систем управления беспилотными летательными аппаратами.

Целью работы является синтез регулятора системы автоматического управления ускорения центра масс твердотопливного беспилотного летательного аппарата.

Задачи, подлежащие решению. Получение желаемых результатов для системы автоматического управления беспилотного летательного аппарата.

1 Технологическая часть

1.1 Особенности и перспективы развития БЛА

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) - это стремительно развивающийся во всем мире особый класс авиационной техники, созданный в первую очередь для эксплуатации в таких условиях, где применение пилотируемых летательных средств является невозможным или нецелесообразным [1].

Ключевые особенности авиационных и вертолетных БЛА, характерные черты, отличающие данные аппараты от пилотируемых самолетов и вертолетов:

- повышенная живучесть БЛА в условиях противостояния со стороны систем ПВО врага благодаря их меньшей видимости во всех радиоволновых диапазонах;

- возможность их вылета почти с любой поверхности местности без выполнения подготовительных инженерных работ;

- возможность нахождения в высокой степени готовности в течение неограниченного времени;

- более сжатые сроки и меньшие затраты на подготовку операторов пунктов наземного управления БЛА в сравнении с подготовкой членов экипажей пилотируемой авиации;

- существенно меньшая себестоимость (на несколько порядков в зависимости от назначения и показателей БЛА) и сроки постановки их на массовое производство;

- возможность выдавать информацию пользователям в режиме реального времени;

- возможность работы в условиях повышенного уровня радиационного, химического и биологического загрязнения воздушной среды и территории, а также в непростых климатических условиях;

В современных условиях БЛА активно применяются для проведения авиационной разведки и получения информации о целях. В то же время наблюдается острая нехватка данных авиаразведки, передаваемой в режиме реального времени в ходе ведения военных действий, в ситуациях локальных войн и вооруженных столкновений.

В лидирующих государствах мира интенсивно ведутся работы, нацеленные на последующее наращивание эффективности применения ударной авиации и средств авиационной борьбы, сокращение потерь авиатехники и личного состава, а также затрат на силы и средства для ее содержания. Одним из перспективных направлений в реализации этой задачи является разработка и создание ударных БЛА, и в основном это касается специализированных и многоцелевых БЛА, главным предназначением которых будет является выявление, опознавание и уничтожение важных наземных неподвижных и движущихся целей, подавление огнем средств ПВО условного противника, а в дальнейшем - и противодействие воздушным целям. Главными же требованиями к подобным БЛА являются

относительно низкая стоимость изготовления, а также простота техобслуживания и эксплуатации.

На текущем этапе развития технологий БЛА зарубежные военные эксперты рассчитывают значительно увеличить сферу возможного применения БЛА не только для осуществления разведки и наблюдения, но и для борьбы с воздушными и наземными целями, а также решения различных задач по боевому снабжению.

В том числе, ведутся исследования, касающиеся разведывания погодных условий в зоне боевых действий (собираются и передаются сведения о скорости ветра и величине атмосферного давления), для чего используются БЛА, оснащенные особым метеорологическим оборудованием. Помимо этого, с применением БЛА появилась возможность осуществления лазерной подсветки наземных объектов для использования высокоточного оружия (ВТО) сухопутного или авиационного базирования. В то же время необходимо отметить, что основным типом БЛА в данное время выступают БЛА самолетных схем.

Над развитием БЛА вертолетного типа работают профессионалы из всех передовых государств мира. Главными заказчиками выступают разнообразные военные и гражданские отрасли.

В настоящее время подобные БЛА контролируются с помощью команд операторов либо в полуавтоматическом режиме с применением путевых точек навигации. Ключевым достоинством беспилотного комплекса с БЛА вертолетного класса заключается в возможности вертикального взлета и посадки, существенно упрощая задачи эксплуатации с позиции используемого взлетно-посадочного комплекса.

На сегодняшний день не существует единого стандарта к вопросам разработки и эксплуатации беспилотных летательных аппаратов в военных и гражданских отраслях.

1.2 Структура и классификация беспилотных летательных аппаратов

В качестве главного системообразующего фактора в структуре обсуждаемых авиационных комплексов выступают беспилотные летательные аппараты, используемые в их составе.

Под беспилотным летательным аппаратом (БЛА) обозначим летательный аппарат, не требующий пилота на своем борту, пользующийся тягой авиадвигателей и аэродинамическими силами для совершения многочисленных вылетов в воздушной среде, обладающий целевой нагрузкой, по которой определяется его задача, и выполняющий полет как по предварительно установленной программе, так и, в случае возникновения потребности, с помощью средств удаленного управления [2].

Данное понятие содержит ряд существующих на данный момент концепций БЛА, ДПЛА и т.д. Помимо этого, оно обособляет данный тип летательных

современных БЛА осуществляется с помощью навигационных спутниковых приемников GPS и ГЛОНАСС [4]. Данные системы обеспечивают выдачу точных координаты и значения скоростных характеристик БЛА в геоцентрической прямоугольных координатных системах PZ-90.02 (ГЛОНАСС) и WGS-84 (GPS). В действующих образцах оборудования для спутниковой навигации БЛА предусмотрена возможность настройки на БЛА обладает возможностями настройки на тип координат (геоцентрические либо геодезические) и на применяемую систему координат (WGS-84, PZ-90, PZ-90.02, SK-42, SK-95).

Следует учитывать, что на определенных БЛА могут отсутствовать системы сбора и передачи телеметрической информации.

Приведем классификацию БЛА по основным структурным и по функциональным характеристикам.

По структурным характеристикам современные и перспективные БЛА подразделяются на такие типы:

- 1 БЛА самолетной схемы (СС);
- 2 БЛА вертолетных схем (ВС).

Среди БЛА СС в данный момент представлены модели с компоновками типовых вариантов классических схем, схемы "утка", "бесхвостка" и "летающее крыло" [5].

Вертолетные БЛА в данный момент создаются в виде классических моделей в однороторных и двухроторных вариантах .

Многие модели беспилотных вертолетов выполнены с одним несущим винтом. Это обусловлено относительной упрощенностью конструкции и лучшими аэродинамическими показателями при изолированном несущем винте. К существенным минусам одновинтового вертолета можно отнести непродуктивное энергопотребление силовой установки приводом хвостового винта, и потребность в хвостовых и концевых балках и узлах хвостовой трансмиссии.

В двухвинтовых беспилотных вертолетах за счет вращения несущих винтов в противоположных направлениях реактивные моменты несущих винтов взаимоуравниваются, а мощность двигательной установки тратится в первую очередь на образование подъемных и пропульсивных сил. Это является основным достоинством двухвинтового вертолета по сравнению с одновинтовым. К числу существенных недостатков данной модели следует отнести наличие негативного влияния взаимных аэродинамических воздействий несущих винтов, весьма непростую схему конструктивной синхронизации их оборотов и большая сложность производства малогабаритных несущих винтов.

Достоинствами БЛА вертолетного типа считаются [6]:

- повышенная маневренность;
- быстрое разворачивание и обеспечение готовности к вылетам;
- отсутствие потребности в дополнительном оснащении при взлете и приземлении;
- присутствие режима "зависания", что позволяет более

надежно выяснять оперативную ситуацию;

- наличие функции приземления в авторотационном режиме в случае выхода из строя двигателя БЛА;

- способность осуществлять взлет и запуск в оперативном режиме, находясь в любой точке местности

Следует отметить, что на практике в мире гораздо реже применяются БЛА с использованием винтов соосной схемы.

БЛА с применением нетрадиционных схем на данный момент пребывают в большинстве своем на этапе экспериментальной разработки.

В то же время, в зависимости от способов выполнения взлета и приземления, БЛА СС подразделяются на

БЛА, выполняющие эти действия "как самолет" (с применением шасси), и БЛА, запускаемые специальными устройствами (пусковая установка, "упряжь", "с помощью рук" и т.п.) и садящиеся с использованием парашютов.

По характеру применения как части БЛА силовые установки различаются:

- БЛА с электрическим двигателем (ЭД);

- БЛА с Поршневым двигателем (ПД);

- БЛА с воздушнореактивным двигателем (ВРД)

БЛА делятся на следующие разновидности в зависимости от их способности решать целевые задачи [2]:

- БЛА ближнего радиуса действия (БЛА БД) с продолжительностью полета 1-2 часа;

- БЛА средней радиуса действия (БЛА СД) с продолжительностью полета 6-12 часов;

- БЛА дальнего радиуса действия (БЛА ДД) с длительностью полета 24-48 часов.

К БЛА первого типа относятся БЛА СС и летательные аппараты, оснащенные ЭД и ПД. При этом БЛА СС производят запуск "с руки" или "с привязи" и приземление на парашюте в установленном месте.

Для БЛА СД, выполняющих более длительные полеты, используются БЛА СС и летательные аппараты, оборудованные ПД. Самолетные БЛА данного вида взлетают и приземляются используя пусковые установки и шасси с применением заранее подготовленных площадок. Вертолетные БЛА СД в силу низкой скорости полета и наличия функции " висения" применяют в большинстве - для проведения разведывательных мероприятий и подсвечивания объектов при ведении огня ВТО.

В число БЛА ДД в основном относятся БЛА СС, оборудованные ПД и ВРД, выполняющие как взлет, так и посадку с применением шасси.

В соответствии с дополнительной классификацией, к определенной разновидности БЛА может быть присвоен [2]:

- 1 по величине массы взлета - к сверхлегким (до 6 кг), легким (до 220 кг), средним (до 1100 кг) и тяжелым (свыше 1100 кг) БЛА;

- 2 по времени пребывания БЛА в полете - на короткие (до 1 часа), средние (до 12 часов) и длительные (более 12 часов);

3 по высотности полёта - на маловысотные (до 1200 м), средневысотные (до 11000 м) и высотные (до 16000-21000 м) БЛА.

С точки зрения скорости полета, почти все из существующих БЛА причисляют к дозвуковым летательным аппаратам с показателем Маха $M < 1$. В то же время с целью создания сверхзвуковых и гиперзвуковых БЛА в общемировой практике ведутся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы.

На рисунке 1.2, представлена классификация БЛА.

Информационные БЛА предназначены для сбора и передачи важных разведывательной информации.

Имитационные БЛА, имитирующие полетные качества и характеристики отражения настоящих авиационных целей, приведены в предложенной классификации в виде авиационных ложных целей (АЛЦ).

Причем учебно-испытательные УДК (УИАЛТ), предназначенные для подготовки личного состава системы ПВО и тестирования новых моделей средств поражения воздушных целей, призваны имитировать зарубежные летательные аппараты, а боевые УДК, задействованные в интересах ВВС, - отечественные аналоги самолетов и вертолетов [2].

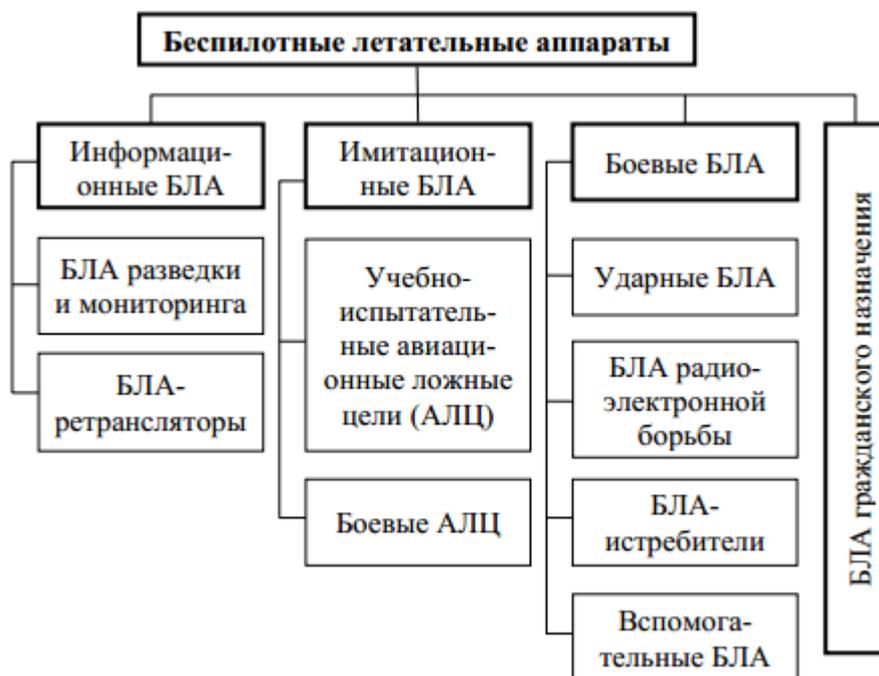


Рисунок 1.2 – Классификация БЛА

К относительно новому, но стремительно набирающему обороты типу беспилотных летательных аппаратов относятся боевые БЛА. Резюмируя уже накопленный опыт в этом направлении и перспективность их создания, можно выделить в ряду боевых беспилотных летательных аппаратов выделяются такие виды [7]:

- Ударные БЛА, предназначенные для противодействия сухопутным целям с применением воздушных средств поражения;
- БЛА радиоэлектронной борьбы (БЛА РЭБ), используемые для выведения из строя средств наземной и воздушной связи и средства контроля врага;
- БЛА-истребители (БЛА-И) для ведения боев с беспилотными и пилотируемыми летательными аппаратами;
- Вспомогательные БЛА, разработанные для осуществления отдельных задач по обеспечению наземных групп.

Необходимо заметить, что гражданские БЛА (БЛА-ГН) на данный момент пребывают в стадии зарождения. Главными обязанностями подобных БЛА считаются [2]:

1 наблюдение (мониторинг) за окружающей средой, состоянием атмосферы, сооружений инфраструктуры и иных объектов;

2 обеспечение передачи различных радиосигналов;

3 осуществление поставок и разгрузок продукции.

К возможным направлениям использования БЛА-ГН относятся:

а) топливно-энергетический комплекс (мониторинг состояния трубопроводов нефти и газа, сетей электропередач и т.д.),

б) службы экстренного реагирования (отслеживание техногенных и стихийных бедствий, проведение аварийно-спасательных работ и т.д.),

в) защитные меры по обеспечению безопасности (контроль соблюдения границ охраняемых зон, выявление злоумышленников и т.д.),

г) судоходство (розыск и выявление кораблей, попавших в беду, кораблей, нарушающих правила судоходства, обеспечение соблюдения границ и норм ведения рыбного промысла и т.д.),

д) агросектор (отслеживание за состоянием местности и определение структуры почвы, опрыскивание удобрениями и пестицидами и т.д.),

ж) океанология (контроль за состоянием воздушных и водных сред, за состоянием ледяного покрова и т.д.),

е) метеорология (мониторинг состояния климата, наблюдение за состоянием окружающей среды и т.д.),

з) геологическая разведка (обнаружение месторождений полезных ископаемых в малодоступных участках, зондирование земных недр и т.д.).

Исходя из приведенного выше списка задач применения гражданских БЛА, становится ясно, что они являются частными вариантами более обширного спектра задач, которые решаются военными БЛА и для которых главным образом и рассчитана теория управления БЛА.

1.3 Обобщенные характеристик теорий управления БЛА

На сегодняшний день существует множество работ, посвященных решению вопросов управления летательными аппаратами. Большая часть существующих работ посвящена задачам построения систем автоматического управления

летательных аппаратов и, при этом, используют крайне усложненные или существенно облегченные модели передвижения летательных аппаратов. Стоит учесть, что методы, используемые для построения систем управления летательными аппаратами, крайне громоздки и при применении отнимают достаточно много вычислительного ресурса.

Еще одной отличительной чертой существующих работ стало отсутствие в них рассмотрение вопросов управления траекторией пилотируемых летательных аппаратов, а именно, вопросов выбора управления летательным аппаратом, образующим требуемую траекторию его движения.

Труды по вопросам управления БЛА либо посвящены задачам управления космическими аппаратами и ракетами, либо рассматривают вопросы управления БЛА, на определенных отрезках их полета [8].

Недостатки имеющихся подходов к построению управления БЛА обуславливают потребность в разработке прикладной теории решения подобных задач, нацеленно на ее использование в рассмотренных БЛА на рисунке 2.

Рассмотрим базовые аспекты применяемых теорий управления БЛА:

1 Принцип комплексного покрытия в моделях и методах теории всех стадий полета БЛА.

Использование данного принципа предполагает необходимость охвата методами данной теории всех стадий полета определенного БЛА от его запуска (взлета) до момента посадки (приземления) на заданную территорию (в зону посадки).

2 Принцип учитывания помех, в особенности ветряных, воздействующих на все стадии полета БЛА.

Современные БЛА обладают существенным разнообразием характеристик, в частности, высота полета, масса и скорость при невысоких значениях отношения тяги к массе [5]. Соответственно, осуществление таких преимуществ БЛА, как способность функционировать в непростых условиях окружающей среды, требует применение этого принципа при формировании методов управления БЛА.

3 Принцип построения траектории полета БЛА, наилучшим образом пригодной для выполнения поставленной целевой задачи.

Применение этого принципа дает возможность профильным специалистам БАК составлять необходимые траектории полета БЛА с учетом особенностей конкретных условий по выполнению поставленных задач, и опыта прошлых полетов БЛА. Рекомендуются пользоваться соответствующими подходами теории вариационного исчисления, обратных задач управления и оптимального управления динамическими объектами.

4 Принцип обеспечения наименьшей сложности при решении задач автоматизации полетов БЛА.

Данный принцип предусматривает использование методик и алгоритмов теории, дающих возможность установить желаемое управление определенным БЛА и смоделировать его полет на ограниченных по вычислительной

способности программно-технических аппаратах - системного программирования МНПУ в кратчайшие сроки.

В задачу прикладной теории управления БЛА входит создание математических приемов и алгоритмов построения управления разнотипными БЛА при выполнении с их использованием соответствующей целевой нагрузки.

Методы теорий управления БЛА – это методы построения программно-командной системы управления БЛА с применением таких способов, как: вариационное исчисление, обратная задача динамики, теория игр, оптимальное управление, математическое программирование, управление интеллектуальными системами, общие и специальные численные методы, а также, метод анализа полетных данных. Базовым критерием для данных методов выступает простота применения на вычислительных средствах мобильных наземных пунктов управления (МНПУ) БЛА.

Постановка задач прикладного управления БЛА в качестве динамических объектов требует активного применения дифференциальных уравнений их перемещения. Это обусловлено тем, что задачей подбора оптимальных управляющих законов БЛА служит осуществление необходимых траекторий его полета, решающих возложенные на БЛА задачи.

Уравнение полета для различных видов ЛА имеют общую характеристики. В этих уравнениях полета(движения) ЛА в каждую единицу времени изображается как поступательное перемещение его центра масс (ЦМ) и как вращение ЛА в качестве жесткого тела вокруг ЦМ.

В то же время совершенно не представлены труды, в которых были бы рассмотрены не просто уравнения движения БЛА самолетных и вертолетных схем, но и приведены описания процесса их запуска (взлета) с пусковых установок, с стационарных и мобильных площадок (аэродромов), а также приземления с использованием систем парашютирования, на "самолете" и "вертолете". Необходимо подчеркнуть, что одной из немаловажных характеристик БЛА, выгодно отличающих их от пилотируемых ЛА, является способность выполнять возложенные на них задачи в неблагоприятных метеорологических условиях. Данные аспекты также не нашли отражения в имеющийся литературных источниках по БЛА, несмотря на то, что они крайне востребованы в условиях их массовой эксплуатации в разнообразных метеорологических условиях.

Представим главные понятия, употребляемые в предложенной теории.

Совокупность математических выражений (уравнений), которые описывают обозначенные выше задачи, назовём математическими моделями движения БЛА на отдельных стадиях его полёта. Одним из основных критериев, предъявляемых к данным моделям, помимо их адекватности и точности, удовлетворительной для применения на практике, сочтем их простоту и наглядность для восприятия специалистами по управлению БЛА из числа соответствующих БАК. Присутствие данного условия связано с необходимостью их активного соучастия в отработке эффективных законов управления БЛА на основе подобных моделей.

Вдобавок, простота используемых моделей движения БЛА означает, как свидетельствует практика, сравнительно невысокую трудоемкость математических методов и алгоритмов, задействованных при построении подобных законов. Отсюда вытекает и легкость их программной имплементации в среде автоматизированных рабочих мест (АРМ) управляющих БЛА операторов. Для контролируемого полета БЛА самолетной и вертолетной схем предлагается применять уравнения упрощенного типа, характеризующие перемещение в пространстве центра масс (ЦМ) конкретного БЛА. Назовем такое движение опорным движением БЛА. Процесс движения БЛА вокруг своего ЦМ, вызванный взаимным влиянием его управляющих органов, внутренних и внешних воздействий, во избежание существенных отклонений, необходимо обеспечивать функционирование подсистемы стабилизации (автопилота) САУ БЛА или коррекцией с помощью радиокоманд со стороны оператора управления БЛА [9].

В рамках прикладной теории управления БЛА будут затронуты перечисленные ниже разновидности их движения:

- 1 Движение БЛА по программе.
- 2 Движение БЛА по радиокоманде.
- 3 Движение БЛА в режиме самонаведения.

Два первых способа движения применяются практически всеми типами БЛА, приведенными на рисунке 1.2

Третий способ движения присущ АЛЦ в режимах ухода от средств перехвата и для ударных БЛА при осуществлении перехвата целей.

Для решения проблем предлагаемой теории воспользуемся общепризнанной моделью управляемого движения ЛА, в векторной форме записываемой как:

$$\dot{x} = f(x, u, t), \quad t \in [t_0, t_k]; \quad x(t_0) = x_0, \quad (1.1)$$

где $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ - это вектор состояния ЛА, именуемый вектор фазовых координат самолета; $u = (u_1, u_2, \dots, u_m)$ - это вектор управления, $f = (f_1, f_2, \dots, f_n)$ - это вектор функция его аргументов; $[t_0, t_k]$ - это временной отрезок t , на котором происходит полет ЛА.

На управление ЛА действуют приведенные ниже ограничения:

$$u_{\min} \leq u(t) \leq u_{\max}, \quad t \in [t_0, t_k]. \quad (1.2)$$

Для уменьшения сложности решения задач по выбору вектора $u(t)$ рекомендуется применять упрощенные варианты моделей движения центра масс (ЦМ) БЛА, представленные в общем случае в следующей форме:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= f_1(V, \theta, \Psi, y, u); & t \in [t_0, t_k] \\ \dot{\theta} &= f_2(V, \theta, \Psi, y, u); \\ \dot{\Psi} &= f_3(V, \theta, \Psi, y, u); \end{aligned} \quad (1.3)$$

$$\begin{aligned}\dot{x} &= V \cos \theta \cos \Psi; \\ \dot{y} &= V \sin \theta; \\ \dot{z} &= V \cos \theta \sin \Psi; \end{aligned} \quad (1.4)$$

Где $V = V(t)$ - это скорость БЛА в течение промежутка времени $t \in [t_0, t_k]$; $\theta = \theta(t)$ и $\Psi = \Psi(t)$ - это величины углов поворота и наклона траектории БЛА данный момент времени; $x = x(t), y = y(t), z = z(t)$ - значения координат БЛА в стандартной земной координатной системе с центральной точкой в месте нахождения МНПУ соответствующего БАК. Сравнивая уравнения (1.1) и (1.3), (1.4), видим, что фазовый вектор БЛА включает в себя координаты V, θ, Ψ, x, y, z .

Начальные параметры для данной системы дифференциальных уравнений принимают форму:

$$V(t_0) = V_0; \quad \theta(t_0) = \theta_0; \quad \Psi(t_0) = \Psi_0; \quad (1.5)$$

$$x(t_0) = x_0; \quad y(t_0) = y_0; \quad z(t_0) = z_0; \quad (1.6)$$

Отметим, что в правых частях динамических уравнений (1.3) движения БЛА будут уточнены в предложенной теории по отношению к разнообразным видам БЛА и стадиям их движения.

При составлении динамических уравнений (1.3) перемещения БЛА будут происходить в следующих системах координат (СК), принятых повсеместно в летной динамике ЛА:

1 Скоростная СК $\text{ЦМ}x_{\text{СК}}y_{\text{СК}}z_{\text{СК}}$, начинающаяся в ЦМ БЛА, с осью $\text{ЦМ}x_{\text{СК}}$ проходящей вдоль вектора скорости БЛА, ось $\text{ЦМ}y_{\text{СК}}$ - направленная вверх по вертикали и ось $\text{ЦМ}z_{\text{СК}}$ - влево с формированием левой СК.

2 Связанная СК $\text{ЦМ}x_{\text{СВ}}y_{\text{СВ}}z_{\text{СВ}}$, где ось $\text{ЦМ}x_{\text{СВ}}$ соответствует горизонтальной конструктивной оси БЛА, а оси $\text{ЦМ}y_{\text{СВ}}$ и $\text{ЦМ}z_{\text{СВ}}$ расположены перпендикулярно к ней, также формируя левую СК

3 Левая связанная с БЛА стандартная земная СК $\text{ЦМ}xyz$ с осями, расположенными вдоль осей СК, применяемым в кинематических уравнениях (1.4) движения БЛА.

Использование левой СК в этой теории обусловлено потребностью операторов БЛА применять положительные величины относительно координаты z в своих задачах.

Построение программного управления БЛА рекомендуется проводить в две стадии:

1 Установление вектора $u(t)$ косвенного управления БЛА помощью моделей (1.3)-(1.6).

2 Построение вектора $\Delta(t)$ прямого управления БЛА, характеризующего законы движения его элементов управления, вычисляемых по величинам вектора $u(t)$, фазовых координат $V(t), \theta(t), \Psi(t), x(t), y(t), z(t)$, момента и проектных характеристик определенного экземпляра БЛА.

Применительно к БЛА СС вектор косвенного управления, который не зависит от их схем построения, в общем случае принимает такой вид:

$$u(t) = (P(t), \alpha(t), \beta(t), \gamma(t)), \quad (1.7)$$

Здесь $P(t)$ - тяговая сила двигателей БЛА; $\alpha(t), \beta(t), \gamma(t)$ - углы атаки, скольжения и крена БЛА в промежутки времени $t \in [t_0, t_k]$.

Вектор прямого управления БЛА традиционной самолетной конструкций выглядит следующим образом:

$$\Delta(t) = (\delta_P(t), \delta_B(t), \delta_H(t), \delta_\Theta(t)). \quad (1.8)$$

Здесь $\delta_P(t)$ – закон регулирования управляющего элемента силовой установки БЛА; $\delta_B(t), \delta_H(t), \delta_\Theta(t)$ – законы изменения высоты, направления движения и положения элеронов БЛА в отрезке $t \in [t_0, t_k]$.

Векторные компоненты (1.8) рекомендуется рассчитывать с помощью зависимостей вида:

$$\begin{aligned} \delta_P(t) &= \Psi_1(P(t), V(t), y(t)); \\ \delta_B(t) &= \Psi_2(\alpha(t), \beta(t), y(t), m, p); \\ \delta_H(t) &= \Psi_3(\alpha(t), \beta(t), y(t), m, p); \\ \delta_\Theta(t) &= \Psi_4(\alpha(t), \beta(t), y(t), m, p); \end{aligned} \quad (1.9)$$

Здесь m - вектор коэффициентов моментов и их производных определенного экземпляра БЛА; p - вектор характеристик конструкции этого экземпляра.

Для БЛА СС с нетипичными компоновочными схемами ("летающее крыло", "бесхвостка", "утка" и др.) применяется неизменный вектор $u(t)$ вида (1.7) и векторы $\Delta(t)$ с соответственными составляющими, характеризующими законы искривления их аэродинамического регулирования.

Заметим, что вектор $u(t)$, образованный с помощью ряда методов, оценивается посредством подставления в систему уравнений (1.3), (1.4) и симуляцией поведения БЛА интегрированием его численно при заданных исходных условиях (1.5), (1.6).

После вынесения заключения о соответствии в полном объеме программируемому летному заданию рассчитываются составляющие вектора $\Delta(t)$ прямого управления БЛА, которые фиксируются в БЦВМ САУ на стадии подготовки БЛА к полету.

Немаловажную значимость в функционировании БЛА имеет режим командного управления полетами, что практически не отображено во всевозможных источниках. Режим командного управления БЛА должен соответствовать стабилизационному режиму БЛА.

Помимо классического представления управляемого движения БЛА в форме (1.1) рекомендуется применять и формальное отображение командно-управляемого движения БЛА, который описывается системой векторных дифференциальных уравнений следующего вида:

$$\dot{x} = f(t, x, K), \quad t \in [t_0, t_k]; \quad x(t_0) = x_0. \quad (1.10)$$

Совокупность K управляющих команд БЛА, содержащихся в правой стороне этих равенств, принимает форму:

$$K = \{k_1(a), k_2(a), \dots, k_m(a)\}, \quad (1.11)$$

Здесь $k_j(a)$ - обозначение (шифр, код, номер) j -й команды управления; a - вектор характеристик, определяющий необходимые действия БЛА при выполнении определенных команд управления, $j \in \overline{(1, m)}$.

На данный момент подобные команды транслируются оператором управления БЛА через радиоканал "МНПУ-БЛА" и служат для осуществления "ручного режима" управления ДПЛА.

Допустим, чтобы осуществить маневр "пикирование БЛА с высоты h_1 при угле θ с последующим переходом к полёту по ровной траектории на высоте h_2 " применяется команда k_r - " снижение БЛА с параметрами вектора $a = (h_1, \theta, h_2)$ " Для совершения маневра "вираж БЛА радиусом r на высоте h " применяется команда k_s - " разворот вправо с вектором $a = (+1, r, h)$ ", в которой $(+1)$ подразумевает выполнение заданного типа разворота, $r, s \in \overline{(1, m)}$.

Заметим, что для каждого промежутка времени $t \in [t_0, t_k]$ на правой стороне формулы (1.10) может существовать лишь единственный элемент множества K . Из этого следует, что на БЛА в каждый промежуток времени t влияет только одна определенная команда управления $k_j(a), j \in \overline{(1, m)}$.

Рассмотрим булеву функцию:

$$w_j(t) = \begin{cases} 1, & \text{если в промежутке времени } t \in [t_0, t_k] \\ & \text{для исполнения выбрана команда } k_j(a) \in K; \\ 0, & \text{в обратном случае, } j \in \overline{(1, m)} \end{cases} \quad (1.12)$$

Условие, при котором в каждый промежуток полетного времени БЛА осуществляется исключительно одна команда управления, образуется так:

$$\sum_{j=1}^m w_j(t) = 1, \quad t \in [t_0, t_k] \quad (1.13)$$

В этом случае модель управляемого командой движения БЛА будет иметь вид:

$$\dot{x} = f\left(t, x, \sum_{j=1}^m k_j(a)w_j(t)\right), \quad t \in [t_0, t_k]; \quad x(t_0) = x_0. \quad (1.14)$$

В данном случае уравнения (1.14) действуют как система уравнений (1.1). При этом определение управляющих воздействий на БЛА может считаться выбором на временном интервале $t \in [t_0, t_k]$ функций $w_1(t), w_2(t), \dots, w_m(t)$, отвечающих требованиям (1.12), (1.13) и поставленной целевой задачи.

Управление БЛА по радиокомандам производится диспетчером, находящимся в штате МНПУ БАК, следующим путем.

Диспетчер подбирает команду управления, подлежащую выполнению, из перечня номеров и названий команд (1.11), отображаемых на дисплее монитора АРМ. По заданной команде k_j используя манипулятор, оператор устанавливает параметры вектора a , соответствующие желаемым показателям параметров полета БЛА (маневра) и временному отрезку $[\tau_j, \tau_{j+1}]$ его исполнения, $j = \overline{(1, m)}$. Указанные параметры пересылаются по радиоканалу на бортовую систему БЛА, затем в БЦВМ САУ настраиваются определенные типовые программы прямого управления БЛА и по полученным результатам значениям вектора прямого управления $\Delta(t), t \in [\tau_j, \tau_{j+1}]$ задействуются исполнительными механизмами системы.

Существует следующие подходы для построения косвенного управления $u(t)$ БЛА всех типов, представленных на рисунке 2:

- 1 Применение принципа обратных задач динамики регулируемых систем [2].
- 2 Использование принципов оптимального управления и вариационного исчисления.
- 3 Применение теоретико-игрового принципа.
- 4 Использование принципов математического программирования.
- 5 Моделирование траекторий полета БЛА по данным полетов на имитаторах пилотируемых ЛА аналогичных моделей.
- 6 Использование интеллектуальных методов управления БЛА.

При выполнении задач управления полетами БЛА всех моделей, на отрезке времени $[t_0, t_k]$, следует выделить последующие стадии:

- 1 Взлет и подъем на установленную полетную высоту в интервале времени $[t_0, t_1]$.

2 Полет по горизонтали на промежутке времени $[t_1, t_2]$ в область полетного задания (ПЗ).

3 Осуществление ПЗ в пределах предусмотренного времени $[t_2, t_3]$.

4 Подлет к посадочной площадке за интервал времени $[t_3, t_4]$.

5 Спуск и приземление БЛА в промежутке времени $[t_4, t_5]$.

Главной целью выдвинутой теории считается создание способов генерации векторов $u_1(t), u_2(t), \dots, u_5(t)$, позволяющих осуществлять полеты БЛА на отрезке $[t_0, t_5]$. При составлении алгоритмов каждой стадии полета БЛА с применением надлежащих численных методов решаются перечисленные ниже задачи:

а) подбор или построение вида желаемой траектории полёта БЛА;

б) построение прямого и косвенного управления, гарантирующих движение БЛА по заданной траектории.

В целях упрощения способов построения задач управления полетом БЛА на стадиях, приведенных выше, рекомендуется использовать набор дополнительных СК, приведенных на рисунке 1.3

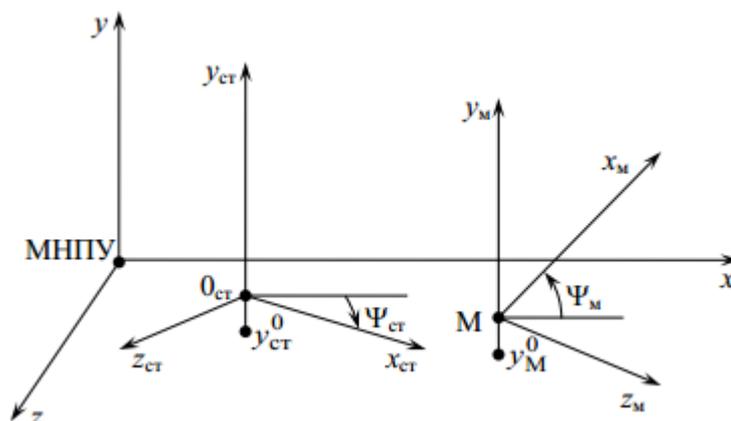


Рисунок 1.3 – Вспомогательная СК

Позиция начальной СК по отношению к стандартной земной системы МНПУху_z устанавливается по углу поворота $\Psi_{ст}$, задающему траекторию полета при пуске БЛА с МПУ БАК или с платформы (аэродрома) для вылета и приземления БЛА. При этом ось $0_{ст}x_{ст}$ расположена под углом $\Psi_{ст}$ относительно оси МНПУх. Ось $0_{ст}z_{ст}$ также развернута на такой же угол относительно оси МНПУz. Оси МНПУу и $0_{ст}y_{ст}$ сходятся. В этом случае точка $0_{ст}$ может располагаться на высоте $0_{ст}^y$ по отношению к высоте МНПУ БАК.

Помимо этого, рассмотрим маневренную СК со стартовой точкой М. Ось Mx_m данной системы развернута на угол Ψ_m касательно оси МНПУх, а оси M_y_m и МНПУу совпадают по направлениям.

Если посредством $(x_{ст}^0, y_{ст}^0, z_{ст}^0)$ выразить координаты точки $0_{ст}$ в опорной СК МНПУху_z, тогда формулы для вычисления параметров координат БЛА, принятых в начальной СК, в опорную СК принимают форму:

$$\begin{aligned}
x(t) &= (x_{ст}(t) - x_{ст}^0)\cos\Psi_{ст} + (z_{ст}(t) - z_{ст}^0)\sin\Psi_{ст}; \\
y(t) &= y_{ст}^0 + y_{ст}(t); \\
z(t) &= -(x_{ст}(t) - x_{ст}^0)\sin\Psi_{ст} + (z_{ст}(t) - z_{ст}^0)\cos\Psi_{ст},
\end{aligned}
\tag{1.15}$$

Здесь $x_{ст}(t), y_{ст}(t), z_{ст}(t)$ - это параметрическое изображение траектории движения БЛА в начальной СК.

Подобные формулы для перехода от маневренного СК с серединой М в точке (x_M^0, y_M^0, z_M^0) к опорному СК имеют вид:

$$\begin{aligned}
x(t) &= (x_M(t) - x_M^0)\cos\Psi_M + (z_M(t) - z_M^0)\sin\Psi_M; \\
y(t) &= y_M^0 + y_M(t); \\
z(t) &= -(x_M(t) - x_M^0)\sin\Psi_M + (z_M(t) - z_M^0)\cos\Psi_M.
\end{aligned}
\tag{1.16}$$

Где $x_{ст}(t), y_{ст}(t), z_{ст}(t)$ - это параметрическое изображение траектории движения БЛА в СК $Mx_M y_M z_M$.

Для отсчета положения опорный СК МНПУхуz, принимается ориентир локальный географической СК, при таком раскладе ось МНПУх располагается в северном направлении, ось МНПУz - в восточном, а ось МНПУу - вертикально вверх по локальной вертикали.

1.4 Пространственные модели движения БЛА

В научной литературе по летной динамике ЛА представляется жестким телом с 6 степенями свободы, в котором осуществляется 3 варианта поступательных движений его ЦМ и 3 варианта вращательных движений касательно ЦМ.

Динамические уравнения перемещения ЦМ БЛА в скоростной системе координат (СК) выглядят следующим образом:

$$m\dot{V} = \sum F_x; \tag{1.17}$$

$$mV\omega_z = \sum F_y; \tag{1.18}$$

$$mV\cos\theta\omega_y = \sum F_z. \tag{1.19}$$

Уравнения динамики вращения БЛА относительно своего ЦМ в сопутствующей СК в общем виде имеют форму:

$$\begin{aligned}
J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z &= M_x; \\
J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z &= M_y; \\
J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_y \omega_x &= M_z.
\end{aligned}
\tag{1.20}$$

В приведенных выражениях применяются следующие обозначения:

m - вес БЛА; $V = V(t)$ - показатель скорости БЛА в момент времени t ; $\dot{V} = \dot{V}(t)$ - показатель скорости БЛА в момент времени t ; $\theta = \theta(t)$ - это угол склонения траектории БЛА; $\sum F_x, \sum F_y, \sum F_z$ совокупность проекций всех воздействующих на БЛА сил на оси (ЦМх), (ЦМу) и (ЦМz) скоростной СК; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - это угловые скорости вращения БЛА по отношению к связанным координатным осям СК; M_x, M_y, M_z - совокупность значений моментов всех сил, воздействующих на БЛА по отношению к его ЦМ, на этих осях; J_x, J_y, J_z - центральные моменты инерции БЛА касательно осей соответствующих СК.

С целью гармонизации систем координат, применяемых для обозначения движения БЛА, применяют указанные ниже уравнения:

$$\begin{aligned}
\dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\
\dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\
\dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)
\end{aligned}
\tag{1.21}$$

$$\begin{aligned}
\sin \theta &= \cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta - (\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \sin \beta \sin \gamma) \cos \vartheta; \\
\sin \Psi \cos \theta &= \cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \vartheta \\
&\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \\
&\quad - \sin \beta (\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma); \\
\sin \gamma_c \cos \theta &= \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma - \\
&\quad - \cos \vartheta (\sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma);
\end{aligned}
\tag{1.22}$$

$$\begin{aligned}
\dot{x} &= V \cos \theta \cos \Psi \\
\dot{y} &= V \sin \theta; \\
\dot{z} &= V \cos \theta \sin \Psi.
\end{aligned}
\tag{1.23}$$

где ψ, ϑ, γ - углы рыскания, тангажа и крена БЛА соответственно; Ψ - угол наклона траектории БЛА; α, β - углы атаки и проскальзывания БЛА; x, y, z - значения координат БЛА в нормальной СК (МНПУхуz), показанные на рисунке 1.3.

Система уравнений (1.17) - (1.23), содержащая 15 уравнений, характеризует пространственное передвижение бесконтрольного полета БЛА по отношению к координатным осям планеты.

Данная система считается замкнутой, поскольку количество неизвестных функций $V(t)$, $\theta(t)$, $\Psi(t)$, $\alpha(t)$, $\beta(t)$, $\gamma_c(t)$, $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$, (t) , $\psi(t)$, $\gamma(t)$, $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$ соответствует его порядку.

Для реализации регулируемого полета БЛА эти уравнения должны быть дополнены уравнениями для углов отклонения элементов прямого управления (см. выражение (1.9)), которые изменяют значения правых составляющих уравнений (1.17)-(1.23) и соответственно расположение БЛА в пространстве.

Элементы аэродинамического регулирования движения БЛА традиционной схемы показаны на рисунке 1.4.

Данные элементы выполняют последующие воздействия на параметры полета БЛА:

-угол δ_B изменения в руле высоты, влияет на угол тангажа ϑ , на величину момента M_z и угловой скорости ω_z ;

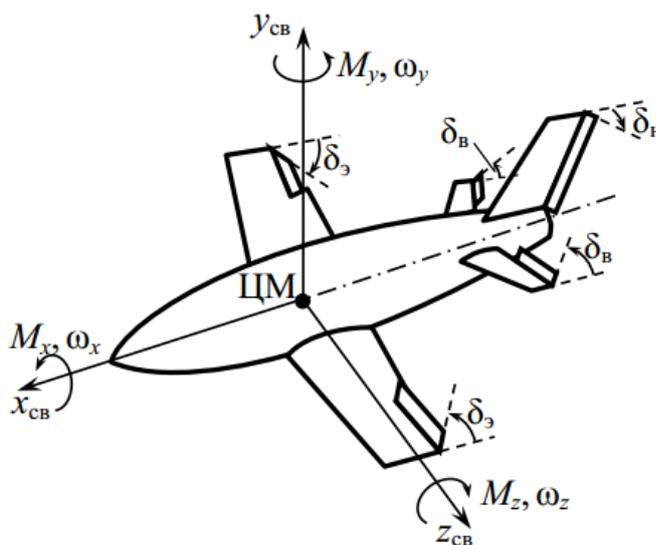


Рисунок 1.4 – Элементы аэродинамического регулирования БЛА

-угол δ_H изменения руля направления, который влияет на угол рысканья ψ , момент M_y и угловую скорость ω_y ;

-угол δ_3 поворота элеронов, который влияет на величину угла крена γ , что приводит к изменению параметров M_x , ω_x , M_y и ω_y .

В этом случае предполагается, что углы δ_3 и δ_B будут положительными при смещении соответствующих элементов управления вниз, а угол δ_H окажется положительным при смещении руля направления в правую сторону.

Подбирая определенные законы изменения величин $\delta_B = \delta_B(t)$, $\delta_3 = \delta_3(t)$, $\delta_H = \delta_H(t)$ по времени, удастся получить разнообразные формы

перемещения как ЦМ БЛА, так и касательно его ЦМ, характеризующиеся формулами (1.17)-(1.23).

Следует учесть, что при использовании БЛА других компоновочных схем набор элементов управления будет иным. К примеру, для БЛА конструкции "утка" в качестве δ_v выступает угол поворота фронтального стабилизатора, а для БЛА конструкции "летающее крыло" - углы отклонения дифференциальных элеронов.

Модель в форме (1.17) - (1.23) составляет очень громоздкую систему нелинейных дифференциальных и трансцендентальных уравнений 15-го порядка, практически неприменимую для составления оперативных программ полетов БЛА сотрудниками БАК.

В целях практической оптимизации разработки процессов программирования полета БЛА мы упростим приведенную выше модель.

При решении задач траектории рассмотрим БЛА в качестве материальной точки массы m , перемещение которой характеризуется формулами (1.17)-(1.19) и (1.23).

Рассмотрим допущения, делающие возможным исключение формул (1.20) и (1.22) из рассмотрения в оперативном программировании полетов БЛА.

В настоящем полете после выполнения отклонений рулей $\delta v \neq 0$, $\delta e \neq 0$ и $\delta n \neq 0$ углы α , β и γ в следствии колебаний БЛА относительно своего ЦМ образуются не мгновенно, а по истечении некоторого интервала времени, именуемого временем переходных процессов БЛА по тангажу, рысканию и крену.

Предполагая, что эти времена должны составлять довольно малое время для достаточно эффективного управления БЛА, допустимо принять, что углы α , β и γ моментально изменяются при изменении позиций соответствующих управляющих элементов БЛА.

Подобное допущение об идеальности системы управления БЛА дает возможность рассматривать его в качестве безынерционного ротационного объекта, относительно которого соблюдаются приведенные ниже условия [10]:

$$\begin{aligned} J_x = J_y = J_z = 0 \\ M_x = M_y = M_z = 0 \end{aligned} \quad (1.24)$$

Это значит, что с изменением параметров регулирующих воздействий углы α , β , γ моментально приобретают величины, с которыми все перечисленные моменты равняются нулю. В данном случае подразумевается, что БЛА построен как уравновешенный стабильный объект, по отношению к которому условия (1.24) удовлетворяются в ходе всего полета.

Вероятность использования модели (1.17) - (1.19) на практике обосновывается еще и тем, что движение ЦМ БЛА имеет значительную инерцию, а его колебания относительно ЦМ приводят к сравнительно незначительному смещению траектории полета БЛА [11].

Предположим, что угловые скорости $\omega_z = \dot{\theta}$ и $\omega_y = \dot{\Psi}$. В таком случае эти формулы приобретают следующую форму:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= \sum F_x; \\ mV\dot{\theta} &= \sum F_y; \\ mV \cos \theta \dot{\Psi} &= \sum F_z. \end{aligned} \quad (1.25)$$

Уточним правые составляющие получившихся формул. Общеизвестно, что на БЛА в полете действуют такие силы, прикладываемые к ЦМ БЛА: $G = mg$ - сила тяжести БЛА; P - сила тяги двигателей БЛА; X - сила сопротивления; Y - сила подъема; Z - поперечная сила,

На рисунке 1.5 показано размещение указанных сил в плоскостях скоростной (ЦМ $x_{ск}y_{ск}$), связанной (ЦМ $x_{св}y_{св}$) и земной (ЦМ $xу$) координатных системах.

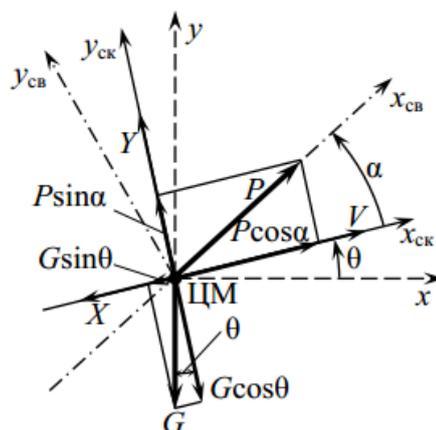


Рисунок 1.5 – Расположение сил действующих на ЦМ БЛА в СК

Из данного рисунка вытекает, что суммарная проекция сил на ось (ЦМ $x_{ск}$) принимает форму:

$$\sum F_x = P \cos \alpha - X - G \sin \theta \quad (1.26)$$

Следовательно, суммарная проекция сил на ось (ЦМ $y_{ск}$) рассчитывается как:

$$\sum F_y = P \sin \alpha + Y - G \cos \theta \quad (1.27)$$

Совокупность сил (1.26) создает возможность изменения значения вектора скорости $V(t)$ полета БЛА. Равным образом, вторая совокупность сил (1.27) осуществляет поворот вектора скорости $V(t)$ относительно ЦМ на угол θ по отношению к земной и скоростным СК.

Перечислим совокупность сил, составляющих сумму $\sum F_z$, обеспечивающую вращение вектора скорости $V(t)$ относительно оси ($ЦМ_{у_{СК}}$) на угол Ψ между осями ($ЦМ_x$) и ($ЦМ_{x_{СК}}$). Пути реализации подобного вращения БЛА представлены на рисунке 6.

БЛА может выполнить поперечный маневр на неизменной высоте полета благодаря отклонению руля на угол δ_H и возникающей при этом поперечной аэродинамической силе Z (рисунок 1.6,а).

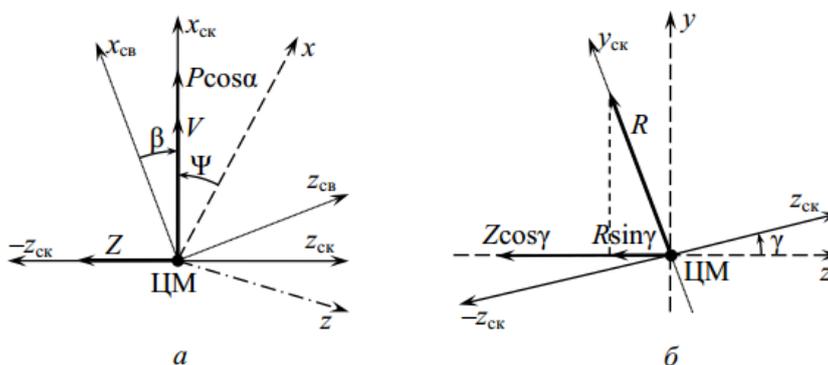


Рисунок 1.6 – Вращение БЛА вокруг ЦМ в СК

Во втором методе БЛА совершает поперечное движение благодаря углу крена γ , который возникает из-за соответственного угла наклона элеронов δ_δ (Рисунок 1.6,б).

В данном рисунке сила R представляет собой сумму всех сил, действующих на положительную полуось ($ЦМ_{у_{СК}}$), и определяется как:

$$R = Y + P \sin \alpha.$$

В таком раскладе под воздействием силы возникнет поворот вектора скорости $V(t)$ на угол Ψ :

$$Z^* = (Y + P \sin \alpha) \sin \gamma + z \cos \gamma.$$

Поскольку при крене БЛА появляется угол скольжения β , получается, что

$$\sum F_z = (P \sin \alpha + Y) \sin \gamma + (-P \cos \alpha \sin \beta + Z) \cos \gamma. \quad (1.28)$$

Следовательно, формулы (1.25) после внесения в них значений выражений (1.26)-(1.28) приобретут следующую форму:

$$\begin{aligned}
mV\dot{\theta} &= (P \sin \alpha + Y) \cos \gamma - (Z - P \cos \alpha \sin \beta) \sin \gamma - mg \cos \theta; \\
m\dot{V} &= P \cos \alpha \sin \beta - X - mg \sin \theta; \\
mV \cos \theta \cdot \dot{\Psi} &= (P \sin \alpha + Y) \sin \gamma + (Z - P \cos \alpha \sin \beta) \cos \gamma.
\end{aligned}
\tag{1.29}$$

В данные формулы включены углы α и β , значения которых, как демонстрирует практика, при реальных полётах БЛА не превосходят 20° (0,349 рад).

$$\sin \alpha \approx \alpha; \sin \beta \approx \beta,$$

С погрешностью не выше 2%.

Выражения вида:

$$\sin \alpha \approx 1; \sin \beta \approx 1,$$

Увеличивает погрешность до 6%:

$$\begin{aligned}
m\dot{V} &= P - X - mg \sin \theta; \\
mV\dot{\theta} &= (P\alpha + Y) \sin \gamma - (Z + P\beta) \sin \gamma - mg \cos \theta; \\
mV \cos \theta \cdot \dot{\Psi} &= (P\alpha + Y) \sin \gamma + (z + P\beta) \cos \gamma.
\end{aligned}$$

В обычной форме данная система дифференциальных уравнений представляется в виде:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= \frac{P - X}{m} - g \sin \theta, \quad t \in [t_0, t_k]; \\
\dot{\theta} &= \frac{(P\alpha + Y) \cos \gamma - (Z - P\beta) \sin \gamma}{mV} - \frac{g}{V} \sin \theta; \\
\dot{\Psi} &= \frac{(P\alpha + Y) \sin \gamma + (Z - P\beta) \cos \gamma}{mV \cos \theta}.
\end{aligned}$$

2 Расчетная часть

2.1 Математическая модель

Система автоматического управления движением центра масс рассматриваемого БЛА состоит из внутреннего контура демпфирования колебаний углового движения и внешнего контура управления линейным ускорением (Рисунок 2.1) [12].

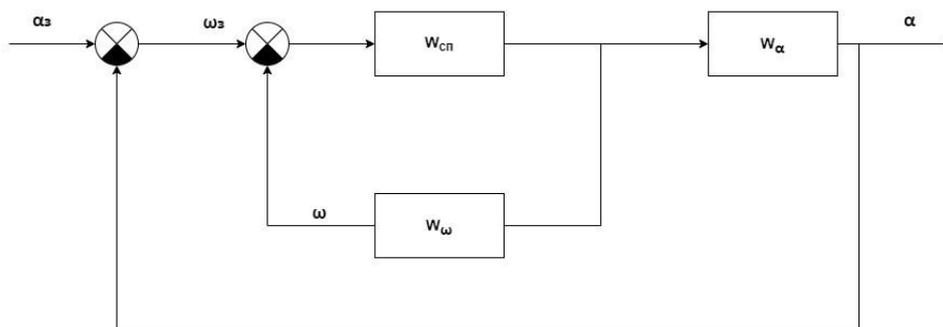


Рисунок 2.1 - Структурная схема канала управления ускорением центра масс

На рисунке 2.1 - W_{α} , W_{ω} , – передаточные функций летательного аппарата для ускорения α и угловой скорости ω соответственно. $W_{\text{сп}}$ – передаточная функция сервопривода

$$W_{\text{сп}} = \frac{1}{0.01s^2 + s + 1}.$$

$$W_{\alpha} = \frac{1.495s^2 + 0.9213s + 360.1}{0.01742s^2 + 0.0202s + 1}.$$

$$W_{\omega} = \frac{0.8611s + 0.6139}{0.01742s^2 + 0.0202s + 1}.$$

2.2 Получение результатов моделирования разомкнутой системы управления ускорением центра масс

Структурная схема разомкнутой системы управления ускорением центра масс и его переходная характеристика, представлена на рисунках 2.2 и 2.3, соответственно.

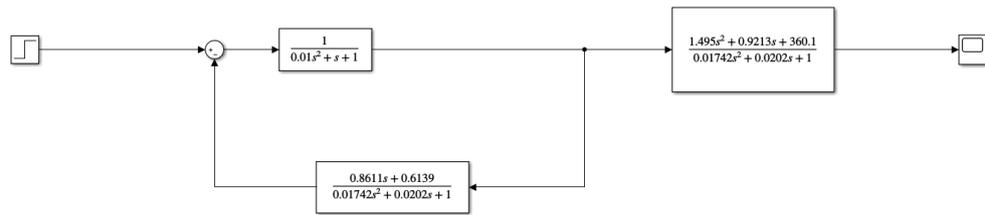


Рисунок 2.2 – Структурная схема разомкнутой системы управления ускорением центра масс в среде Matlab

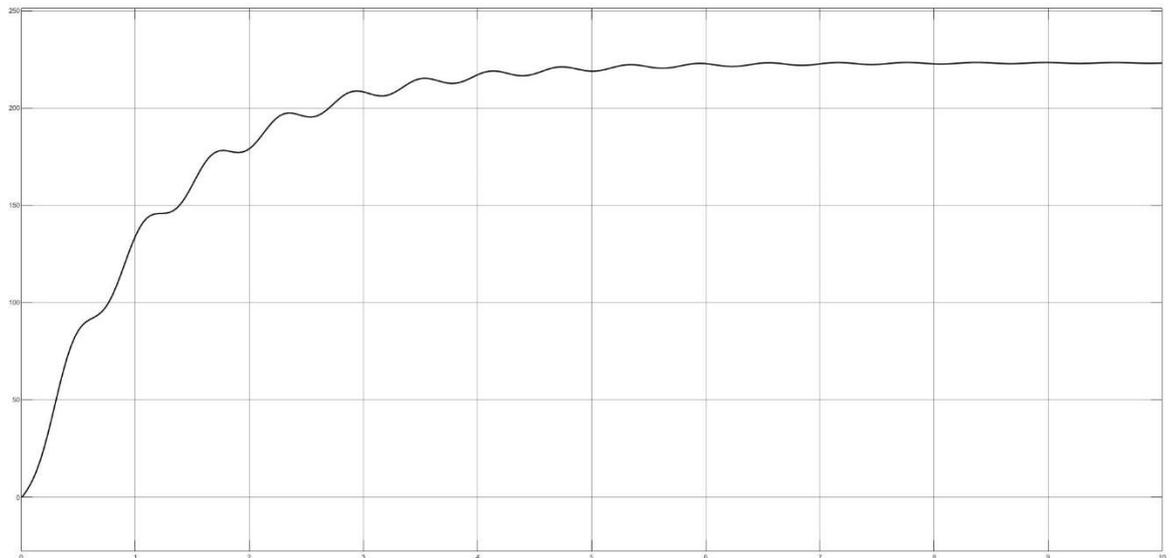


Рисунок 2.3 – Переходной процесс разомкнутой системы

Для дальнейшего исследования разомкнутой системы найдем эквивалентное уравнение

$$W_1 = \frac{1}{0.01s^2 + s + 1} \cdot \frac{1}{1 + \frac{0.8611s + 0.6139}{0.01742s^2 + 0.0202s + 1} \cdot \frac{1}{0.01s^2 + s + 1}}$$

$$= \frac{100s^2 + 115.959s + 5740.53}{s^4 + 101.16s^3 + 273.364s^2 + 10799.7s + 9264.64}$$

$$W_{\text{раз}} = \frac{100s^2 + 115.959s + 5740.53}{s^4 + 101.16s^3 + 273.364s^2 + 10799.7s + 9264.64} \cdot \frac{1.495s^2 + 0.9213s + 360.1}{0.01742s^2 + 0.0202s + 1}$$

$$= \frac{8582.09s^4 + 15240.5s^3 + 2.56595 \times 10^6s^2 + s^6 + 102.32s^5 + 448.073s^4 + 16923.8s^3 + 37480.4s^2 + 2.70067 \times 10^6s + 1.18666 \times 10^8}{+ 630703.s + 531839}$$

Нахождение частотных характеристик разомкнутой системы управления.
 Заменяем оператор Лапласа s на $j\omega$ для того, чтобы получить действительную и мнимую части разомкнутой системы:

$$W_{\text{раз}}(j\omega) = \frac{8582.09 \omega^4 - j15240.5 \omega^3 - 2.56595 * 10^6 \omega^2 + j2.70067 * 10^6 \omega + 1.18666 * 10^8}{-w^6 + j102.32w^5 + 448.073w^4 - j16923.8w^3 - 37480.4w^2 + j630703 + 531839}$$

Умножаем дробь на сопряженное число:

$$W_{\text{раз}}(j\omega) = \frac{8582.09 \omega^4 - j15240.5 \omega^3 - 2.56595 * 10^6 \omega^2 + j2.70067 * 10^6 \omega + 1.18666 * 10^8}{-w^6 + j102.32w^5 + 448.073w^4 - j16923.8w^3 - 37480.4w^2 + j630703 + 531839} * \frac{-w^6 - j102.32w^5 + 448.073w^4 + j16923.8w^3 - 37480.4w^2 - j630703 + 531839}{-w^6 - j102.32w^5 + 448.073w^4 + j16923.8w^3 - 37480.4w^2 - j630703 + 531839}$$

$$W_{\text{раз}}(j\omega) = \frac{-8582.09\omega^{10} - j862879\omega^9 + 4.85194 * 10^6 \omega^8 + j3.9826 * 10^8 \omega^7 - 1.0558 * 10^9 \omega^6 - j5.9199 * 10^{10} \omega^5 + 9.85903 * 10^{10} \omega^4 + 4.50134 * 10^8 \omega^6 + 2.32292 * 10^{10} \omega^4 + j3.517310^{12} \omega^3 - 4.10910^{12} \omega^2 - j7.34067\omega + 6.31112 * 10^{13}}{w^{12} + 11365.5 w^{10} + 3.73902 * 10^6 w^8 - 1.0558 * 10^9 w^6 - j5.9199 * 10^{10} w^5 + 9.85903 * 10^{10} w^4 + 4.50134 * 10^8 w^6 + 2.32292 * 10^{10} w^4 + j3.517310^{12} w^3 - 4.10910^{12} w^2 - j7.34067w + 6.31112 * 10^{13} + 4.37653 * 10^{11} w^2 + 2.82853 * 10^{11}}$$

Отделяем действительную и мнимую часть по формуле:

$$W_{\text{раз}}(j\omega) = \text{Re}(w) + j\text{Im}(w),$$

$$\text{Re}(w) = \frac{8582.09\omega^{10} + 4.85194 * 10^6 \omega^8 - 1.0558 * 10^9 \omega^6 + 9.85903 * 10^{10} \omega^4 - 4.10910^{12} \omega^2 + 6.31112 * 10^{13} + 2.32292 * 10^{10} \omega^4 + 4.37653 * 10^{11} \omega^2 + 2.82853 * 10^{11}}{w^{12} + 11365.5 w^{10} + 3.73902 * 10^6 w^8 + 4.50134 * 10^8 w^6 + 9.85903 * 10^{10} w^4 - 4.10910^{12} w^2 + 6.31112 * 10^{13} + 2.32292 * 10^{10} \omega^4 + 4.37653 * 10^{11} \omega^2 + 2.82853 * 10^{11}}$$

$$\text{Im}(w) = \frac{-862879w^9 + 3.9826 * 10^8 w^7}{w^{12} + 11365.5 w^{10} + 3.73902 \times 10^6 w^8 + 4.50134 \times 10^8 w^6 - 5.9199 * 10^{10} w^5 + 3.517310^{12} w^3 - 7.34067w + 2.32292 \times 10^{10} w^4 + 4.37653 \times 10^{11} w^2 + 2.82853 \times 10^{11}}$$

Построим амплитудно-фазовую частотную характеристику разомкнутой системы, которая представлена на рисунке 2.4.

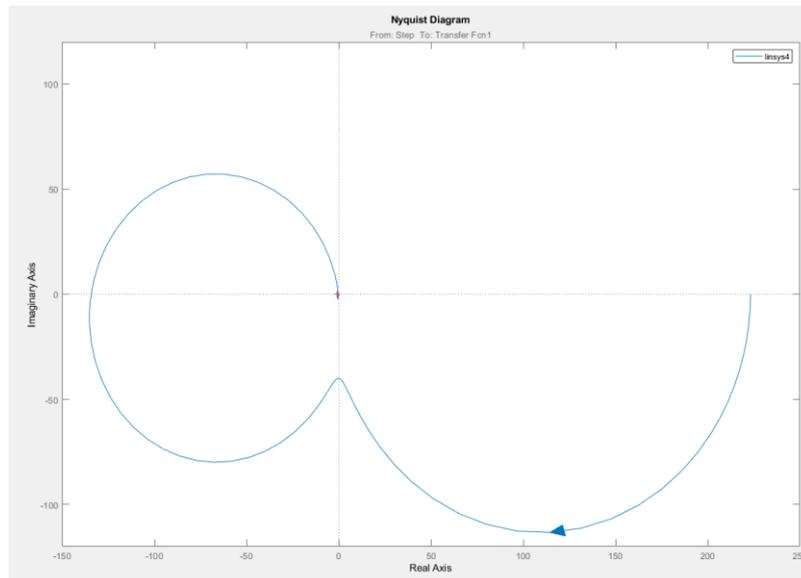


Рисунок 2.4 – АФЧХ разомкнутой системы

Построим амплитудно-частотную и фазо-частотные характеристики разомкнутой системы, которая представлена на рисунке 2.5.

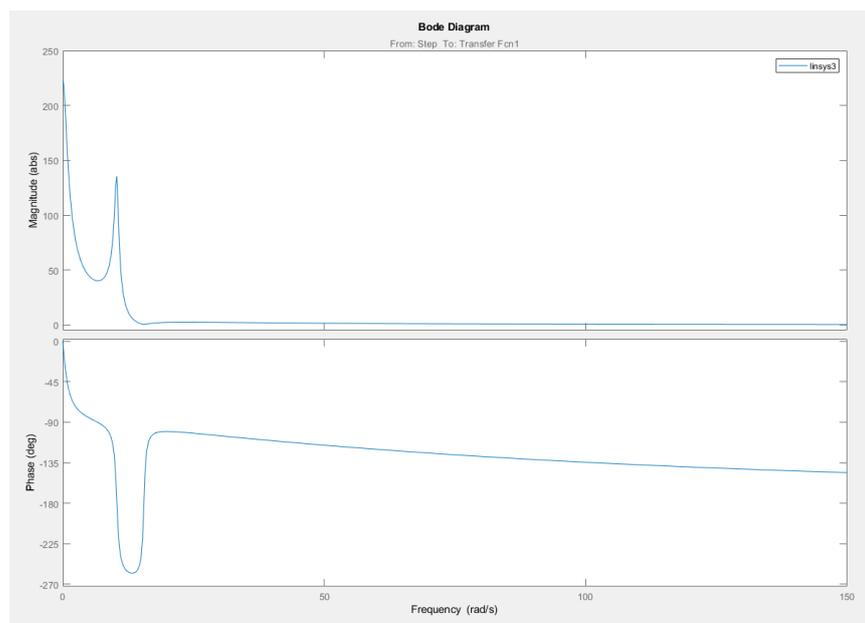


Рисунок 2.5 – АЧХ и ФЧХ разомкнутой системы

2.3 Определение устойчивости разомкнутой и замкнутой систем управления

Для дальнейшего исследования системы управления необходимо определить устойчивость системы. Системы могут быть устойчивы, неустойчивы и на границе устойчивости. Существует множество методов определения устойчивости системы. Однако наиболее простым для использования является первый метод Ляпунова.

Первый метод Ляпунова использует корни характеристического полинома для определения устойчивости системы управления и имеет следующие условия.

-Теорема 1. Динамическая система устойчива, если и только если все ее полюса имеют отрицательные действительные части (полюса левые).

-Теорема 2. Динамическая система неустойчива, если и только если хотя бы один из ее полюсов имеет положительную действительную часть (полюса правые).

-Теорема 3. Динамическая система на границе устойчивости, если и только если она имеет хотя бы один нулевой или пару чисто мнимых полюсов, при отрицательности остальных полюсов [13].

Нахождение полюсов разомкнутых и замкнутых систем с помощью программного обеспечения Matlab, представлена на рисунках 2.6 и 2.7 соответственно.

```
>> G1=tf([8582.09 15240.5 2.56595*10^6 2.70067*10^6 1.18666*10^8],[1 102.32 448.073 16923.8 37480.4 630703 531839])
G1 =
      8582 s^4 + 1.524e04 s^3 + 2.566e06 s^2 + 2.701e06 s + 1.187e08
-----
      s^6 + 102.3 s^5 + 448.1 s^4 + 1.692e04 s^3 + 3.748e04 s^2 + 630703 s + 531839
Continuous-time transfer function.
>> pole(G1)
ans =
-99.4945 + 0.0000i
-0.3975 + 10.3324i
-0.3975 - 10.3324i
-0.5798 + 7.5544i
-0.5798 - 7.5544i
-0.8709 + 0.0000i
```

Рисунок 2.6 – Полюса разомкнутой системы

По 1 теореме Ляпунова система устойчива, поскольку все полюса имеют отрицательную действительную часть.

```

>> D1=tf([8582.09 15240.5 2.56595*10^6 2.70067*10^6 1.18666*10^8],[1 102.32 9030.16 32164.3 2.60343*10^6 3.33137*10^6 1.19198*10^8])
D1 =
      8582 s^4 + 1.524e04 s^3 + 2.566e06 s^2 + 2.701e06 s + 1.187e08
-----
      s^6 + 102.3 s^5 + 9030 s^4 + 3.216e04 s^3 + 2.603e06 s^2 + 3.331e06 s + 1.192e08
Continuous-time transfer function.

>> pole(D1)
ans =
-51.0532 +78.1493i
-51.0532 -78.1493i
 0.4730 +15.4295i
 0.4730 -15.4295i
-0.5798 + 7.5544i
-0.5798 - 7.5544i

```

Рисунок 2.7 – Полюса замкнутой системы

По 2 теореме Ляпунова системы не устойчива, поскольку имеются полюса с положительной действительной частью. Одна это обусловлено особенностями объекта управления. Поскольку объект управления является БЛА с твердотопливными двигателями, происходит процесс ускорения, что можно увидеть на переходном процессе замкнутой системы на рисунке 2.8

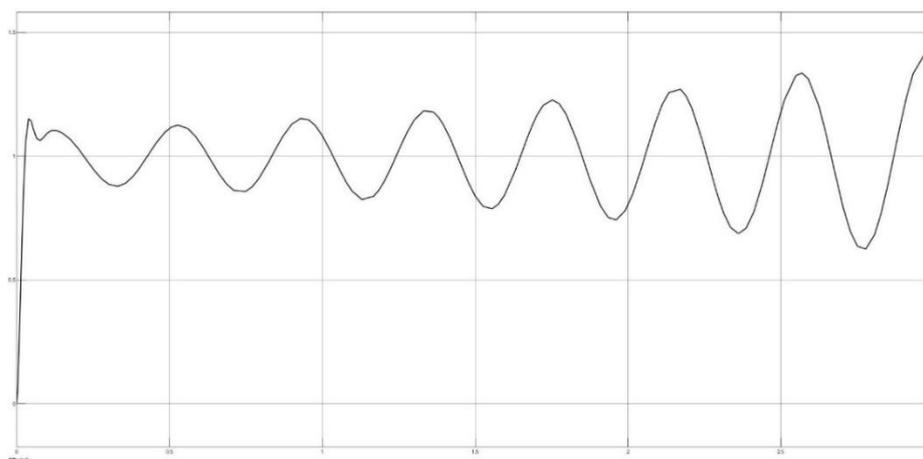


Рисунок 2.8 – Переходная характеристика замкнутой системы

Поскольку процесс имеет ускорения на переходной характеристике видно, что процесс плавно расходится.

2.4 Нахождение желаемых параметров PID регулятора используя tuning

PID Tuner может автоматически настраивать коэффициенты ПИД регулятора для получения оптимального результата, который будет сбалансирован между надежностью и производительностью. Получим переходную характеристику системы после использования PID Tuner, показана на рисунке 2.9

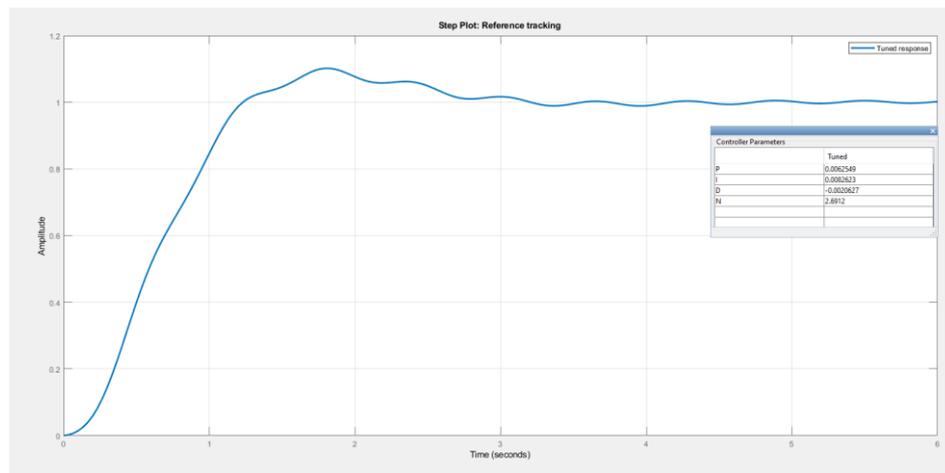


Рисунок 2.9 – Переходная характеристика системы управления после использования PID tuner

Далее с помощью переходной характеристики найдем прямые оценки качества, показанные на рисунке 2.10.

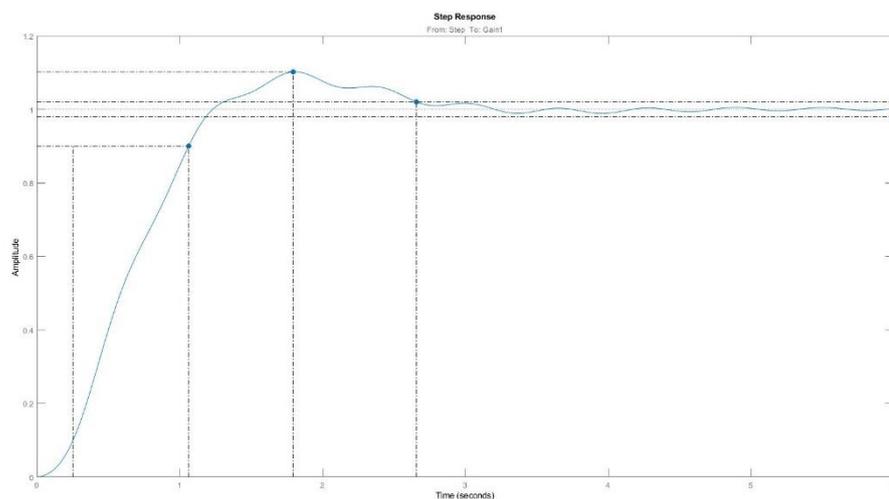


Рисунок 2.10 – Прямые оценки качества переходного процесса

Прямые оценки качества переходного процесса:

- 1 Время регулирования, $T_{set} = 2.66\text{с}$;
- 2 Перерегулирование, $P_{ov} = 10\%$;
- 3 Число колебаний, $M = 4.44$;
- 4 Колебательность, $\mu = 96\%$;
- 5 Период колебаний, $\omega_{osc} = 10.5$;
- 6 Время достижения первого максимума, $T_p = 1.79\text{с}$;
- 7 Время нарастания, $T_R = 0.81\text{с}$;
- 8 Декремент затухания, $\chi = 1.67$;

Необходимо найти запасы устойчивости системы управления, представленные на рисунке 2.11

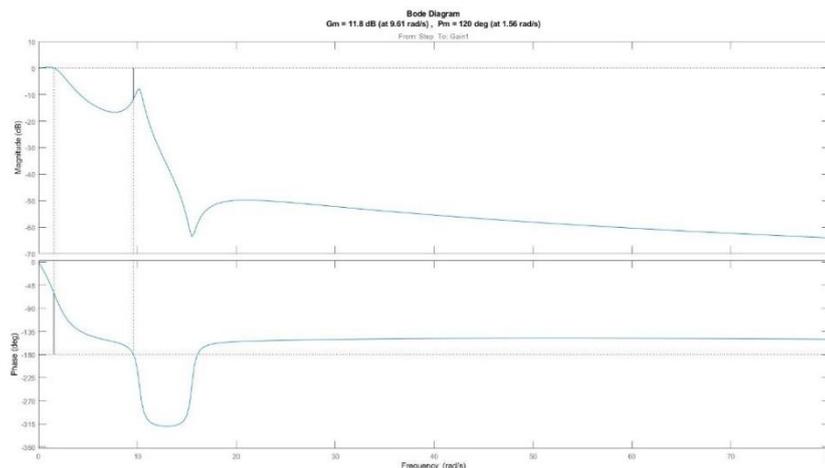


Рисунок 2.11 – Запасы устойчивости системы управления с использованием PID регулятора

Запас устойчивости по амплитуде составил $\Delta M = 11,8\text{dB}$, а по фазе $\Delta\varphi = 120^\circ$, что соответствует требованиям к запасу устойчивости.

2.5 Нахождения параметров PID регулятора методом Циглера-Никольса 2 для получения для желаемых результатов

Этот метод настройки регулятора является одним из крайне известных. Принцип этого метода заключается в следующем: Системы выводятся на границу устойчивости, пока в контуре не появятся незатухающие колебания. Эти колебания достигаются нулевыми значениями I и D составляющих регулятора и подбором коэффициента передачи. Получив нужное значения коэффициента передачи, а также получив период автоколебаний при нем, по эмпирическим формулам мы вычисляем параметры настройки регулятора. Этот метод является простым, но не учитывает требований к запасу устойчивости [14].

Включим в схему P-регулятор с неизвестным параметром, k_{cr} , схема показана на рисунке 2.12:

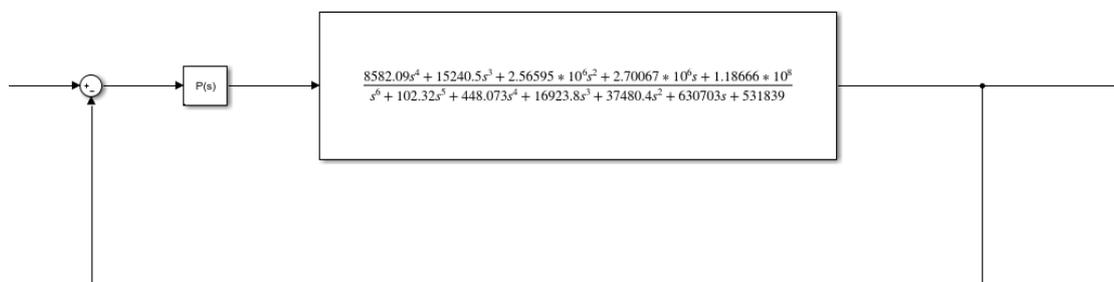


Рисунок 2.12 – система управления ускорением центра масс для нахождения k_{cr}

Получим передаточную функцию замкнутой системы с неизвестным коэффициентом передачи:

$$W_{кр} = \frac{k s^4 + 1.77585 k s^3 + 298.989 k s^2 + 0.000116522 s^6 + 0.0119225 s^5 + 0.0522102 s^4 + k s^4 + 1.97199 s^3 + 314.687 k s + 13827.2 k}{+1.77585 k s^3 + 4.36728 s^2 + 298.989 k s^2 + 73.4906 s + 314.687 k s + 61.9708 + 13827.2 k}$$

Определим k_{cr} в соответствии с критерием Гурвица.

Получим характеристическое уравнение замкнутой системы и определим его параметры:

$$0.000116522 s^6 + 0.0119225 s^5 + 0.0522102 s^4 + k s^4 + 1.97199 s^3 + 1.77585 k s^3 + 4.36728 s^2 + 298.989 k s^2 + 73.4906 s + 314.687 k s + 61.9708 + 13827.2 k = 0.$$

$$\begin{aligned} a_0 &= 0.000116522, a_1 = 0.0119225, a_2 = 0.0522102 + k, a_3 \\ &= 1.97199 + 1.77585 k, a_4 = 4.36728 + 298.989 k, a_5 \\ &= 73.4906 + 314.687 k, a_6 = 61.9708 + 13827.2 k. \end{aligned}$$

Строим матрицу Гурвица шестого порядка:

$$H = \begin{bmatrix} 0.0119225 & 1.97199 + 1.77585 * k & 73.4906 + 314.687 * k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.000116522 & 0.0522102 + k & 4.36728 + 298.989 * k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0119225 & 1.97199 + 1.77585 * k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.000116522 & 0.0522102 + k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0119225 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.000116522 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 61.9708 + 13827.2 * k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 73.4906 + 314.687 * k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 4.36728 + 298.989 * k & 61.9708 + 13827.2 * k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1.97199 + 1.77585 * k & 73.4906 + 314.687 * k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0522102 + k & 4.36728 + 298.989 * k & 61.9708 + 13827.2 * k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Найдем определители главных диагональных миноров матрицы Гурвица:

$$\Delta_1 H = 0.0119225.$$

$$\Delta_2 H = 0.0117156 k + 0.000392696.$$

$$\Delta_3 H = 0.0208051 k^2 - 0.0182626 k + 0.000255697.$$

$$\Delta_4 H = 2.53376 k^3 - 4.48575 k^2 + 0.0216297 k + 0.000272633.$$

$$\Delta_5 H = 286.471 k^4 - 738.771 k^3 + 9.31598 k^2 - 0.512397 k + 0.00360266.$$

$$\Delta_6 H = 3.96109 \times 10^6 k^5 - 1.01974 \times 10^7 k^4 + 83031.6 k^3 - 6507.69 k^2 + 18.061 k + 0.22326.$$

Применим критерий Гурвица:

$$a_0 > 0, a_1 > 0, a_2 > 0, a_3 > 0, a_4 > 0, a_5 > 0, a_6 > 0, \Delta_1 H > 0, \Delta_2 H > 0, \Delta_3 H > 0, \Delta_4 H > 0, \Delta_5 H > 0, \Delta_6 H > 0.$$

Находим k_{cr} основываясь на критерий Гурвица

$$-0.0044818 < k < 0.0074455.$$

Строим колебательный процесс с использованием k_{cr} для нахождения периода P_{cr} , представленного на рисунке 2.13

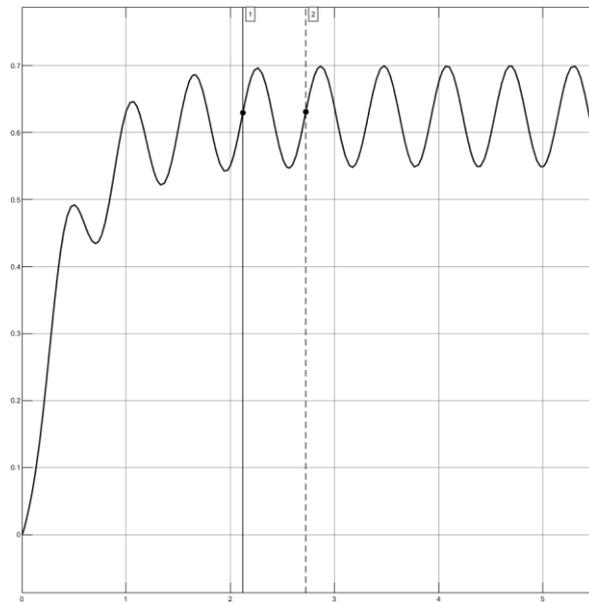


Рисунок 2.13 – Нахождение периода P_{cr}

Параметры типовых регуляторов, найденных с помощью метода Циглера-Никольса, представлены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 - Параметры типового регулятора

	P	1/I	D
P	$0.5 \cdot 0.0074 = 0.003$	-	-
PI	$0.45 \cdot 0.0074 = 0.00333$	$0.604 / 1.2 = 0.503 \rightarrow I = 1.9$	-
PID	$0.6 \cdot 0.0074 = 0.00444$	$0.604 / 2 = 0.302 \rightarrow I = 3.331$	$0.604 / 8 = 0.0755$

Сравнение переходных характеристик, регуляторов найденных методом Циглера-Никольса показаны на рисунке 2.14

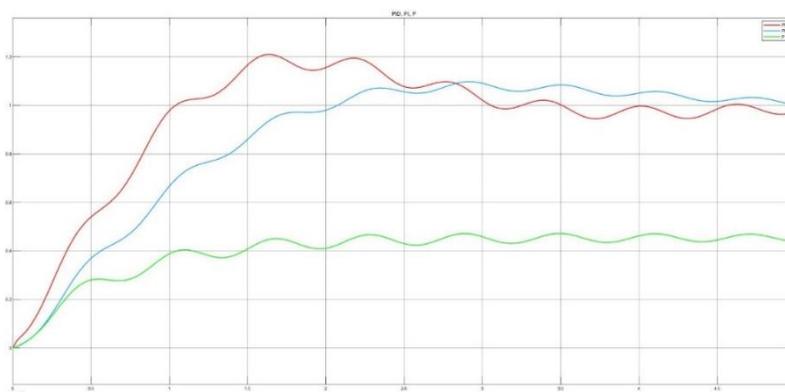


Рисунок 2.14 – Переходные характеристики системы управления с PID, PI, P регуляторами на основе метода Циглера-Никольса 2

Основываясь на графике можно предположить, что наиболее лучшими будут результаты PID, PI. Определим прямые оценки качества и запасы устойчивости систем управление с PID и PI регуляторами.

Прямые оценки качества систем с PI и PID регуляторами представлены на рисунках 2.15 и 2.17, соответственно.

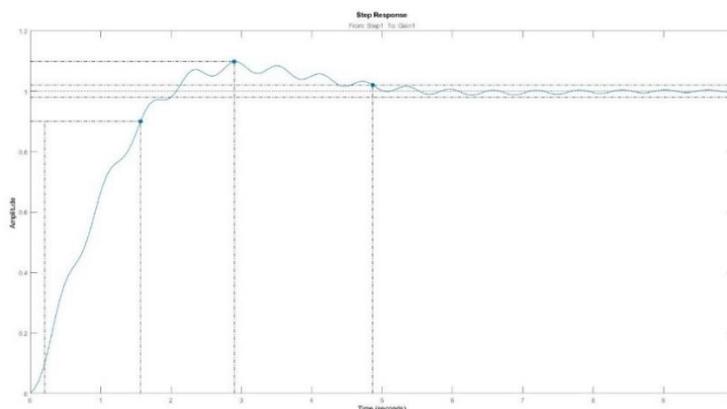


Рисунок 2.15 – Прямые оценки качества переходного процесса с PI регулятором на основе метода Циглера-Никольса 2

Прямые оценки качества переходного процесса:

- 1 Время регулирования, $T_{\text{set}} = 4.8646\text{с}$;
- 2 Перерегулирование, $P_{\text{ov}} = 9.77\%$;
- 3 Число колебаний, $M = 7.47$;
- 4 Колебательность, $\mu = 98\%$;
- 5 Период колебаний, $\omega_{\text{osc}} = 9.6$;
- 6 Время достижения первого максимума, $T_p = 2.9\text{с}$;
- 7 Время нарастания, $T_R = 1.36\text{с}$;
- 8 Декремент затухания, $\chi = 1.25$;

Находим запасы устойчивости системы, показанные на рисунке 2.16

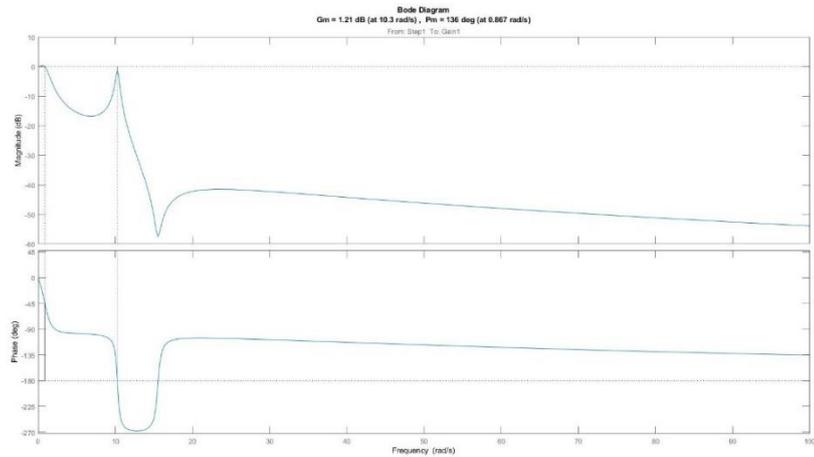


Рисунок 2.16 – Запасы устойчивости системы управления с использованием PI регулятора на основе метода Циглера-Никольса 2

Запас устойчивости по амплитуде составил $\Delta M = 1,21\text{дВ}$, а по фазе $\Delta\varphi = 136^\circ$. Запас устойчивости по фазе соответствует требуемому значению. Запас устойчивости по амплитуде не соответствует требуемому значению.

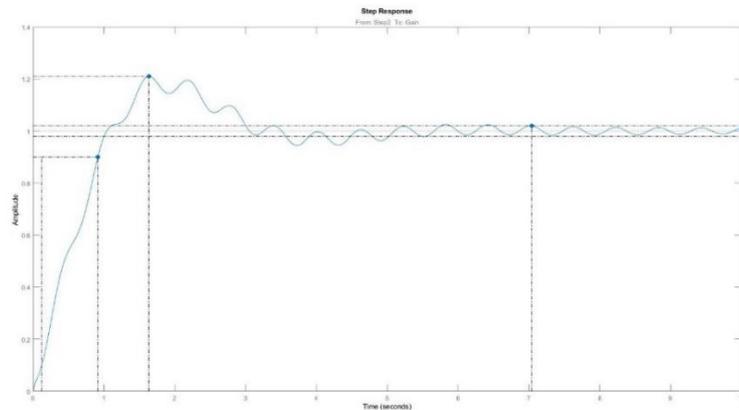


Рисунок 2.17 – Прямые оценки качества переходного процесса с PI регулятором на основе метода Циглера-Никольса 2

Прямые оценки качества переходного процесса:

- 1 Время регулирования, $T_{set} = 7.0393с$;
- 2 Перерегулирование, $P_{ov} = 21\%$;
- 3 Число колебаний, $M = 7.6$;
- 4 Колебательность, $\mu = 99\%$;
- 5 Период колебаний, $\omega_{osc} = 6.8$;
- 6 Время достижения первого максимума, $T_p = 1.636с$;
- 7 Время нарастания, $T_R = 0.7924с$;
- 8 Декремент затухания, $\chi = 1.05$;

Находим запасы устойчивости системы, показанные на рисунке 2.18

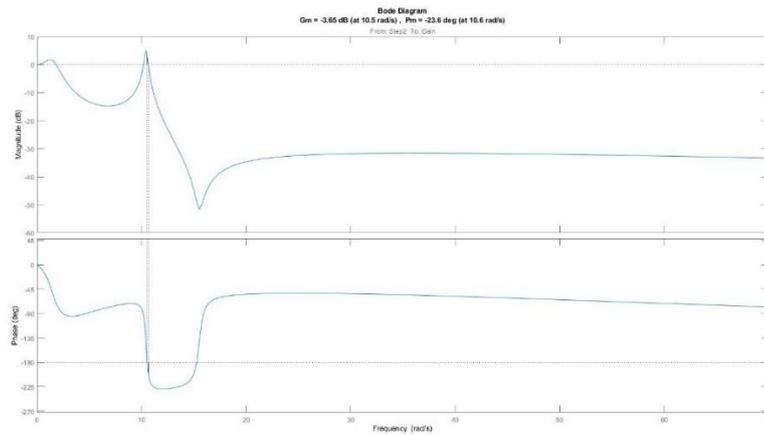


Рисунок 2.18– Запасы устойчивости системы управления с использованием PID регулятора на основе метода Циглера-Никольса 2

Запас устойчивости по амплитуде составил $\Delta M = -3.65dB$, а по фазе $\Delta\varphi = -23.6^\circ$, что не соответствует требованиям к запасу устойчивости.

Сравним результаты полученные PID Tune и методом Циглера-Никольса, сравнение представлено на рисунке 2.19.

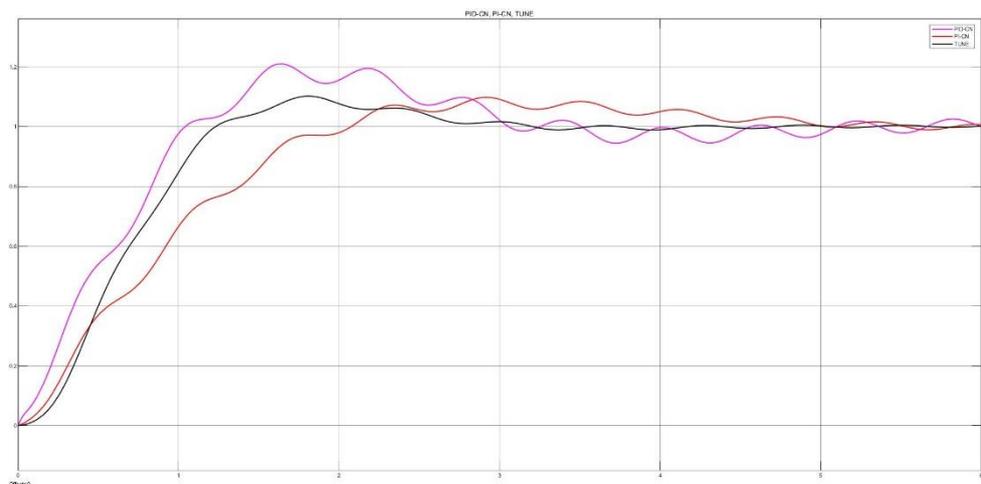


Рисунок 2.19 – Сравнение переходных характеристик

Поскольку система не имеет желаемых результатов, требуется параметрическая регулировка. Взяв за основу характеристики PID регулятора найденному методом Циглера-Никольса, можно найти оптимальные значения регулируя параметры. Самыми удовлетворяющими требованиям получились значения $P=0.00114$, $I=3.75$ и $D=0.4$, переходная характеристика при модифицированных параметрах, представлена на рисунке 2.20.

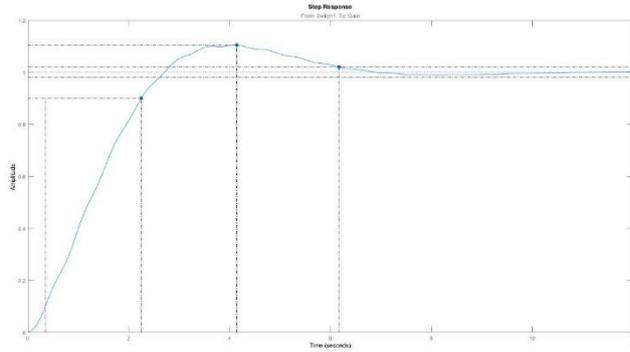


Рисунок 2.20 – Переходная характеристика с модифицированными параметрами PID регулятора полученного методом Циглера-Никольса

Прямые оценки качества переходного процесса:

- 1 Время регулирования, $T_{set} = 6.16\text{c}$;
- 2 Перерегулирование, $P_{ov} = 10.45\%$;
- 3 Число колебаний, $M = -$;
- 4 Колебательность, $\mu = 0\%$;
- 5 Период колебаний, $\omega_{osc} = -$;
- 6 Время достижения первого максимума, $T_p = 4.14\text{c}$;
- 7 Время нарастания, $T_R = 1.9\text{c}$;
- 8 Декремент затухания, $\chi = 1,1$;

Найдем запасы устойчивости, представленные на рисунке 2.21

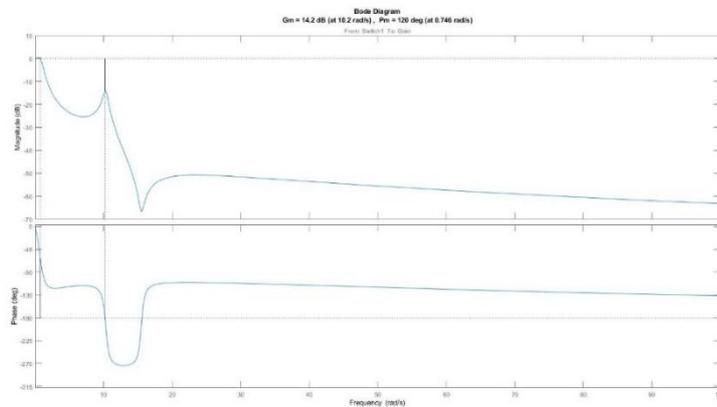


Рисунок 2.21 – Запасы устойчивости с модифицированными параметрами PID регулятора полученного методом Циглера-Никольса

Запас устойчивости по амплитуде составил $\Delta M = 14.2\text{dB}$, а по фазе $\Delta\varphi = 120^\circ$, что соответствует требованиям к запасу устойчивости.

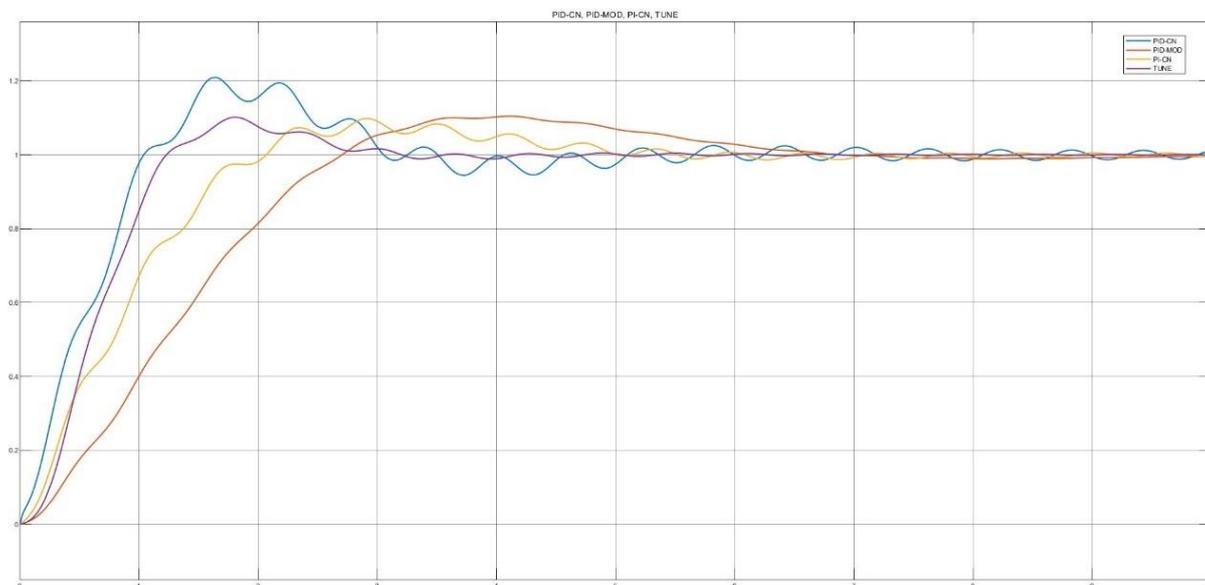


Рисунок 2.22 – Сравнение переходных характеристик

На рисунке 2.22 видно, что модифицированный метод Циглера-Никольса является самым удовлетворяющим требованиям, поскольку другие имеют относительно высокую колебательность.

Сравним оценки качества и запасы устойчивости всех синтезированных регуляторов, сравнения показаны в таблицах 2.2 и 2.3, соответственно.

Таблица 2.2 – Сравнение оценок качества

№	Оценка качества		Tune	Ц/Н- PID	Ц/Н- PI	Ц/Н- PID(мод)
		T_{set}				
1	Время регулирования	T_{set}	2,66с	7с	4,86с	6,16с
2	Перерегулирование	P_{ov}	10%	21%	9,77%	10,45%
3	Число колебаний	M	4,44	7,6	7,47	-
4	Колебательность	μ	96	99	98	0
5	Период колебаний	ω_{osc}	10,5	6,8	9,6	-
6	Время достижения первого максимума	T_p	1,79с	1,63с	2,9с	4.14
7	Время нарастания	T_R	0,81с	0,792с	1,36с	1.9
8	Декремент затухания	χ	1,67	1,05	1,25	1,1

Таблица 2.3 – Сравнение запасов устойчивости

№	Запас		Tune	Ц/Н- PID	Ц/Н- PI	Ц/Н- PID(мод)
1	Запас устойчивости по фазе	PM	120°	-23.6°	136°	120°
2	Запас устойчивости по амплитуде	GM	11,8dB	-3.65dB	1,21dB	14.2dB

По данным из таблицы следует, что самым оптимальным является модифицированный метод Циглера-Никольса, поскольку tuning имеет высокую колебательность, а метод Циглера-Никольса с стандартными параметрами не отвечает требованиям по запасу устойчивости и имеет высокую колебательность.

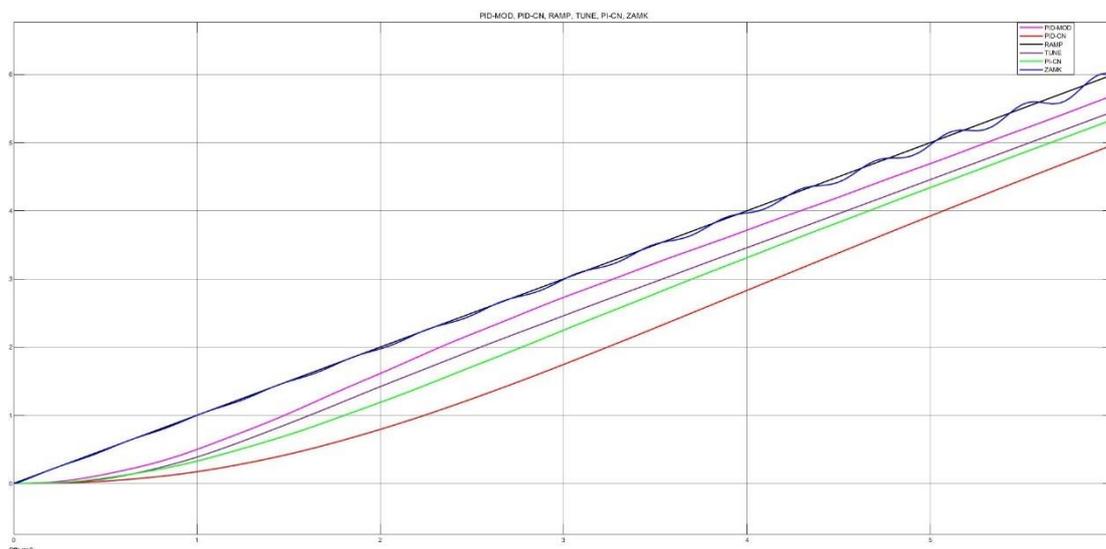


Рисунок 2.23 – График систем управления от входного сигнал Ramp

Для получения модели ускорения, был подан монотонно возрастающий сигнал, по рисунку 2.23 видно, что наименьшее отклонение имеет САУ с модифицированными параметрами Циглера-Никольса. Это показывает, что наиболее удовлетворяющим требованиям регулятором является модифицированный Циглера-Никольса.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В первой части дипломного проекта были описаны основные особенности и преимущества использования БЛА, структура БЛА и их классификация. Также, были рассмотрены основы управления БЛА, принципы теорий управления БЛА. Было разобрано обобщенное уравнение управления БЛА, а также его взаимосвязь с системой координат и элементами управления БЛА при его полете. Кроме этого, была рассмотрена модель классического БЛА в пространстве и особенности взаимодействия его органов управления.

Во второй части дипломного проекта, была взята модель системы управления ускорением центра масс БЛА. В процессе исследования САУ ускорения центра масс БЛА, были получены его частотные характеристики, и переходные процессы его замкнутых и разомкнутых систем. В ходе получения результатов замкнутой САУ, было выяснено, что она плавно расходится. Данное свойство замкнутой системы было обосновано теоретически, особенностью объекта управления. Поскольку, объектом управления является твердотопливный сверхскоростной БЛА, а регулируемая величина линейное ускорения, плавное расхождение замкнутой системы естественно.

Синтезированы регуляторы основе методов: Tuning Matlab, Циглера-Никольса.

Результаты полученные полученные tuning matlab показали удовлетворительные показатели оценок качество и запасов устойчивости, но обладали высокой колебательностью.

Результаты полученные методом Циглера-Никольса показали удовлетворительные показатели оценок качества, но не отвечали требованиям запаса устойчивости и имели высокую колебательность.

При модификаций параметров регулятора найденных на основе метода Циглера-Никольса были получены результаты, полностью соответствующие желаемым требованиям.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 Павлушенко М.И., Евстафьев Г.М., Макаренко ИК. Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития. М.: Изд-во ПИР-центра, 2005. 610 с.
- 2 Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В. Основы теории создания и применения информационных беспилотных авиационных комплексов (Серия «Современная прикладная математика и информатика»). Казань: Изд-во МОиН РТ, 2010. 196 с.
- 3 Голубева И.С., Туркина И.К. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. Под ред. М.: Изд-во МАИ, 2008. 656 с
- 4 Красильникова М.Н., Серебрякова Т.Г. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий. М.: Физматлит, 2005. 280 с.
- 5 Гребеньков О.А. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 240 с.
- 6 Борзов Г.Е., Козар А.Н., Моисеев В.С. Применение беспилотных разведывательно-корректировочных вертолетов в разведывательно-огневых комплексах артиллерии тактического звена. Казань: КВВКУ (военный институт), 2009. 148 с.
- 7 Моисеев Г.В., Моисеев В.С. Основы теории создания и применения имитационных беспилотных авиационных комплексов. (Серия «Современная прикладная математика и информатика») Казань: РЦМКО, 2013. 208 с
- 8 Крутько П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем: нелинейные модели. М.: Наука, 1988. 328 с.
- 9 Бочкарева А.Ф., Андреевского В.В. Аэромеханика самолета. Динамика полета. 2-е изд. перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
- 10 Чернобровкина Л.С. Беспилотные летательные аппараты. М.: Машиностроение, 1967. 440 с
- 11 Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
- 12 Бурнашев В.В., Збруцкий А.В. Робастный контроллер для сверхзвукового беспилотного летательного аппарата // Авиация. – 2019. - Том 1. – Вып. 2. - С. 31- 35.
- 13 Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. – С-П.: Профессия, 2004. – 212 с
- 14 Ziegler J.G., Nichols N.B. Optimum settings for automatic controllers. // Transactions of the ASME, Vol.64. pp. 759-768, 1942.

ПЕРЕЧЕНЬ ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АЛЦ – Авиационно ложные цели
АРМ - Автоматизированные рабочие места
БЛА - Беспилотный летательный аппарат
БЛА СС - БЛА самолетной схемы
БЛА ВС - БЛА вертолетных схем
БЛА РЭБ – БЛА радиоэлектронной борьбы
БЛА-И - БЛА-истребители
БЛА-ГН -БЛА гражданского назначения
БД – Ближнего радиуса действия
БЦВМ - Бортовая цифровая вычислительная машина
ВВС - Военно-воздушные силы
ВРД - Воздушно-реактивным двигателем
ДПЛА - Дистанционно-пилотируемый летательный аппарат
ДД – Дальнего радиуса действия
ЛА – Летательный аппарат
МНПУ-Мобильные наземные пункты управления
ПД – Поршневой двигатель
ПВО - Противовоздушная оборона
САУ – Система автоматического управления
СД – Среднего радиуса действия
СК – Система координат
ЦМ - Центр масс
ЭД – Электрический двигатель

Протокол анализа Отчета подобия Научным руководителем

Заявляю, что я ознакомился(-ась) с Полным отчетом подобия, который был сгенерирован Системой выявления и предотвращения плагиата в отношении работы:

Автор: Маханбет Жаркын Маратулы

Название: Разработка системы управления беспилотного летательного аппарата

Координатор: Ольга Ширяева

Коэффициент подобия 1: 1.3

Коэффициент подобия 2: 0

Замена букв: 34

Интервалы: 0

Микропробелы: 0

Белые знаки: 0

После анализа Отчета подобия констатирую следующее:

- обнаруженные в работе заимствования являются добросовестными и не обладают признаками плагиата. В связи с чем, признаю работу самостоятельной и допускаю ее к защите;
- обнаруженные в работе заимствования не обладают признаками плагиата, но их чрезмерное количество вызывает сомнения в отношении ценности работы по существу и отсутствием самостоятельности ее автора. В связи с чем, работа должна быть вновь отредактирована с целью ограничения заимствований;
- обнаруженные в работе заимствования являются недобросовестными и обладают признаками плагиата, или в ней содержатся преднамеренные искажения текста, указывающие на попытки сокрытия недобросовестных заимствований. В связи с чем, не допускаю работу к защите.

Обоснование: В результате проверки на антиплагиат были получены коэффициенты: Коэффициент подобия 1: 1.3 и Коэффициент подобия 2: 0. Коэффициент подобия 1.3 объясняется тем, что в дипломной работе были использованы общепринятые термины теории управления. Работа выполнена самостоятельно и не несет элементов плагиата. Обнаруженные в работе заимствования являются добросовестными и имеются ссылки. В связи с этим, признаю работу самостоятельной и допускаю ее к защите перед государственной комиссией.

29.04.2022

Дата

Подпись Научного руководителя



Протокол анализа Отчета подобия заведующего кафедрой

Заведующий кафедрой заявляет, что ознакомился (-ась) с Полным отчетом подобия, который был сгенерирован Системой выявления и предотвращения плагиата в отношении работы:

Автор: Маханбет Жаркын Маратулы

Название: Разработка системы управления беспилотного летательного аппарата

Координатор: Ольга Ширяева

Коэффициент подобия 1: 1.3

Коэффициент подобия 2: 0

Замена букв: 34

Интервалы: 0

Микропробелы: 0

Белые знаки: 0

После анализа Отчета подобия констатирую следующее:

- обнаруженные в работе заимствования являются добросовестными и не обладают признаками плагиата. В связи с чем, признаю работу самостоятельной и допускаю ее к защите;
- обнаруженные в работе заимствования не обладают признаками плагиата, но их чрезмерное количество вызывает сомнения в отношении ценности работы по существу и отсутствием самостоятельности ее автора. В связи с чем, работа должна быть вновь отредактирована с целью ограничения заимствований;
- обнаруженные в работе заимствования являются недобросовестными и обладают признаками плагиата, или в ней содержатся преднамеренные искажения текста, указывающие на попытки сокрытия недобросовестных заимствований. В связи с чем, не допускаю работу к защите.

Обоснование: В результате проверки на антиплагиат были получены практически нулевые коэффициенты: Коэффициент подобия 1: 1.3 и Коэффициент подобия 2: 0. Не нулевой коэффициент подобия 1 объясняется тем, что в дипломной работе были использованы общепринятые термины теории управления: устойчивость, регулятор и пр. Работа выполнена самостоятельно и не несет элементов плагиата. Обнаруженные в работе заимствования являются добросовестными. В связи с этим, признаю работу самостоятельной и допускаю ее к защите перед государственной комиссией.

29.04.2022

Дата

Подпись заведующего кафедрой



**ОТЗЫВ
НАУЧНОГО РУКОВОДИТЕЛЯ**

на дипломный проект

Маханбет Жаркын Маратулы

5B070200 – Автоматизация и управление

Тема: “Разработка системы управления беспилотного летательного аппарата”

Перед дипломантом ставилась задача разработки системы управления беспилотного летательного аппарата.

В ходе выполнения дипломного проекта была проведена работа по сбору материала для изучения характеристик и принципов управления беспилотного летательного аппарата. Были рассмотрены такие вопросы, как: перспективы развития беспилотных летательных аппаратов, преимущества беспилотных летательных аппаратов над пилотируемыми аналогами, принципы и особенности управления беспилотными летательными аппаратами, а также модель беспилотного летательного аппарата в пространстве.

В данном дипломном проекте в качестве математической модели был взят контур управления ускорением центра масс беспилотного летательного аппарата. Была проведена проверка устойчивости модели и анализ контура управления ускорением центра масс беспилотного летательного аппарата. Для получения желаемых результатов были синтезированы регуляторы, на основе tuning Matlab, метода Циглера-Никольса и его модификаций.

В среде Matlab были получены и описаны результаты моделирования контура управления ускорением центра масс беспилотного летательного аппарата.

В процессе работы автор проекта показала себя дисциплинированной, исполнительской и трудолюбивой с высоким уровнем теоретической подготовки.

Заключение: Считаю, что дипломантка справилась с поставленной задачей, дипломный проект соответствует требованиям, предъявляемым к дипломным проектам по специальности 5B070200 – Автоматизация и управление. На основании характеристики выполненных исследований, уровня и качества выполненных результатов студент Маханбет Жаркын Маратулы допускается к защите.

Научный руководитель
д-р. техн. наук, профессор.

Сулейменов Б.А.

(подпись)
«29» апреля 2022 г.

РЕЦЕНЗИЯ

на дипломный проект

Маханбет Жаркын Маратулы

5B070200 – Автоматизация и управление

На тему: “Разработка системы управления беспилотного летательного аппарата”

Выполнено:

а) пояснительная записка на 50 страницах

ЗАМЕЧАНИЯ К РАБОТЕ

В пояснительной записке, представленной на рецензирование, показана разработка системы управления беспилотным летательным аппаратом.

В первой главе приведены характеристики и классификация беспилотных летательных аппаратов. Преимущества беспилотных летательных над пилотируемыми летательными аппаратами. Особенности и принципы управления беспилотными летательными аппаратами.

Во второй главе приведена модель системы управления ускорением центра масс, анализ ее устойчивости и оценок качества. Также, синтез регулятора методами tuning Matlab и Циглера-Никольса.

Графический и текстовый материал оформлен в соответствии с требованиями ГОСТ, предъявляемыми к оформлению учебных работ.

Данный дипломный проект отличает проработанность, научно-исследовательский подход и полноту изложенного теоретического материала. Приведенные исследования доказывают отличную теоретическую подготовку дипломанта.

Оценка работы

Считаю, что дипломный проект заслуживает оценки (А) «отлично», а студент Маханбет Ж.М. присуждения академической степени бакалавра по специальности 5B070200 – Автоматизация и управление.

Рецензент
канд. техн. наук, доц.

(подпись) ар Юничева Н.Р.
« 6 »  2022 г.