

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

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

Институт Автоматики и информационных технологий

Кафедра Автоматизация и управление

6B07103 – Автоматизация и роботизация

Багисбеков Ильяс Маратович

Разработка системы с компенсацией возмущений для управления вертолётот

**ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА**  
к дипломному проекту

6B07103 – Автоматизация и роботизация

Алматы 2023

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

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

Институт Автоматики и информационных технологий

Кафедра Автоматизация и управление

**ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ**  
Заведующий кафедрой АиУ  
канд. физ. -мат. наук  
Алдияров Н. У.  
«06» июня 2023 г.



**ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА**  
к дипломному проекту

На тему: «Разработка системы с компенсацией возмущений для управления вертолётom»

6B07103 – Автоматизация и роботизация

Выполнил

Багисбеков Ильяс Маратович

Рецензент

канд. техн. наук, доцент

Юничева Н. Р.

(подпись)

«6» июня 2023 г.

Научный руководитель

канд. техн. наук

Ширяева О. И.

(подпись)

«1» июня 2023 г.

Алматы 2023

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

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

Институт Автоматики и информационных технологий

Кафедра Автоматизация и управление



**ЗАДАНИЕ**  
**на выполнение дипломного проекта**

Обучающемуся Багисбекову И. М.

Тема: «Разработка системы с компенсацией возмущений для управления вертолётom»

Утверждена приказом Б. Жаутикова № 408-П/Ө от «23» ноября 2022 г.

Срок сдачи законченной работы «15» нояб 2023 г.

Исходные данные к дипломному проекту: данные входных и выходных сигналов вертолета.

Перечень подлежащих разработке в дипломном проекте вопросов:

- а) исследование аэродинамики вертолета, его основных частей
- б) разработка математической модели путевого управления вертолетом
- в) анализ и синтез систем автоматического регулирования положения вертолета в пространстве
- г) разработка программных методов синтеза регулятора

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей):  
функциональная схема САР, структурная схема САУ.

Рекомендуемая основная литература:

- 1 Воронов А.А. Теория автоматического управления. – М.: Высш. шк., 1986. – 367 с.
- 2 Бесекерский В. А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. – СПб.: «Профессия», 2003. – 752 с.



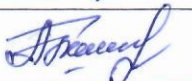
## ГРАФИК

подготовки дипломного проекта

Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления научному руководителю	Примечание
Техническая часть Исследование системы управления вертолётom при воздействии возмущений	15.04.2023г.	
Расчетная часть Разработка модели систем управления вертолётom	15.04.2023г.	
Расчетная часть Анализ и синтез систем управления вертолётom	15.05.2023г.	

### Подписи

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

Наименования разделов	Консультанты, И.О.Ф. (уч. степень, звание)	Дата	Подпись
Техническая часть	О. И. Ширяева канд. техн. наук	30.05.23	
Расчётная часть	О. И. Ширяева канд. техн. наук	30.05.23	
Нормоконтролер	А. Б. Женис маг. техн. наук, ассистент	31.05.2023	

Научный руководитель



Ширяева О. И.

Задание принял к исполнению обучающийся



Багисбеков И. М.

Дата

«5» 01 2023 г.

## **АННОТАЦИЯ**

В данном дипломном проекте рассматривается путевое управление одновинтового вертолета с компенсацией возмущения от его несущего винта.

Для разработки модели путевого управления изложены аэродинамические характеристики основных элементов вертолета, влияющих на путевую балансировку.

Для синтеза регулятора введены интегральные оценки качества со штрафными функциями. Минимизация этих критериев осуществляется тремя программными методами оптимизации: градиентный спуск, генетический алгоритм и метод полного перебора.

## **АҢДАТПА**

Осы дипломдық жобада бір роторлы тікұшақтың жолдық бақылауы оның негізгі роторының бұзылыстары үшін өтемақымен қаралады.

Жолды басқару моделін әзірлеу үшін тікұшақтың жол теңгеріміне әсер ететін негізгі элементтерінің аэродинамикалық сипаттамалары баяндалады.

Реттеушінің синтезі үшін айыппұл функцияларымен сапаны интегралдық бағалау енгізілді. Бұл критерийлерді барынша азайту бағдарламалық қамтамасыз етуді онтайландырудың үш әдісімен жүзеге асырылады: градиентті түсіру, генетикалық алгоритм және дерекі күш әдісі.

## **ANNOTATION**

This thesis project deals with the yaw control of a single-rotor helicopter with compensation of disturbance from its main rotor.

To develop a model of the yaw control, the aerodynamic characteristics of the main helicopter elements affecting the track balancing are outlined.

For the synthesis of the controller, integral quality estimates with penalty functions are introduced. Minimization of these criteria is carried out by three optimization methods: the gradient descent, the genetic algorithm and the brute-force search.

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение	7
1 Технические характеристики вертолета	8
1.1 Аэродинамическая компоновка	8
1.2 Аэродинамика несущего винта	8
1.3 Аэродинамика рулевого винта	12
1.4 Аэродинамика фюзеляжа	13
1.5 Аэродинамика вертикальных и горизонтальных стабилизаторов	15
2 Анализ возмущений, влияющих на путевую устойчивость вертолета	17
2.1 Возмущения, вызванные несущим винтом	17
2.2 Компенсация возмущений одновинтовой схемы вертолета	18
2.3 Компенсация возмущений двухвинтовой схемы вертолета	20
3 Разработка математической модели	24
3.1 Общие положения управления вертолетом	24
3.2 Выбор режима полета, уравнения движения вертолета	25
3.3 Разработка модели путевого управления вертолетом	28
3.4 Вычисление параметров модели на основе вертолета Ми-1	34
3.5 Анализ качества системы для управления вертолетом	37
4 Синтез системы управления вертолетом с компенсацией возмущений	41
4.1 Оценки качества, штрафные функции	41
4.2 Синтез регулятора методом градиентного спуска	41
4.3 Синтез регулятора методом генетического алгоритма	47
4.4 Синтез регулятора методом полного перебора	52
4.5 Синтез компенсатора для системы с возмущением	57
Заключение	61
Список использованной литературы	62
Приложение А	63
Приложение Б	64
Приложение В	65
Приложение Г	70
Приложение Д	71

## ВВЕДЕНИЕ

Вертолет – это самый универсальный летательный аппарат, который способен выполнять самые разные виды работ во многих сферах жизни человека. Однако пилотирование вертолета сложнее пилотирования самолета, так как зачастую они имеют несколько управляемых винтов, которые действуют разными силами на вертолет.

На большинстве режимов полета вертолет требует от пилота предельной сосредоточенности: пилот вынужден непрерывно взаимодействовать с элементами управления вертолета, для того чтобы летательный аппарат сохранял режим полета. Поэтому в вертолеты внедряются системы пилотирования и автоматического управления.

В зависимости от режима полета одни параметры полета требуют большего внимания чем другие. В данном проекте исследована путевая устойчивость одновинтового вертолета в режиме полета в вертикальной плоскости, так как такой режим полета принято использовать на практике для получения общего представления об устойчивости вертолета.

Цель проекта заключается в разработке математической модели с учетом внешних возмущений на основе аналитического подхода, выборе закона управления для этой модели, синтезе регулятора и компенсатора возмущений.

У одновинтовых вертолетов управление путевым отклонением осуществляется за счет изменения момента вращения, создаваемого рулевым винтом. А этот момент в свою очередь зависит от угла установки лопастей, которыми и управляет пилот или автоматическая система.

Для синтеза регулятора использованы программные методы оптимизации для выбранных критериев качества. В качестве первого метода оптимизации выбран градиентный спуск, это один из основных численных методов оптимизации, второй метод – генетический алгоритм, это эвристический алгоритм, относящийся к классу поисковых, а третий метод – это алгоритм полного перебора, который также относится к классу поисковых алгоритмов.



## **1 Технические характеристики вертолета**

### **1.1 Аэродинамическая компоновка**

Вертолет – это летательный аппарат тяжелее воздуха, подъемная и пропульсивная сила которого обеспечивается одним или несколькими несущими винтами. Отличительной особенностью вертолета является то, что он способен совершать вертикальный подъем с места, зависать в воздухе, вращаться на месте и вообще двигаться в любом направлении.

Конструкция вертолета включает в себя несколько основных элементов, понимание их устройства и взаимодействия позволяет создавать вертолеты с наилучшими показателями для каждой задачи. Эти элементы подбирают так, чтобы управление вертолетом было как можно стабильнее. У современного вертолета можно выделить следующие элементы: несущий винт, рулевой винт (если требуется), автомат перекоса, трансмиссия, фюзеляж, крыло (если требуется), оперение, шасси и силовая установка.

Для создания наиболее рациональной конфигурации вертолета необходимо учитывать размеры и взаиморасположение его частей. Исключительное внимание уделяется тем элементам, которые определяют аэродинамические характеристики летательного аппарата. Для того чтобы решить эту сложнейшую задачу проектирования, вводится понятие аэродинамической компоновки.

Аэродинамическая компоновка – это подбор частей летательного аппарата, которые создают основные аэродинамические силы и моменты в процессе полета. Таким образом она (аэродинамическая компоновка) определяет условия взаимодействия летательного аппарата с воздушным пространством [3].

Главная аэродинамическая сила вертолета создается несущим винтом. Поэтому определяющим условием компоновки является количество несущих винтов, их форма и размеры. От этого зависит скорость и дальность полета, его грузоподъемность.

### **1.2 Аэродинамика несущего винта**

Несущий винт – это основной управляемый орган вертолета. В его функции входит обеспечение вертикального и горизонтального полета, посадки, а при отказе он переходит в режим самовращения, что позволяет совершить экстренную посадку. Управление винтом осуществляется за счет вертикальных и горизонтальных шарниров, а также автомата перекоса.

Количество лопастей винта зависит в основном от приходящегося на каждую лопасть напряжения, вертолеты большой грузоподъемности имеют большее количество лопастей; однако большое количество лопастей не есть



хорошо, так как каждая лопасть создает зону турбулентности, которая отрицательно влияет на летные характеристики и тягу винта в целом.

Аэродинамическая сила винта изменят свое направление и величину в зависимости от угла установки лопастей (рисунок 1.1), причем этот угол может отличается для каждой лопасти в один и тот же момент времени. Это возможно из-за автомата перекоса, вертикальных и горизонтальных шарниров. Изменение аэродинамической силы за счет изменения частоты вращения винта почти не применяется в современных вертолетах.

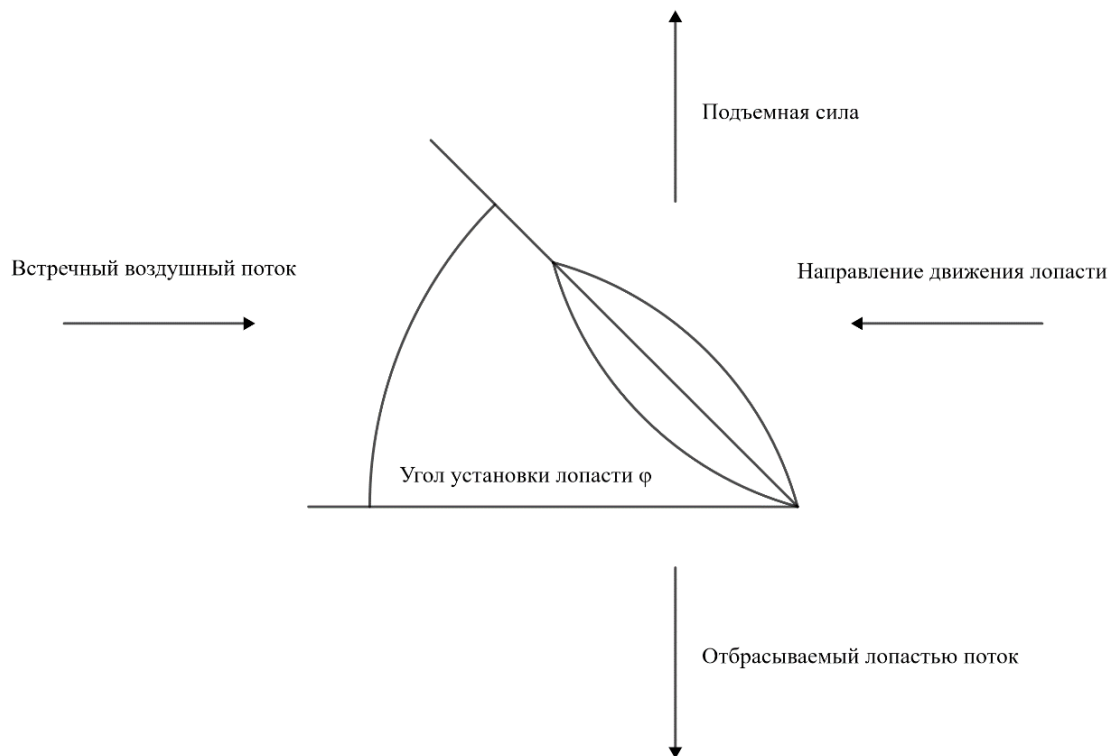


Рисунок 1.1 – Угол установки лопасти

Аэродинамика несущего винта зависит от результирующего вектора аэродинамической силы винта и от сил сопротивления воздуха. Результирующая аэродинамическая сила винта состоит из нескольких сил, самая важная из них – сила тяги несущего винта.

Несущий винт, отбрасывая воздух вдоль оси вращения, испытывает силу реакции со стороны воздуха, называемой силой тяги винта.

Тяга винта пропорциональна несущей поверхности и скоростному напору, а также зависит от формы лопасти и расположения относительно воздушной скорости.

$$T_{\text{н.в.}} = C_{T_{\text{н.в.}}} F_{\text{н.в.}} \frac{\rho(\omega_{\text{н.в.}} R_{\text{н.в.}})^2}{2} \quad (1.1)$$

где  $C_{T_{\text{н.в.}}}$  – коэффициент тяги;

$F_{н.в.}$  – ометаемая площадь;  
 $\rho$  – плотность воздуха;  
 $\omega_{н.в.}$  – угловая частота вращения несущего винта;  
 $R_{н.в.}$  – радиус несущего винта.

Коэффициент тяги должен учитывать оставшиеся факторы влияющие на силу тяги. Этот коэффициент зависит от формы лопастей и их количества, скорости полета, угла атаки и угла установки. Кроме того, скоростной напор воздуха, представленный в формуле, достигается только в концевых сечениях лопастей, в других сечениях он уменьшается по мере приближения к оси вала вплоть до нуля.

Угол установки винта (шаг винта) и угол атаки – разные понятия, хотя и связанные. Угол установки или шаг винта – это угол между хордой лопасти и плоскостью вращения винта. Угол атаки – это угол между хордой лопасти и вектором истинного результирующего движения лопасти (рисунок 1.2).

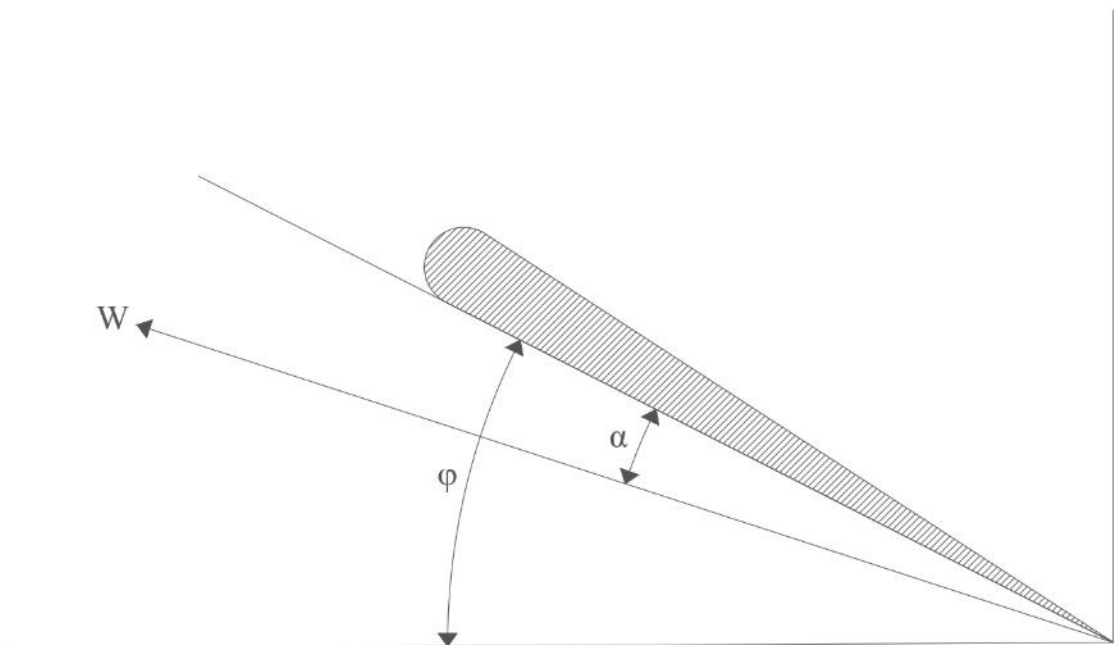


Рисунок 1.2 – Угол атаки  $\alpha$  и угол установки винта  $\varphi$

С увеличением шага винта до некоторого угла происходит плавное увеличение коэффициента тяги, после преодоления этого угла начинается срыв потока на лопастях, но до достижения критического значения угла установки еще происходит рост коэффициента. После преодоления критического угла расширяется область срыва потоков – коэффициент тяги начинает уменьшаться.

Еще одним параметром, влияющим на силу тяги винта, является коэффициент заполнения. Коэффициент заполнения численно равен отношению площади всех лопастей несущего винта в плане к ометаемой площади винта. Существует оптимальный показатель коэффициента для каждого угла установки.

## Коэффициент заполнения

$$\sigma = \frac{kF_{л.в.}}{F_{н.в.}} \quad (1.2)$$

где  $k$  – количество лопастей;

$F_{л.в.}$  – площадь лопасти в плане.

Сила тяги винта зависит от квадрата окружной скорости, поэтому управление частотой вращения винта в полете виднеется перспективным, однако такие вертолеты не распространены. Это связано с тем, что такая система сложна в управлении. Так как управлять частотой вращения нет возможности, частоту вращения подбирают как можно больше с учетом того, что существует точка оптимального коэффициента полезного действия, когда шаг винта и коэффициент заполнения дают наибольшую тягу.

Обороты винта имеют ограничения из-за проявляющегося эффекта сжимаемости воздуха при достижении винтом около звуковой скорости. Следует понимать, что скорость винта относительно потока воздуха зависит не только от частоты вращения, но и от развиваемой скорости вертолетом, при этом из-за вращения вите в одном направлении с одной стороны винта, совпадающей по направлению со скоростью вертолета (наступающая лопасть), происходит резкое уменьшение тяги, а с другой, движущейся в противоположном направлении (отступающая лопасть), тяга сохраняется, что приводит систему к резкому крену.

Если вертолет движется с меньшей скоростью, то на наступающей лопасти сила тяги выше, а на отступающей ниже (рисунок 1.3). Частично эти отрицательные эффекты устраняются изменением положения лопастей и центра масс винта за счет вертикальных и горизонтальных шарниров.

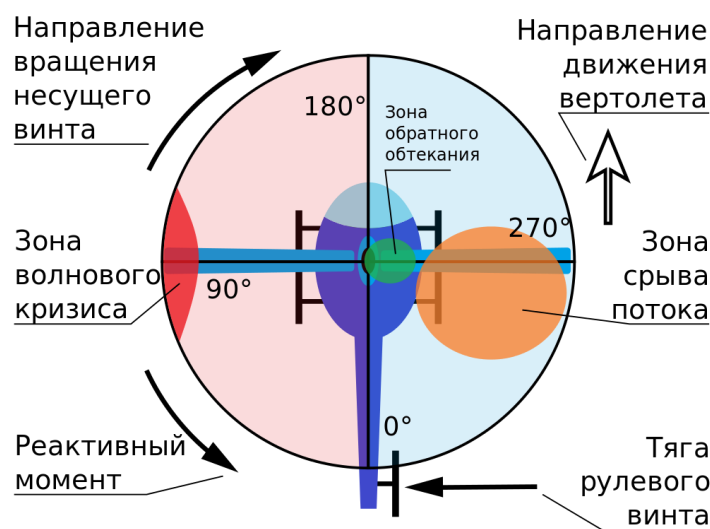


Рисунок 1.3 – Различные зоны, возникающие на лопастях несущего винта.

### 1.3 Аэродинамика рулевого винта

Рулевой винт применяется только в вертолетах одновинтовой схемы, так как его основная функция – компенсация реактивного момента вращения, возникающего из-за сопротивления несущего винта в трансмиссии.

Эти винты могут быть толкательного и тянущего типа (рисунок 1.4), обычно тянущий винт эффективнее толкательного, так как его работе не мешает хвостовое оперение. Вращение рулевого винта требует отбора мощности от силовой установки: главный редуктор с помощью трансмиссионных валов через промежуточный и хвостовой редуктор приводит в движение винт. В этом и заключен один из основных недостатков применения рулевых винтов [5].



Рисунок 1.4 – Толкающий рулевой винт вертолета Ми-1

Как и у несущего винта аэродинамическая сила рулевого винта зависит от угла установки лопастей, а не от оборотов. Шагом винта управляет летчик через педали. Если рулевой винт будет выведен из строя, то вертолет теряет управляемость.

Помимо уравнивания реактивного момента несущего винта, рулевой винт предназначен для осуществления путевого управления вертолетом.

Рулевой винт создает результирующую аэродинамическую силу, но в практической аэродинамике обычно учитывают только главную ее составляющую – силу тяги, так как другие силы малы.

$$T_{\text{р.в.}} = C_{T_{\text{р.в.}}} F_{\text{р.в.}} \frac{\rho(\omega_{\text{р.в.}} R_{\text{р.в.}})^2}{2} \quad (1.3)$$

где  $C_{T_{\text{р.в.}}}$  – коэффициент тяги рулевого винта;

$F_{\text{р.в.}}$  – ометаемая площадь рулевого винта;

$\rho$  – плотность воздуха;

$\omega_{р.в.}$  – угловая частота вращения рулевого винта;

$R_{р.в.}$  – радиус рулевого винта.

В зависимости от высоты полета на тягу рулевого винта в большей или меньшей степени влияют вихри, возникающие от наступающего и отступающего винта. При полете на низких высотах вихри влияют сильнее, но и возможная развиваемая тяга рулевого винта больше. Если вертолет поднимется значительно выше, вихри влияют меньше, но и снижается возможность путевого управления в следствии ограничения тяги рулевого винта.

#### 1.4 Аэродинамика фюзеляжа

Фюзеляж вертолета можно разделить на следующие части: носовая, центральная, хвостовая и килевая балки. В носовой части располагаются органы управления вертолетом и кабина экипажа. В центральной части отведена для грузов, пассажиров и силовой установки. Хвостовая балка предназначена для выноса рулевого винта на достаточное расстояние, чтобы рулевой и несущий винты не влияли на работу друг друга, а поскольку момент создаваемый рулевым винтом прямо пропорционален длине хвостовой балки, можно подобрать рулевой винт оптимальной мощности, изменяя длину хвостовой балки. На килевой балке непосредственно располагаются стабилизаторы и рулевой винт.

Наиболее важным показателем фюзеляжа является лобовое сопротивление, чем оно меньше, тем лучше аэродинамические характеристики вертолета. Лучшие показатели достигаются у вертолетов с фюзеляжем самолетного типа, но такие фюзеляжи применимы только на вертолетах без рулевого винта, то есть на не одновинтовых.

У одновинтовых вертолетов наилучшие аэродинамические показатели фюзеляжа, хотя они и самые распространенные. Для улучшения этих показателей фюзеляж плавно переходит в хвостовую балку, а хвостовую балку по возможности укорачивают. Также ввиду несимметричности вертолетов одновинтовой схемы, фюзеляж приобретает несимметричные формы: ось несущего винта немного наклонена.

Силы, действующие на фюзеляж вертолета, зависят от его ориентации в пространстве относительно вектора воздушной скорости. В режиме полета в вертикальной плоскости на вертолет действует не только лобовое сопротивление, но и дополнительная подъемная сила. Если у фюзеляжа возникает скольжение, то также действует боковая сила.

$$Y_{\phi} = C_{y\phi} S_y \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.4)$$

$$X_{\phi} = C_{x_{\phi}} S_x \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.5)$$

$$Z_{\phi} = C_{z_{\phi}} S_z \frac{\rho V^2}{2} \quad (1.6)$$

где  $Y_{\phi}$  – подъемная сила фюзеляжа;  
 $C_{y_{\phi}}$  – коэффициент, устанавливаемый экспериментальным путем;  
 $S_y$  – площадь фюзеляжа, взаимодействующая с потоком воздуха, который вызывает подъемную силу;  
 $V$  – скорость потока воздуха или вертолета;  
 $X_{\phi}$  – сила лобового сопротивления;  
 $C_{x_{\phi}}$  – коэффициент, устанавливаемый экспериментальным путем;  
 $S_x$  – площадь фюзеляжа, взаимодействующая с потоком воздуха, который вызывает лобовое сопротивление;  
 $C_{z_{\phi}}$  – коэффициент, устанавливаемый экспериментальным путем;  
 $S_z$  – площадь фюзеляжа, взаимодействующая с потоком воздуха, который вызывает боковую силу.

Обычно учитывают только силу лобового сопротивления, так как другие силы малы, но моменты этих сил необходимо учитывать для составления уравнений продольной, поперечной и путевой устойчивости.

Иногда на фюзеляж устанавливают крылья (рисунок 1.5). Их используют для создания дополнительной подъемной силы, что позволяет разгрузить несущий винт. Обычно крылья используются на транспортных вертолетах, так как они совершают длительные перелеты на большие расстояния, а крыло увеличивает ресурс несущего винта и увеличивает подъемную силу.



Рисунок 1.5 – Ми-6, вертолет с крыльями

Шасси, устанавливаемые на фюзеляж, бывают колесными и ползковыми. Колесное шасси имеет преимущество, так как позволяет передвигаться по земле и совершать взлет по самолетному, однако ползковое шасси дешевле, проще в обслуживании, меньше влияет на аэродинамику вертолета. Но вне зависимости от типа современные шасси вертолета конструируются с учетом явления земного резонанса. Это явление возникает при совпадении колебания несущего винта и упругого шасси, тогда центр масс винта может переместиться за область возможной компенсации системы.

### 1.5 Аэродинамика вертикальных и горизонтальных стабилизаторов

Оперение вертолета включает в себя горизонтальные и вертикальные стабилизаторы, расположенные в хвостовой части вертолета (рисунок 1.6). Стабилизаторы применяются для повышения управляемости и устойчивости вертолета.



Рисунок 1.6 – Ка-32 с двухкилевым оперением

Горизонтальные стабилизаторы применяют для улучшения продольной устойчивости, они мало чем отличаются от крыла. Их располагают на хвостовой балке, так сила, возникающая на них, обладает большим моментом, что способствует управляемости. Угол атаки горизонтального крыла сопряжен с углом атаки несущего винта.

Аэродинамические силы горизонтального стабилизатора рассчитываются по формулам, напоминающим формулы крыла, однако из-за удаленности стабилизаторов вводится дополнительный коэффициент, учитывающий торможение скорости вблизи стабилизатора.

$$Y_{\text{гст}} = k_{\text{ст}} C_{y_{\text{ст}}} S_{\text{ст}} \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.7)$$



$$X_{\text{Гст}} = k_{\text{ст}} C_{x_{\text{ст}}} S_{\text{ст}} \frac{\rho V^2}{2} \quad (1.8)$$

где  $Y_{\text{Гст}}$  – подъемная сила стабилизатора;  
 $k_{\text{ст}}$  – коэффициент торможения скорости;  
 $C_{y_{\text{ст}}}$  – коэффициент, рассчитываемый экспериментально, в основном зависит от угла атаки стабилизатора;  
 $S_{\text{ст}}$  – площадь стабилизатора;  
 $X_{\text{Гст}}$  – сила сопротивления стабилизатора;  
 $k_{\text{ст}}$  – коэффициент торможения скорости;  
 $C_{x_{\text{ст}}}$  – коэффициент, рассчитываемый экспериментально.

Вертикальный стабилизатор или киль предназначен для повышения путевой устойчивости. Из-за реактивного момента вертолета киль устанавливается не симметрично, для того чтобы создавать больший момент в сторону противоположную реактивному. На больших скоростях это помогает разгрузить рулевой винт, а значит отбираемая мощность у несущего винта уменьшится, летные качества улучшатся. У вертолетов без рулевого винта киль – это единственный элемент, обеспечивающий путевую устойчивость.

Формула расчета боковой силы киля представляется в следующем виде

$$Z_{\text{к}} = k_{\alpha} C_{z_{\text{к}}} S_{\text{к}} \frac{\rho V^2}{2} \quad (1.9)$$

где  $k_{\alpha}$  – коэффициент, учитывающий влияние угла атаки;  
 $C_{z_{\text{к}}}$  – коэффициент, рассчитываемый экспериментально;  
 $S_{\text{к}}$  – площадь киля.

## 2 Анализ возмущений, влияющих на путевую устойчивость вертолета

### 2.1 Возмущения, вызванные несущим винтом

При вращении на каждую лопасть несущего винта действует сила сопротивления воздуха. Совокупность этих сил создает момент противоположный направлению вращения несущего винта (рисунок 2.1). Этот момент прямо пропорционален количеству лопастей, результирующей силе сопротивления вращения лопастей, а также кратчайшему расстоянию от линии действия этой силы до оси вращения винта [3].

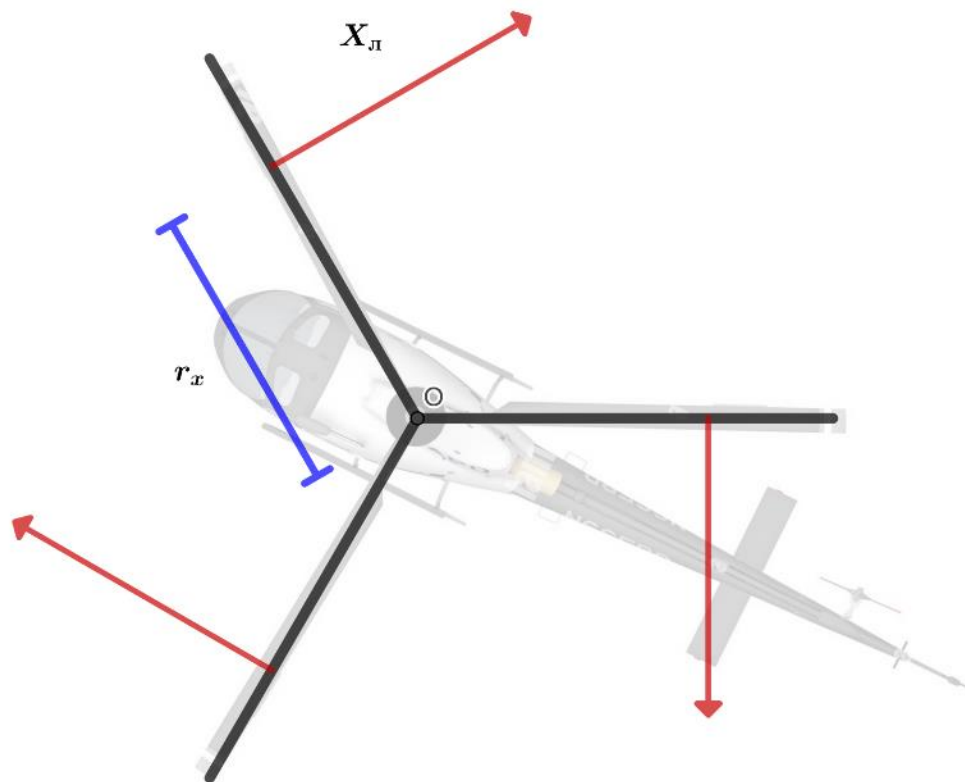


Рисунок 2.1 – Момент сил сопротивления несущего винта

$$M_{\text{сопр}} = kX_{\text{л}}r_x \quad (2.1)$$

где  $k$  – число лопастей;

$X_{\text{л}}$  – результирующая сил сопротивления вращению;

$r_x$  – расстояние от линии действия силы  $X_{\text{л}}$  до оси вращения винта.

Если несущий винт вращается не с постоянной частотой, то есть имеет тангенциальное ускорение, то возникает момент сил инерции относительно оси вращения винта (вала винта).

Таким образом на вал со стороны несущего винта одновременно действуют два момента: момент сопротивления и момент инерции. Сумма этих моментов называется реактивным моментом несущего винта.

$$M_p = M_{\text{сопр}} + M_{\text{ин}} \quad (2.2)$$

Несущий винт вертолета приобретает момент вращения за счет силовой установки, трансмиссии и вала, который преодолевает реактивный момент. Согласно второму закону Ньютона

$$\vec{M}_p + \vec{M}_{\text{кр}} = I\vec{\varepsilon}, \quad (2.3)$$

$$\vec{M}_{\text{сопр}} + \vec{M}_{\text{ин}} + \vec{M}_{\text{кр}} = I\vec{\varepsilon} \quad (2.4)$$

где  $\vec{M}_{\text{кр}}$  – крутящий момент несущего винта;

$I$  – момент инерции винта;

$\vec{\varepsilon}$  – угловое ускорение винта.

Следует отметить, если несущий винт вращается с постоянной частотой, то это значит, что угловое ускорение и момент инерции равны нулю вектору. Тогда соотношения предстанут в следующем виде

$$\vec{M}_{\text{сопр}} + \vec{M}_{\text{кр}} = \vec{0}, \quad (2.5)$$

$$-M_{\text{сопр}} + M_{\text{кр}} = 0, \quad (2.6)$$

$$M_{\text{кр}} = M_{\text{сопр}} \quad (2.7)$$

Если механический привод действует на вал винта некоторой силой, то по третьему закону Ньютона на трансмиссию со стороны вала действует равная по модулю, но противоположная по направлению сила. Так как механический привод жестко связан с фюзеляжем вертолета, эта сила действует на вертолет в целом. Такая сила создает реактивный момент вращения.

Реактивный момент раскручивает фюзеляж, что в отсутствии его компенсации делает управление вертолетом невозможным. Существуют разные способы компенсации этого момента в зависимости от числа несущих винтов.

## 2.2 Компенсация возмущений одновинтовой схемы вертолета

В одновинтовой схеме реактивный момент уравнивается за счет момента создаваемого рулевым винтом (рисунок 2.2). Однако этот момент вызван силой тяги рулевого винта, которая заставляет центр масс вертолета смещаться в бок. Это смещение также необходимо компенсировать. Для этого

отклоняется аэродинамическая сила несущего винта так, что тяга рулевого винта компенсируется, но теперь возникает новая пара сил, которая стремится накренить вертолет.

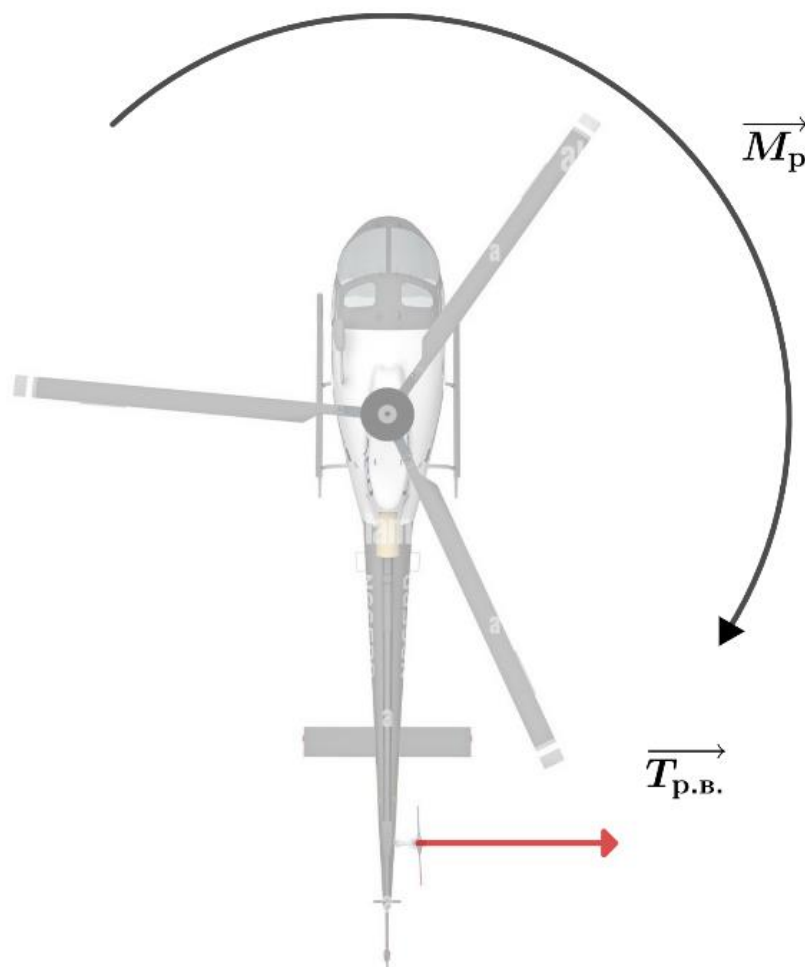


Рисунок 2.2 – Тяга рулевого винта

Такая схема вертолета имеет как преимущества, так и недостатки. Схема отличается простотой привода и управления, так как имеет всего один несущий винт. К недостаткам можно отнести потребление около 10-12 процентов мощности рулевым винтом от мощности силовой установки. Несущий винт создает потоки воздуха в ометаемой им области, что может повлиять на работу рулевого винта, поэтому рулевой винт необходимо выносить за эту область.

Рулевой винт устанавливают на конце килевой балки, которая установлена на хвостовой балке. Эти балки, как и сам рулевой винт, увеличивают габариты и массу вертолета – увеличивается потребление мощности на подъем этой дополнительной массы. Если стоит задача по уменьшению потребляемой мощности рулевым винтом, нужно вынести винт дальше от центра масс вертолета, но тогда увеличится масса хвостовой балки, что, в свою очередь, увеличит потребление мощности. Также в зависимости от предназначения летательного аппарата могут выдвигаться дополнительные

требования к углу тангажа при посадке, что накладывает ограничения на длину хвостовой балки.

Несмотря на все недостатки, вертолеты, спроектированные по такой схеме, имеют внушительную грузоподъемность, например, вертолет Ми-26 самый грузоподъемный вертолет современности (рисунок 2.3), его максимальная взлетная масса составляет 56 тонн.



Рисунок 2.3 – Ми-26, одновинтовой вертолет с грузоподъемностью 20 тонн

### **2.3 Компенсация возмущений двухвинтовой схемы вертолета**

В двухвинтовой схеме вертолета каждый несущий винт создает свой реактивный момент, но так как винты вращаются в противоположных направлениях, они компенсируют эти моменты. Поэтому в такой схеме не требуется рулевой винт – мощность, приходящаяся на несущие винты, больше, чем у одновинтовой схемы. Винты могут располагаться следующими способами: соосный, продольный, поперечный и с перекрещивающимися винтами (такие вертолеты называют синхроптерами или синхрокоптерами).

Соосная схема одна из самых распространенных среди двухвинтовых вертолетов. Два несущих винта находятся на одной оси: вал нижнего винта является полым, вал верхнего винта проходит внутри вала нижнего.

Чтобы избежать схлестывание винтов при совершении всевозможных маневров, винты разносят на существенное расстояние друг от друга. Винты отдаляют еще и потому, что верхний винт, отбрасывая струи воздуха на нижний винт, влияет на его работу в худшую сторону. Из-за этого эффективность соосной схемы ниже, чем у схем с изолированными винтами. Расстояние между винтами должно быть тем больше, чем больше их диаметр, поэтому построение грузоподъемных вертолетов затруднено.

Соосная схема позволяет строить малогабаритные маневренные вертолеты: система обладает аэродинамической симметричностью, поэтому не

требуется длинная хвостовая балка с рулевым винтом; из-за этого массы вертолета мало разнесены (рисунок 2.4).



Рисунок 2.4 – Ка-52 «Аллигатор», двухвинтовой боевой вертолет с соосной схемой расположения винтов

У двухвинтовых соосных вертолетов отсутствует рулевой винт, поэтому путевое управление осуществляется за счет разности реактивных моментов. Для этого по-разному изменяется угол установки лопастей двух несущих винтов – вертолет вращается в сторону наибольшего реактивного момента. Такое управление называется дифференциальным. Продольное и поперечное управление не отличается от одновинтовых вертолетов.

В продольной схеме первый винт располагается в передней части фюзеляжа, а второй – в задней и на небольшом возвышении над первым (рисунок 2.5). Это возвышение необходимо, так как косая обдувка уменьшает тяговые характеристики винтов. Оси винтов удалены на расстояние меньше, чем один диаметр винта (ометаемые области частично перекрываются), с целью уменьшения массы и габаритных характеристик. Трансмиссия устроена таким образом, чтобы предотвратить схлестывание лопастей.



Рисунок 2.5 – Як-24, советский двухвинтовой вертолет с продольной схемой расположения винтов.

Продольное и поперечное управление осуществляется за счет автоматов перекоса и дифференциального изменения угла установки лопастей на винтах.

Путевое управление обеспечивается отклонением автоматов перекоса в разные стороны таким образом, чтобы образовалась пара сил, приводящая вертолет во вращательное движение.

Несущие винты в поперечной схеме располагаются с двух сторон от фюзеляжа поперек направлению полета. Работа каждого из винтов никак не препятствует работе другого. Поэтому такая система позволяет развить наибольшую грузоподъемность среди всех схем вертолетов.

Самый грузоподъемный вертолет в мире сконструирован по схеме поперечных несущих винтов. Этим вертолетом является советский В-12 (Ми-12 было бы названием вертолета, если бы он пошел в серию), он обладает грузоподъемностью в 105 тонн (рисунок 2.6). Такая грузоподъемность требовалась для работы в паре вертолета и самолета Ан-22. Предполагалось, что самолет доставляет грузы до ближайшего к пункту назначения аэродрома, а вертолет – непосредственно до позиции.



Рисунок 2.6 – В-12, самый грузоподъемный вертолет в мире

Чтобы винты не влияли друг на друга, нужно вынести их за фюзеляж так, что ометаемые ими площади бы не пересекались (на В-12 они все же частично пересекаются). Из-за этого фюзеляжу требуется усиление конструкции силовыми опорами, которые приводят к увеличению лобового сопротивления.

Продольное и поперечное управление возможно благодаря отклонению аэродинамических сил винтов и дифференциальному изменению угла лопастей. Путевое управление осуществляется так же, как и у вертолетов продольной схемы.

Схема с перекрещивающимися винтами не получила широкого распространения. В такой схеме винты располагаются поперечно, и установлены под углом, а не параллельно. Винты имеют большое взаимное влияние (рисунок 2.7).





Рисунок 2.7 – Kaman K-1200 K-Max, вертолет с перекрещивающимися винтами

Реактивные моменты винтов создают момент, вращающий вертолет относительно поперечной оси, поэтому балансировка затруднена. Вертолеты с перекрещивающимися винтами обладают небольшими габаритами, но все же больше, чем у соосных.

Многовинтовые вертолеты (винтов более двух) имеют сложную конструкцию и систему управления. А преимущества такой схемы нивелируются ее недостатками.

### 3 Разработка математической модели

#### 3.1 Общие положения управления вертолетом

Управляемостью вертолета называют его способность отвечать на управляющие сигналы со стороны пилота или управляющей системы. Она зависит как от свойств системы, проявляющихся в свободном движении, так и от способности различных элементов вертолета создавать силы и моменты сил.

Движение вертолета определяется его вектором скорости. Управлять вертолетом – значит управлять его вектором скорости. Чтобы изменить модуль или направление скорости необходимо приложить некоторое ускорение: воздействовать неуравновешенной силой. Эта сила складывается из результирующей аэродинамических сил, действующих на вертолет, и силы тяжести.

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R}_B + \vec{G}, \quad (3.1)$$

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{\vec{R}_B + \vec{G}}{m} \quad (3.2)$$

где  $m$  – масса вертолета;

$\vec{V}$  – скорость вертолета;

$t$  – время;

$\vec{R}_B$  – результирующая аэродинамических сил;

$\vec{G}$  – сила тяжести вертолета.

Управление вертолетом осуществляется за счет изменения векторов аэродинамических сил, которые в сумме с силой тяжести определяют движение центра масс вертолета.

В свою очередь аэродинамические силы зависят от положения вертолета в пространстве относительно направления полета. Пилот управляет положением вертолета за счет создаваемого аэродинамическими силами неуравновешенного момента вращения.

$$\vec{M}_\Sigma = I_\varepsilon \vec{\varepsilon} \quad (3.3)$$

где  $\vec{M}_\Sigma$  – суммарный момент вращения;

$I_\varepsilon$  – момент инерции относительно оси вращения;

$\vec{\varepsilon}$  – угловое ускорение.

Выражая угловое ускорение, получается следующее выражение: угловое ускорение направлено по направлению действия момента вращения, прямо

пропорционально ему и обратно пропорционально моменту инерции вертолета относительно оси вращения.

$$\vec{\varepsilon} = \frac{\vec{M}_{\Sigma}}{I_{\varepsilon}} \quad (3.4)$$

Таким образом уравнение (3.2) описывает поступательное движение центра масс, а (3.4) – вращательное движение вертолета, создаваемое этими силами, относительно центра масс. Целесообразно записать эти уравнения в проекциях на координатные оси.

### 3.2 Выбор режима полета, уравнения движения вертолета

В зависимости от режима полета могут быть построены разные математические модели стабилизации вертолета. Самый удачный для рассмотрения режим полета – это полет в вертикальной плоскости.

В выбранном режиме полета вертолет обладает наибольшей путевой устойчивостью, все пилотажные характеристики вертолета подбираются именно для этого режима полета, так как в нем вертолет пребывает большую часть времени.

Исходя из рисунка 3.1 можно составить уравнения движения вертолета в проекциях на оси.

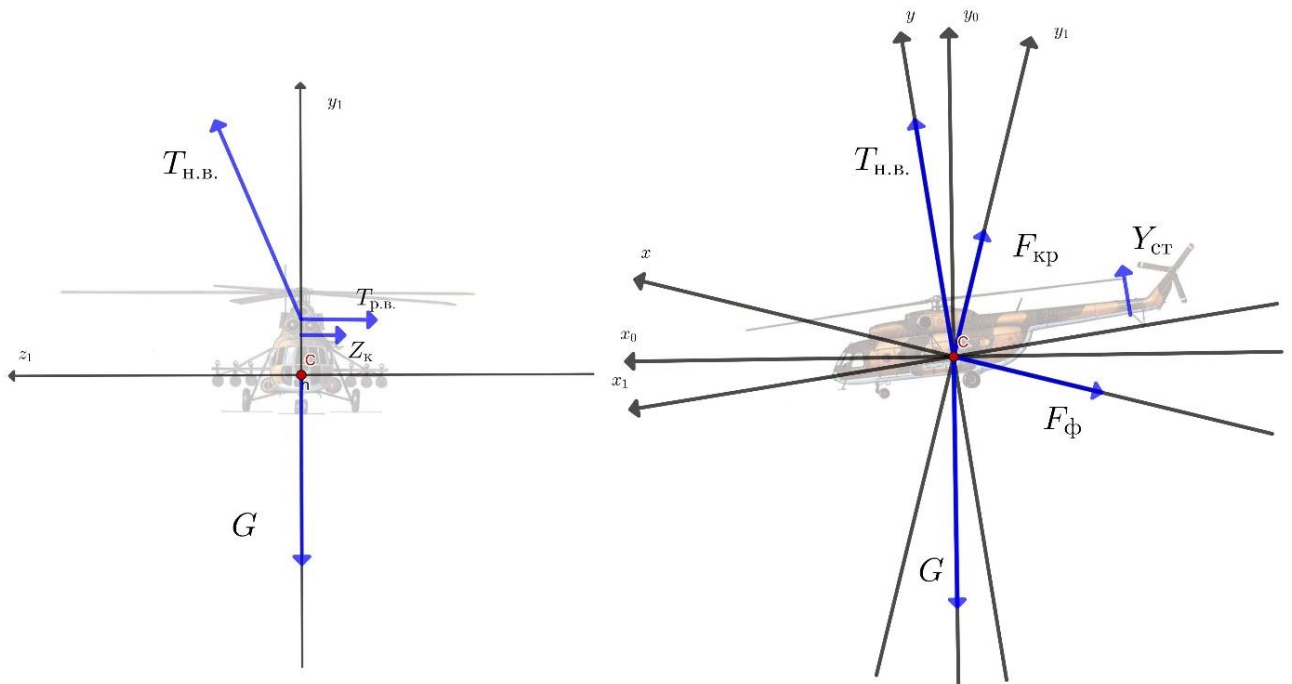


Рисунок 3.1 – Схема сил и моментов, вид по оси  $Ox_1$  и  $Oz_1$

Сумма сил по оси  $OX$

$$\Sigma F_x = T_x - X_\phi - X_{кр} - G \sin \theta = m \frac{dV}{dt} \quad (3.5)$$

где  $\Sigma F_x$  – сумма всех сил в проекции на ось  $OX$ ;

$T_x$  – сила несущего винта  $T_{н.в.}$  в проекции на ось  $OX$ ;

$X_\phi$  – сила сопротивления фюзеляжа вертолета;

$X_{кр}$  – проекция силы крыла на ось  $OX$ ;

$\theta$  – угол между координатной плоскостью  $OXY$  и  $OX_1Y_1$ .

Сумма сил по оси  $OY$

$$\Sigma F_y = T_y + Y_{кр} - G \cos \theta = mV \frac{d\theta}{dt} \quad (3.6)$$

где  $\Sigma F_y$  – сумма всех сил в проекции на ось  $OY$ ;

$T_y$  – сила несущего винта  $T_{н.в.}$  в проекции на ось  $OY$ ;

$Y_{кр}$  – проекция силы крыла на ось  $OY$ .

Сумма сил по оси  $OZ$

$$\Sigma F_z = T_z - T_{р.в.} - Z_k = mj_z \quad (3.7)$$

где  $\Sigma F_z$  – сумма всех сил в проекции на ось  $OZ$ ;

$T_z$  – сила несущего винта  $T_{н.в.}$  в проекции на ось  $OZ$ ;

$T_{р.в.}$  – тяга рулевого винта;

$Z_k$  – сила, действующая со стороны киля;

$j_z$  – проекция ускорения вертолета на ось  $OZ$ .

Сумма моментов по оси  $OX_1$

$$\Sigma M_{x_1} = T_{н.в.} a_T + M_{x_{гш}} - T_{р.в.} h_{р.в.} = I_{x_1} \frac{d\omega_x}{dt} \quad (3.8)$$

где  $\Sigma M_{x_1}$  – сумма всех моментов в плоскости  $OY_1Z_1$ ;

$T_{н.в.}$  – тяга несущего винта;

$a_T$  – плечо силы  $T_{н.в.}$  относительно центра масс в плоскости  $OY_1Z_1$ ;

$M_{x_{гш}}$  – момент создаваемый за счет горизонтального шарнира плоскости  $OY_1Z_1$ ;

$T_{р.в.}$  – тяга рулевого винта;

$h_{р.в.}$  – плечо тяги рулевого винта в плоскости  $OY_1Z_1$ ;

$I_{x_1}$  – момент инерции вертолета относительно оси параллельной оси  $OX_1$ , проходящей через центр масс;

$\omega_x$  – угловая скорость вертолета относительно оси параллельной оси  $OX_1$ , проходящей через центр масс.

Сумма моментов по оси  $OY_1$

$$\Sigma M_{y_1} = M_p - T_{p.v.} l_{p.v.} - Z_k l_k = I_{y_1} \frac{d\omega_y}{dt} \quad (3.9)$$

где  $\Sigma M_{y_1}$  – сумма всех моментов, действующих на вертолет;

$l_{p.v.}$  – плечо тяги рулевого винта в плоскости  $OX_1Z_1$ ;

$l_k$  – плечо силы киля в плоскости  $OX_1Z_1$ ;

$I_{y_1}$  – момент инерции вертолета относительно оси параллельной оси  $OY_1$ , проходящей через центр масс;

$\omega_y$  – угловая скорость вертолета относительно оси параллельной оси  $OY_1$ , проходящей через центр масс.

Сумма моментов по оси  $OZ_1$

$$\Sigma M_{z_1} = -T_{h.v.} l_{h.v.} - M_{z_{гш}} + Y_{ст} l_{ст} + M_{p.v.} - Y_{кр} l_{кр} = I_{z_1} \frac{d\omega_z}{dt} \quad (3.10)$$

где  $\Sigma M_{z_1}$  – сумма всех моментов в плоскости  $OX_1Y_1$ ;

$l_{h.v.}$  – плечо тяги несущего винта в плоскости  $OX_1Y_1$ ;

$M_{z_{гш}}$  – момент создаваемый за счет горизонтального шарнира в плоскости  $OX_1Y_1$ ;

$Y_{ст}$  – сила со стороны стабилизатора;

$l_{ст}$  – плечо силы стабилизатора в плоскости  $OX_1Y_1$ ;

$M_{p.v.}$  – реактивная сила рулевого винта;

$l_{кр}$  – плечо силы крыла в плоскости  $OX_1Y_1$ ;

$I_{z_1}$  – момент инерции вертолета относительно оси параллельной оси  $OZ_1$ , проходящей через центр масс;

$\omega_z$  – угловая скорость вертолета относительно оси параллельной оси  $OZ_1$ , проходящей через центр масс.

Первая тройка уравнений: (3.5), (3.6) и (3.7) – описывает поступательное движение центра масс вертолета; вторая тройка: (3.8), (3.9), (3.10) – описывает вращательно движение вертолета относительно центра масс.

Сила тяжести  $G$  полностью раскладывается по осям  $OX$  и  $OY$ . Силы сопротивления фюзеляжа  $X_f$  и крыла  $X_{кр}$  направлены против вектора скорости, а значит против оси  $OX$ . Тяга рулевого винта  $T_{p.v.}$  и сила киля  $Z_k$  направлены против оси  $OZ$ , так как призваны компенсировать момент реакции несущего винта  $M_p$  за счет, создаваемого ими, момента.

Особый интерес вызывает тяга несущего винта: это основная сила, которой управляет пилот. Она раскладывается на три вектора по осям  $OX$ ,  $OY$  и  $OZ$ . Проекция на ось  $OX$  представляет собой основную движущую силу  $T_x$ ,

проекция на  $OY$  создает подъемную силу  $T_y$ , а проекция  $T_z$  на  $OZ$  призвана уравновесить силу тяги рулевого винта  $T_{р.в.}$  и киля  $Z_k$ .

Для сохранения траектории движения вертолета в вертикальной плоскости необходимо, чтобы углы крена и рыскания оставались постоянными, а значит, уравнения (3.8) и (3.9) должны быть равны нулю.

Решив систему уравнений с (3.5) по (3.10), можно определить зависимость траектории и характеристик движения от времени. При этом в зависимости от полученных результатов режим полета может быть установившимся и неустойчивым.

Неустойчивый режим полета характеризуется непостоянством вектора скорости, то есть может изменяться либо направление, либо модуль вектора. В установившемся же режиме вектор скорости неизменен [4].

### 3.3 Разработка модели путевого управления вертолетом

Разрабатываемая математическая модель описывает силы и моменты влияющие на путевую устойчивость одновинтового вертолета. Путевая устойчивость – это критичная для вертолета способность, при потере устойчивости в путевом отношении, почти невозможно совершить аварийную посадку.

На путевую устойчивость влияют следующие силы: сила несущего винта, возникающая при взаимодействии вала винта и трансмиссии; боковая сила сопротивления планера, возникающая из-за угла скольжения и скорости набегающего потока; сила тяги рулевого винта. А также соответствующие им моменты: реактивный момент рулевого винта, момент планера, момент силы тяги рулевого винта.

Для начала следует определиться с регулируемой и регулирующей величиной. Для обеспечения путевой устойчивости необходимо управлять путевым углом. Управление этим углом осуществляется за счет тяги рулевого винта, тогда как тяга рулевого винта зависит от угла установки лопастей, которыми управляет пилот за счет педалей, или автоматическая система за счет приводов. Итог, в разрабатываемой математической модели управление путевым углом осуществляется за счет шага рулевого винта.

Из подраздела 3.2 известно уравнение путевой устойчивости

$$M_p - T_{р.в.} l_{р.в.} - M_\phi = I_y \varepsilon_y \quad (3.11)$$

где  $M_\phi$  – момент фюзеляжа вертолета относительно оси, проходящей через центр масс вертолета, параллельной  $OY$ ;

$I_y$  – момент инерции вертолета относительно оси, проходящей через центр масс вертолета, параллельной  $OY$ ;

$\varepsilon_y$  – угловое ускорение относительно оси, проходящей через центр масс вертолета, параллельной ОУ.

Реактивный момент рассчитывается по следующей формуле

$$M_p = 716,2 \frac{N_{дв} \xi}{n_{н.в.}} \quad (3.12)$$

где  $\xi$  – коэффициент использования мощности двигателя;

$N_{дв}$  – мощность двигателя, л. с.;

$n_{н.в.}$  – обороты несущего винта, об/мин.

Момент, создаваемый рулевым винтом, зависит от расстояния до центра масс, но на практике учитывают только длину хвостовой балки, так как расстояние от вала несущего винта до центра масс сравнительно мало, и в зависимости от крена или угла атаки вертолета может быть еще меньше [6].

$$M_{р.в.} = T_{р.в.} l_{р.в.} = C_{T_{р.в.}} F_{р.в.} \frac{\rho (\omega_{р.в.} R_{р.в.})^2}{2} l_{х.б.} \quad (3.13)$$

Коэффициент тяги винта зависит от шага винта, в модели считается, что эта зависимость прямо пропорциональна, тогда

$$M_{р.в.} = C'_{T_{р.в.}} \varphi_{р.в.} F_{р.в.} \frac{\rho (\omega_{р.в.} R_{р.в.})^2}{2} l_{х.б.} \quad (3.14)$$

где  $C'_{T_{р.в.}}$  – коэффициент тяги, не зависящий от шага винта.

Момент фюзеляжа вертолета условно можно разложить на две составляющие

$$M_\phi = M'_\phi + M_k \quad (3.15)$$

где  $M'_\phi$  – момент фюзеляжа без киля;

$M_k$  – момент киля.

Момент фюзеляжа без киля и момент киля соответственно

$$M'_\phi = Z_\phi l_\phi = C_{z_\phi} S_z \frac{\rho V^2}{2} l_\phi, \quad (3.16)$$

$$M_k = k_\alpha C_{z_k} S_k \frac{\rho V^2}{2} l_{х.б.} \quad (3.17)$$

где  $l_\phi$  – плечо боковой силы фюзеляжа.



Можно принять, что коэффициенты боковой силы фюзеляжа и киля зависят прямо пропорционально как от путевого угла, так и от путевой угловой скорости, тогда формулы (4.6) и (4.7) преобразуются следующим образом

$$M'_\phi = C'_{z_\phi} \theta S_z \frac{\rho V^2}{2} l_\phi + C''_{z_\phi} \dot{\theta} S_z \frac{\rho V^2}{2} l_\phi, \quad (3.18)$$

$$M'_k = k_\alpha C'_{z_k} \theta S_k \frac{\rho V^2}{2} l_{x.б.} + k_\alpha C''_{z_k} \dot{\theta} S_k \frac{\rho V^2}{2} l_{x.б.} \quad (3.19)$$

где  $C'_{z_\phi}$  – новый коэффициент боковой силы фюзеляжа с учетом путевого угла и угловой скорости;

$\theta$  – путевой угол;

$\dot{\theta}$  – путевая угловая скорость;

$C'_{z_k}$  – новый коэффициент боковой силы киля с учетом путевого угла и угловой скорости.

Для расчетов удобно выделить отдельно части зависящие от путевого угла и путевого углового ускорения

$$M_\phi = M(\theta) + M(\dot{\theta}), \quad (3.20)$$

$$M(\theta) = \left( C'_{z_\phi} S_z l_\phi + k_\alpha C'_{z_k} S_k l_{x.б.} \right) \theta \frac{\rho V^2}{2}, \quad (3.21)$$

$$M(\dot{\theta}) = \left( C''_{z_\phi} S_z l_\phi + k_\alpha C''_{z_k} S_k l_{x.б.} \right) \dot{\theta} \frac{\rho V^2}{2} \quad (3.22)$$

Для расчета момента инерции удобнее всего мысленно разложить вертолет на простые геометрические фигуры, моменты которых нетрудно рассчитать. Вертолет можно представить всего двумя геометрическими фигурами: шар и конус (рисунок 3.2). Шар аппроксимирует собой фюзеляж вертолета, а конус – хвостовую и килевую балки.

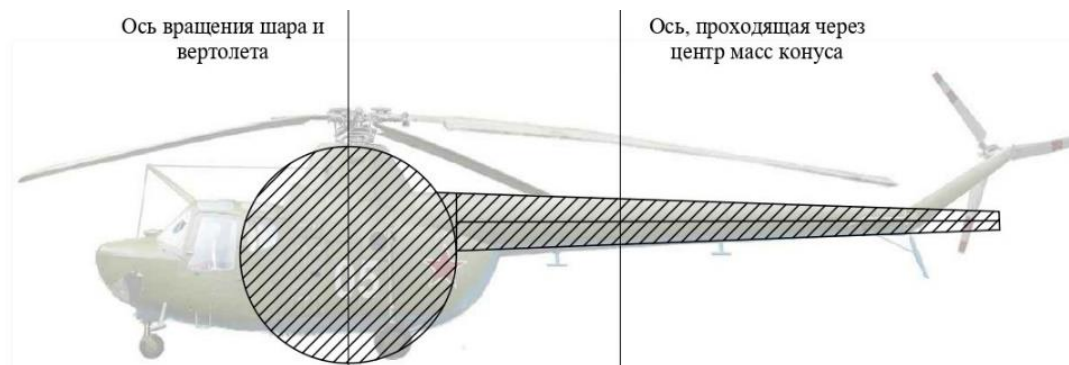


Рисунок 3.2 – Представление вертолета геометрическими фигурами

Момент инерции вертолета и шара соответственно

$$I_y = I_{\phi} + I_{\text{х.б.}} = I_{\text{шара}} + I_{\text{конуса}}, \quad (3.23)$$

$$I_{\text{шара}} = \frac{2}{5} m_{\phi} R_{\text{ш}}^2 \quad (3.24)$$

где  $I_{\phi}$  – момент инерции фюзеляжа без хвостовой и килевой балки;

$I_{\text{х.б.}}$  – момент инерции хвостовой и килевой балки;

$m_{\phi}$  – масса фюзеляжа без хвостовой и килевой балки;

$R_{\text{ш}}$  – радиус шара.

Момент инерции конуса рассчитывается относительно той же оси, поэтому необходимо воспользоваться теоремой Штейнера о параллельных осях, но для начала нужно рассчитать момент инерции конуса относительно оси параллельной  $OY$ , и проходящей через его центр масс.

Чтобы рассчитать момент инерции конуса, мысленно разобьем его на небольшие сплошные диски, тогда момент инерции диска по теореме Штейнера равен

$$I_i = I_d + m_d f^2 \quad (3.25)$$

где  $I_i$  – момент инерции сплошного диска относительно вертикальной оси конуса;

$I_d$  – момент инерции сплошного диска относительно собственной вертикальной оси;

$m_d$  – масса диска;

$f$  – расстояние от диска до вертикальной оси.

Момент инерции сплошного диска согласно теореме о взаимно перпендикулярных осях

$$I_d = \frac{1}{4} m_d r^2 \quad (3.26)$$

где  $r$  – радиус диска.

Задача нахождения момента инерции конуса сводится к интегрированию. Выберем координатные оси и начало отсчета для конуса (рисунок 3.3). Конус располагается горизонтально, так, что ось ординат проходит через центр масс конуса в точке  $O$  и через вершину  $A$ . Отрезок  $AO$  равен двум третьим от высоты конуса, отрезок  $WO$  равен одной трети от высоты конуса, так как сечение конуса является треугольником, а центр масс треугольника делит медианы в соотношении два к одному от вершины. Отрезок  $AW$  равен  $L$ , а отрезки  $BW$  и  $CW$  равны радиусу основания конуса  $R$ .

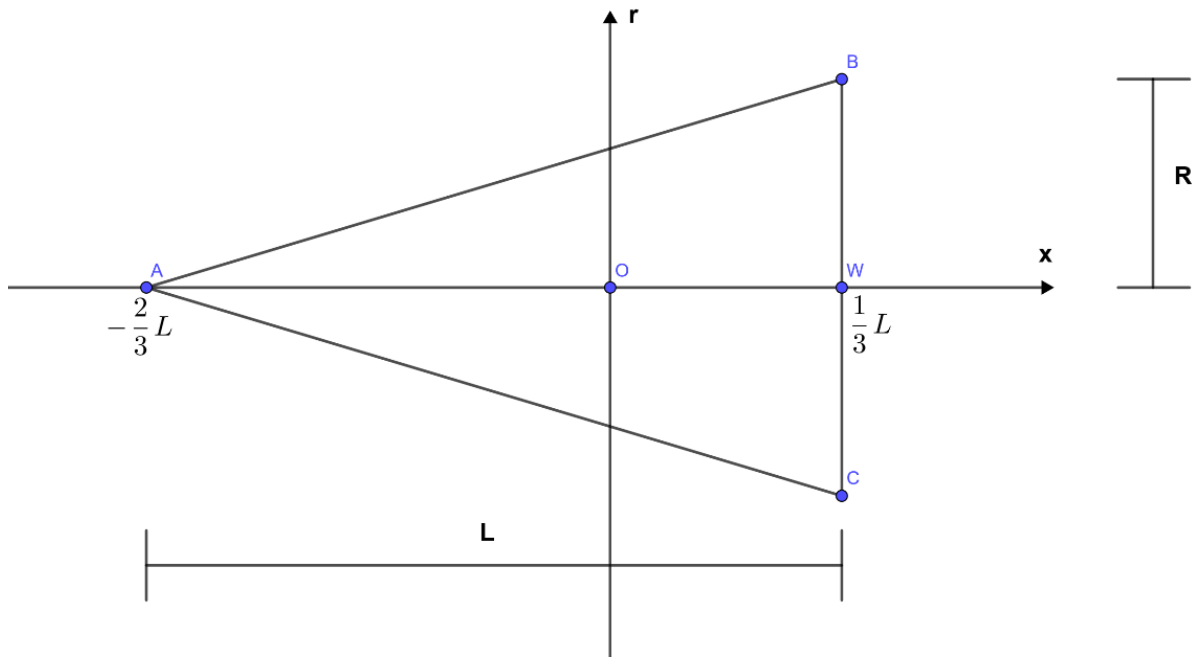


Рисунок 3.3 – Расположение координатных осей относительно конуса

Момент инерции конуса

$$I_{\text{конуса}} = \int_J dI_i = \int_m \left( \frac{1}{4} r^2 + f^2 \right) dm \quad (3.27)$$

Из рисунка 3.3 радиус диска  $r$  зависит от  $x$  следующим образом

$$\frac{r - 0}{R - 0} = \frac{x - \left(-\frac{2}{3}L\right)}{\frac{1}{3}L - \left(-\frac{2}{3}L\right)}, \quad (3.28)$$

$$\frac{r}{R} = \frac{x + \frac{2}{3}L}{L}, \quad (3.29)$$

$$r = x \frac{R}{L} + R \frac{2}{3} \quad (3.30)$$

Масса диска

$$m_{\text{д}} = \rho \pi r^2 \Delta x, \quad (3.31)$$

$$dm = \rho \pi r^2 dx \quad (3.32)$$

Произведем замены

$$\begin{aligned}
I_{\text{конуса}} &= \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} \left( \frac{1}{4} r^2 + x^2 \right) \rho \pi r^2 dx = \rho \pi \left[ \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} \frac{1}{4} r^4 dx + \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} r^2 x^2 dx \right] = \\
&= \rho \pi \left[ \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} \frac{1}{4} \left( x \frac{R}{L} + R \frac{2}{3} \right)^4 dx + \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} \left( x \frac{R}{L} + R \frac{2}{3} \right)^2 x^2 dx \right] = \\
&= \rho \pi \left[ \frac{1}{4} \frac{\left( x \frac{R}{L} + R \frac{2}{3} \right)^5}{5} \frac{L}{R} \Bigg|_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} + \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} \left( x \frac{R}{L} + R \frac{2}{3} \right)^2 x^2 dx \right] = \\
&= \rho \pi \left[ \frac{1}{20} \frac{L}{R} \left\{ \left( R \frac{1}{3} + R \frac{2}{3} \right)^5 - \left( -\frac{2}{3}R + \frac{2}{3}R \right)^5 \right\} + \dots \right] = \\
&= \rho \pi \left[ \frac{1}{20} R^4 L + \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} x^2 \left( x^2 \frac{R^2}{L^2} + x \frac{4R^2}{3L} + \frac{4}{9} R^2 \right) dx \right] = \\
&= \rho \pi \left[ \frac{1}{20} R^4 L + \frac{R^2}{L^2} \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} x^4 dx + \frac{4R^2}{3L} \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} x^3 dx + \frac{4}{9} R^2 \int_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} x^2 dx \right] = \\
&= \rho \pi \left[ \frac{1}{20} R^4 L + \left\{ \frac{R^2}{L^2} \frac{x^5}{5} + \frac{R^2}{3L} x^4 + \frac{4}{27} R^2 x^3 \right\} \Bigg|_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} \right] \tag{3.33}
\end{aligned}$$

Выделим объем хвостовой балки, умножив его на плотность получим массу конуса

$$\begin{aligned}
I_{\text{конуса}} &= \frac{3}{20} m_{\text{х.б}} R^2 + \rho \pi \left[ \left\{ \frac{R^2}{L^2} \frac{x^5}{5} + \frac{R^2}{3L} x^4 + \frac{4}{27} R^2 x^3 \right\} \Bigg|_{-\frac{2}{3}L}^{\frac{1}{3}L} \right] = \\
&= \frac{3}{20} m_{\text{х.б}} R^2 + \rho \pi R^2 L^3 \left[ \left\{ \frac{1}{3^5 \cdot 5} + \frac{1}{3^5} + \frac{4}{3^6} \right\} - \left\{ \frac{-2^5}{3^5 \cdot 5} + \frac{2^4}{3^5} + \frac{-2^5}{3^6} \right\} \right] =
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&= \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + 3m_{x.б} L^2 \left[ \left\{ \frac{1}{3^5 \cdot 5} + \frac{1}{3^5} + \frac{4}{3^6} \right\} - \left\{ \frac{-2^5}{3^5 \cdot 5} + \frac{2^4}{3^5} + \frac{-2^5}{3^6} \right\} \right] = \\
&= \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + 3m_{x.б} L^2 \left[ \frac{1 + 2^5}{3^5 \cdot 5} + \frac{1 - 2^4}{3^5} + \frac{2^2 + 2^5}{3^6} \right] = \\
&= \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + 3m_{x.б} L^2 \frac{3 + 3 \cdot 2^5 + 3 \cdot 5 - 3 \cdot 5 \cdot 2^4 + 5 \cdot 2^2 + 5 \cdot 2^5}{3^6 \cdot 5} = \\
&= \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + m_{x.б} L^2 \frac{3 + 8 \cdot 2^5 - 3 \cdot 5 \cdot (2^4 - 1) + 5 \cdot 2^2}{3^5 \cdot 5} = \\
&= \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + m_{x.б} L^2 \frac{3 + 256 - 15^2 + 20}{3^5 \cdot 5} = \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + m_{x.б} L^2 \frac{54}{3^5 \cdot 5} = \\
&= \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + m_{x.б} L^2 \frac{2 \cdot 3^3}{3^5 \cdot 5} = \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + m_{x.б} L^2 \frac{2}{45} \quad (3.34)
\end{aligned}$$

Момент инерции конуса относительно собственной вертикальной оси

$$I_{\text{конуса}} = \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + \frac{2}{45} m_{x.б} L^2 \quad (3.35)$$

Момент инерции конуса относительно вертикальной оси, проходящей через центр масс

$$I_{\text{конуса}} = \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + \frac{2}{45} m_{x.б} L^2 + m_{x.б} b^2 \quad (3.36)$$

где  $b$  – расстояние от центра масс конуса до центра масс вертолета.  
Момент инерции вертолета равен

$$I_y = \frac{2}{5} m_{\phi} R_{\text{ш}}^2 + \frac{3}{20} m_{x.б} R^2 + \frac{2}{45} m_{x.б} l_{x.б}^2 + m_{x.б} b^2 \quad (3.37)$$

### 3.4 Вычисление параметров модели на основе вертолета Ми-1

В качестве прообраза математической модели вертолета был выбран первый серийный советский вертолет Ми-1. На основе его данных и некоторых приближений будет построена адекватная математическая модель.

Необходимые данные приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Расчетные данные

Обозначение	Значение	Описание
$N_{дв}$ [л. с.]	575	Мощность двигателя
$\xi$	0,78	Коэффициент использования мощности двигателя
$n_{н.в.} \left[ \frac{\text{об}}{\text{мин}} \right]$	232	Обороты несущего винта
$C'_{T_{р.в.}}$	0,63	Коэффициент тяги
$F_{р.в.}$ [м <sup>2</sup> ]	2,45	Площадь, ометаемая рулевым винтом
$\rho \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right]$	1	Плотность воздуха
$\omega_{р.в.} \left[ \frac{\text{рад}}{\text{с}} \right]$	214,67	Обороты несущего винта
$R_{р.в.}$ [м]	1,25	Радиус рулевого винта
$l_{х.б.}$ [м]	8,8	Длина хвостовой балки
$C'_{z_{\phi}}$	0,21	Коэффициент боковой силы фюзеляжа
$S_z$ [м <sup>2</sup> ]	12,34	Площадь фюзеляжа без киля
$l_{\phi}$ [м]	2,10	Плечо силы, приложенной к фюзеляжу
$k_{\alpha} C'_{z_k}$	2,0	Угол атаки и коэффициент торможения потока
$C''_{z_k}$	0,13	Коэффициент боковой силы фюзеляжа
$k_{\alpha} C''_{z_k}$	1,24	Угол атаки и коэффициент торможения потока
$S_k$ [м <sup>2</sup> ]	0,12	Площадь киля
$V \left[ \frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$	36,11	Скорость вертолета (воздушного потока)
$m_{\phi}$ [кг]	1955	Масса фюзеляжа без хвостовой балки
$R_{ш}$ [м]	1,65	Радиус шара, аппроксимирующего фюзеляж вертолета
$m_{х.б.}$ [кг]	345	Масса хвостовой балки

$R[\text{м}]$	0,43	Радиус хвостовой балки в самой широкой части
$b[\text{м}]$	4,58	Расстояние от центра масс конуса до центра масс вертолета

Расчет реактивного момента

$$M_p = 716,2 \frac{N_{\text{дв}} \xi}{n_{\text{н.в.}}} = 716,2 \frac{575 \cdot 0,78}{232} = 1384,55 \approx 1400 \quad (3.38)$$

Расчет момента рулевого винта

$$\begin{aligned} M_{\text{р.в.}} &= C'_{\text{Тр.в.}} \varphi_{\text{р.в.}} F_{\text{р.в.}} \frac{\rho (\omega_{\text{р.в.}} R_{\text{р.в.}})^2}{2} l_{\text{х.б.}} = \\ &= 0,63 \cdot \varphi_{\text{р.в.}} \cdot 2,45 \cdot \frac{1(214,67 \cdot 1,25)^2}{2} \cdot 8,8 = 55569,87 \cdot \varphi_{\text{р.в.}} \approx \\ &\approx 55600 \cdot \varphi_{\text{р.в.}} \end{aligned} \quad (3.39)$$

Расчет составляющей зависящей от путевого угла

$$\begin{aligned} M(\theta) &= (C'_{z_\phi} S_z l_\phi + k_\alpha C'_{z_\kappa} S_\kappa l_{\text{х.б.}}) \theta \frac{pV^2}{2} = \\ &= (0,21 \cdot 12,34 \cdot 2,1 + 2,0 \cdot 0,12 \cdot 8,8) \theta \frac{1 \cdot 36,11^2}{2} = 4924,91 \cdot \theta \approx \\ &\approx 4900 \cdot \theta \end{aligned} \quad (3.40)$$

Расчет составляющей зависящей от путевого углового ускорения

$$M(\dot{\theta}) = (C''_{z_\kappa} S_z l_\phi + k_\alpha C''_{z_\kappa} S_\kappa l_{\text{х.б.}}) \dot{\theta} \frac{pV^2}{2} = 3050,07 \cdot \dot{\theta} \approx 3100 \cdot \dot{\theta} \quad (3.41)$$

Расчет момента инерции вертолета

$$\begin{aligned} I_y &= \frac{2}{5} m_\phi R_{\text{ш}}^2 + \frac{3}{20} m_{\text{х.б.}} R^2 + \frac{2}{45} m_{\text{х.б.}} l_{\text{х.б.}}^2 + m_{\text{х.б.}} b^2 = \\ &= 0,4 \cdot 1955 \cdot 1,65^2 + 0,15 \cdot 345 \cdot 0,43^2 + \frac{2}{45} \cdot 345 \cdot 8,8^2 + 345 \cdot 4,58^2 = \end{aligned}$$



$$= 10562,83 \approx 10600 \quad (3.42)$$

Тогда уравнение (3.11) предстанет в следующем виде

$$1400 + 55600 \cdot \varphi_{p.v.} - 3100 \cdot \dot{\theta} - 4900 \cdot \theta = 10600 \cdot \ddot{\theta} \quad (3.43)$$

После преобразования Лапласа

$$\frac{1400}{s} + 55600 \cdot \Phi - 3100 \cdot s \cdot \Theta - 4900 \cdot \Theta = 10600 \cdot s^2 \cdot \Theta, \quad (3.44)$$

$$\frac{1400}{s} + 55600 \cdot \Phi = \Theta(10600s^2 + 3100 + 4900), \quad (3.45)$$

$$\frac{1400}{s} + 55600 \cdot \Phi = \Theta(10600s^2 + 3100 + 4900), \quad (3.46)$$

$$\Theta = \frac{55600}{(10600s^2 + 3100s + 4900)} \Phi + \frac{1400}{s(10600s^2 + 3100s + 4900)}, \quad (3.47)$$

$$\Theta = \frac{55600}{(10600s^2 + 3100s + 4900)} \Phi + \frac{1400}{s(10600s^2 + 3100s + 4900)}, \quad (3.48)$$

$$\Theta = \frac{556}{(106s^2 + 31s + 49)} \Phi + \frac{14}{s(106s^2 + 31s + 49)} \quad (3.49)$$

Передаточная функция объекта

$$\frac{\Theta}{\Phi} = \frac{556}{106s^2 + 31s + 49} \quad (3.50)$$

Возмущение несущего винта

$$F = \frac{14}{s(106s^2 + 31s + 49)} \quad (3.51)$$

### 3.5 Анализ качества системы для управления вертолетом

Для установления оценок качества переходного процесса необходимо построить кривую переходного процесса. Для этого строится модель замкнутой системы без регулятора в графической среде программирования MATLAB: Simulink (рисунок 3.4).

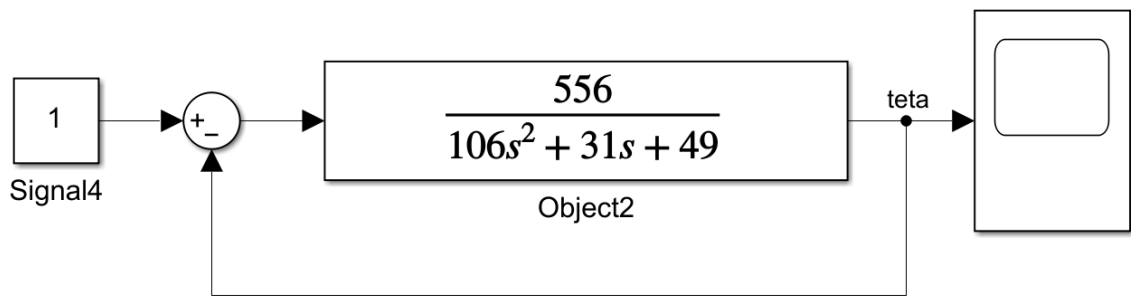


Рисунок 3.4 – Система с отрицательной обратной связью в среде MATLAB: Simulink

По смоделированной кривой переходного процесса можно получить прямые оценки качества (рисунок 3.5).

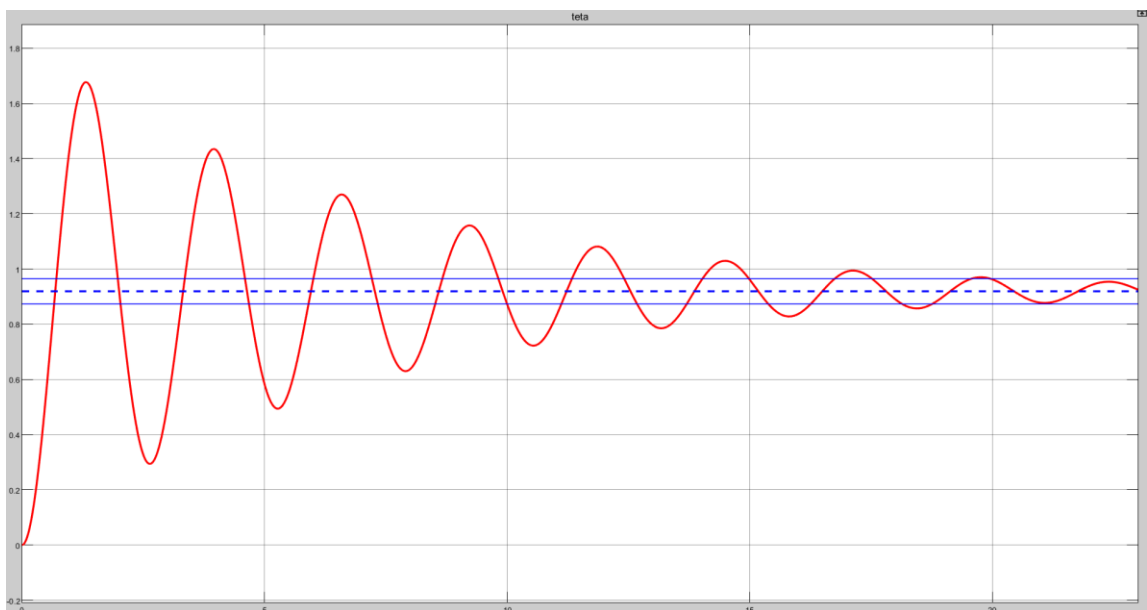


Рисунок 3.5 – Кривая переходного процесса

Из рисунка 3.5 видно, что система устойчива, но не приходит к установленному значению. Прямые оценки качества приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	0,919	Установившееся значение

$y_{max1}$	1,677	Первый максимум
$y_{max2}$	1,435	Второй максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0,081	Статическая ошибка
$t_p$	19,96	Время регулирования
$t_1$	1,3	Время первого максимума
$t_H$	0,684	Время нарастания
$T$	2,65	Период
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,823	Перерегулирование
$n$	8	Число колебаний
$\chi = \frac{ y_{max1} - y(\infty) }{ y_{max2} - y(\infty) }$	1,469	Декремент затухания

Для установления корневых оценок качества нужно найти полюса характеристического уравнения замкнутой системы.

Передаточная функция замкнутой системы

$$G = \frac{556}{106s^2 + 31s + 49} = \frac{556}{1 + \frac{556}{106s^2 + 31s + 49}} = \frac{556}{106s^2 + 31s + 605} \quad (3.52)$$

Решения характеристического уравнения

$$106s^2 + 31s + 605 = 0, \quad (3.53)$$

$$s_{1,2} = \frac{-31 \pm \sqrt{255559}i}{212} \approx -0,146 \pm 2,385i \quad (3.54)$$

Степень устойчивости

$$\eta = \min |Re s| = 0,146 \quad (3.55)$$

Степень колебательности

$$\mu = \max \left| \frac{Im s}{Re s} \right| = 16,34 \quad (3.56)$$

Система обладает неудовлетворительными показателями оценок качества – необходимо регулирование. Так как высока степень колебательности, требуется дифференциальный закон регулирования; интегральный закон также необходим, так как погрешность позиционирования вертолета в пространстве допускает отклонение не более чем 5 градусов. Таким образом ПИД-закон регулирования является наиболее подходящим.

## 4 Синтез системы управления вертолетом с компенсацией возмущений

### 4.1 Оценки качества, штрафные функции

Для того чтобы подобрать оптимальные параметры регулятора, следует выбрать оценки качества влияния этих параметров на кривую переходного процесса.

Система будет оптимизироваться относительно двух интегральных оценок качества: IAE, ITAE.

Так как синтез регулятора будет осуществляться за счет программных методов, интегральный критерий качества IAE и ITAE легко реализуемы.

$$IAE = \int_0^t (|\varepsilon(t)|)dt, \quad (4.1)$$

$$ITAE = \int_0^t (t \cdot |\varepsilon(t)|)dt \quad (4.2)$$

Помимо интегральных критериев, вводится штрафная функция MAE, которая используется для минимизации максимального отклонения.

$$MAE = |\varepsilon_{max}| \quad (4.3)$$

Программная реализация на языке Python представлена в приложении А.

### 4.2 Синтез регулятора методом градиентного спуска

Алгоритм градиентного спуска – это один из основных численных методов оптимизации. Он предназначен для нахождения локального минимума (или максимума). Этот метод широко применяется для задач оптимального управления, машинного обучения.

Существует множество реализаций градиентного спуска, но в целом они имеют одинаковую последовательность действий: выбирается исходная точка; просчитывается градиент в точке (градиент – вектор частных производных); если ищется минимум, делается шаг в противоположную сторону, то есть в сторону убывания функции; действия повторяются до тех пор, пока не выполнено условие остановки [11].

Выбор начальной точки имеет большое значение: алгоритм предназначен для нахождения локальных минимумов (максимумов), поэтому будет найден ближайший минимум (максимум) от точки, а не глобальный. В связи с этим имеет смысл выполнить алгоритм для множества разных точек в каком-то

диапазоне, для этого можно написать подпрограмму выбора случайных или по какому-то принципу начальных точек.

В зависимости от реализации программы шаг делается по-разному, в одних алгоритмах делается шаг во всех направлениях, для этого по градиенту составляют вектор, нормализуют его, умножают на коэффициент шага и вычисляют следующую точку. В других же алгоритмах шаг может делаться только по тому аргументу, который даст большее уменьшение функции, то есть аргументу с наибольшим абсолютным значением частной производной. Алгоритм программы предоставлен в приложении Б.

На рисунке 4.1 представлены значения, полученные методом градиентного спуска для критерия IAE.

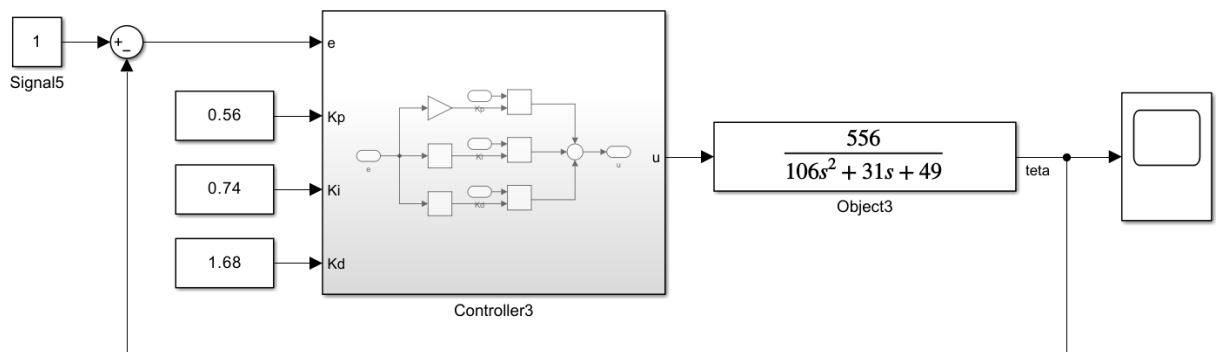


Рисунок 4.1 – Система с регулятором без возмущений

Переходной процесс представлен на рисунке 4.2.

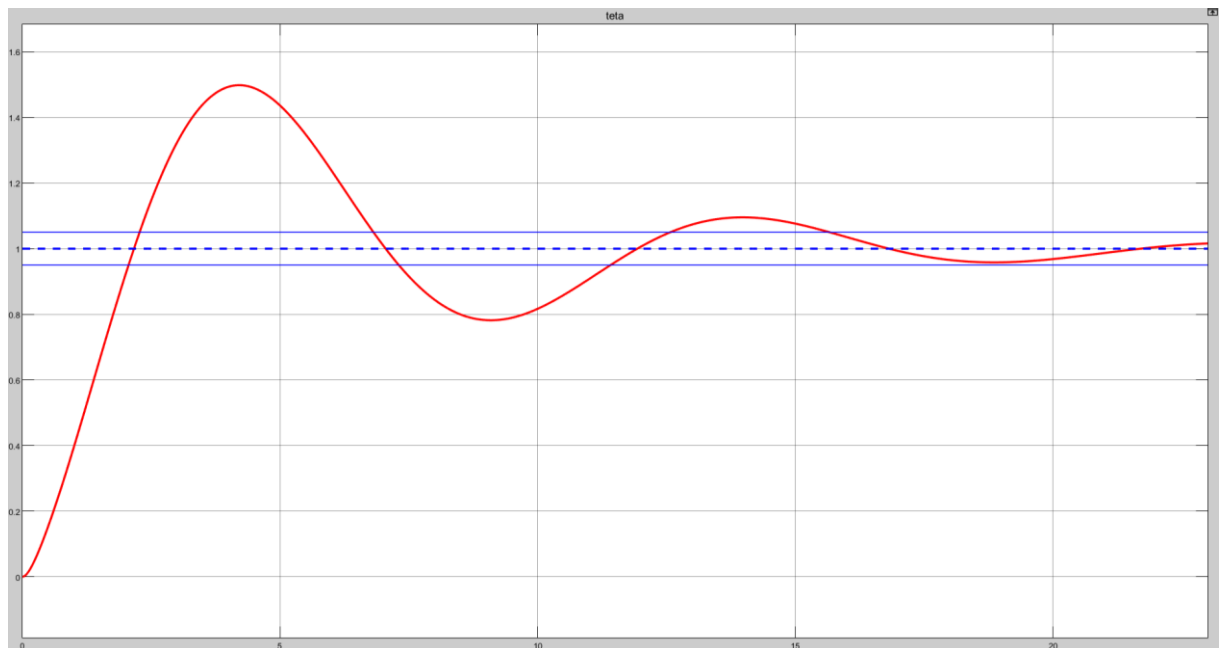


Рисунок 4.2 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,498	Первый максимум
$y_{max2}$	1,1	Второй максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	15,67	Время регулирования
$t_1$	4,2	Время первого максимума
$t_H$	2,163	Время нарастания
$T$	9,8	Период
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,50	Перерегулирование
$n$	2	Число колебаний
$\chi = \frac{ y_{max1} - y(\infty) }{ y_{max2} - y(\infty) }$	4,98	Декремент затухания

Получившийся регулятор не обеспечивает предъявленные к управлению вертолетом требования. Система имеет 50 процентное перерегулирование и время регулирования около 16 секунд.

На рисунке 4.3 представлены значения, полученные методом градиентного спуска для критерия ИТАЕ.

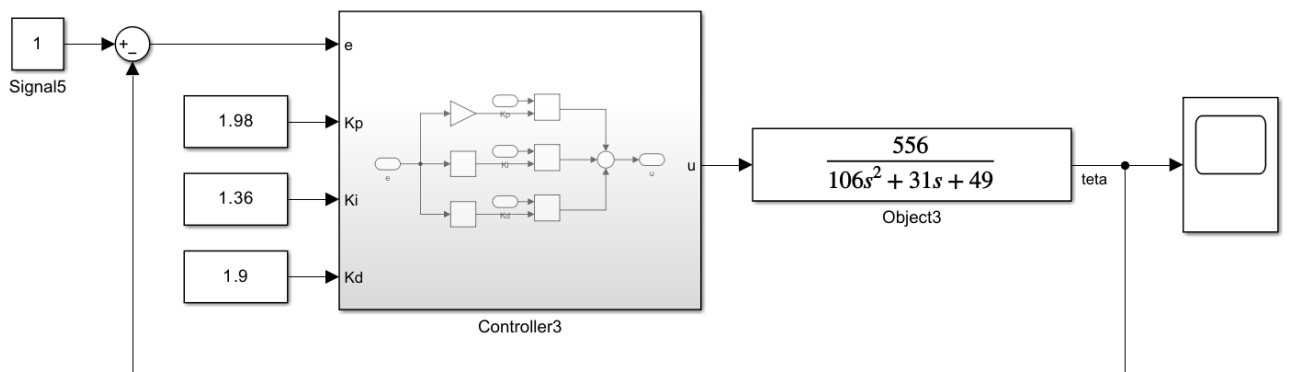


Рисунок 4.3 – Система с регулятором без возмущений

Переходной процесс представлен на рисунке 4.4.

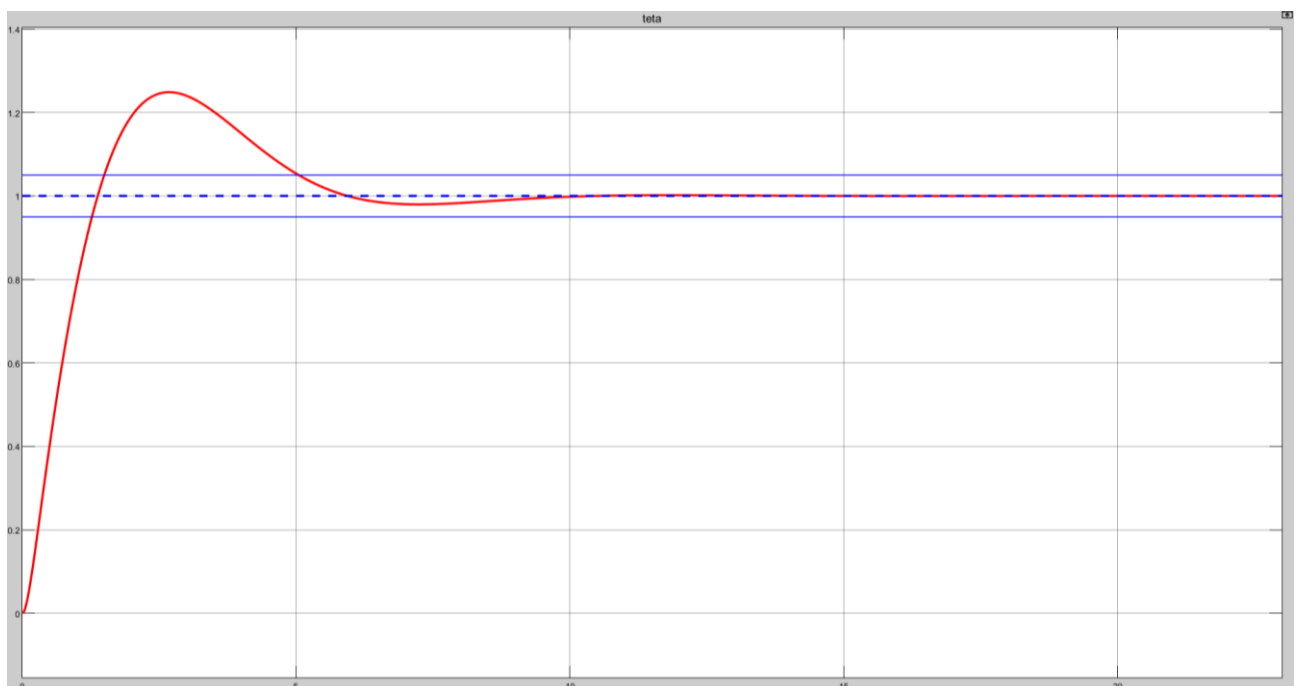


Рисунок 4.4 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение



$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,25	Первый максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	5,04	Время регулирования
$t_1$	2,68	Время первого максимума
$t_H$	1,375	Время нарастания
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,25	Перерегулирование

Получившийся регулятор не обеспечивает предъявленные к управлению вертолетом требования. Система имеет 25 процентное перерегулирование и время регулирования около 5 секунд.

На рисунке 4.5 представлены значения, полученные методом градиентного спуска для критерия ИТАЕ со штрафной функцией МАЕ.

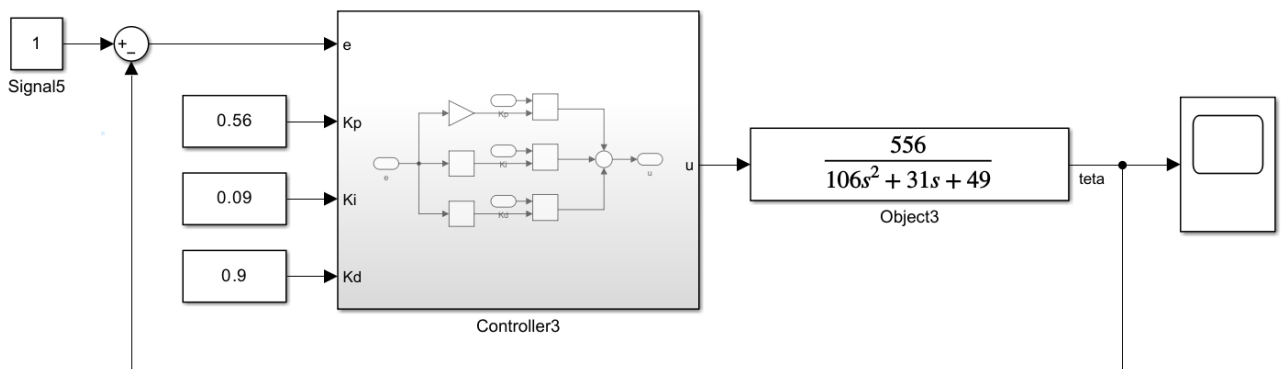


Рисунок 4.5 – Система с регулятором без возмущений

Переходной процесс представлен на рисунке 4.6. Из рисунка видно, что введение штрафной функции повлияло лучшим образом на прямые оценки качества. Регулятор обеспечивает предъявленные к управлению вертолетом требования. Время регулирования около 3,5 секунд, перерегулирование не более 5 процентов.

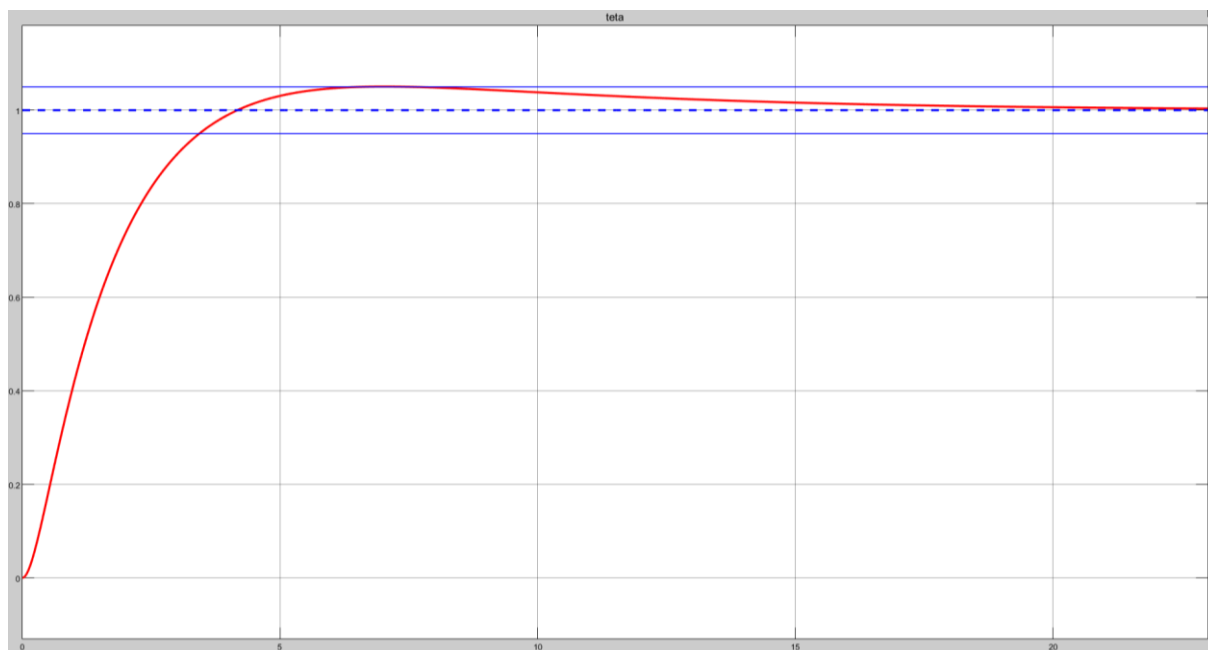


Рисунок 4.6 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.3

Таблица 4.3 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_z$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,05	Первый максимум
$\varepsilon_{ст} = y_z - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	3,43	Время регулирования
$t_1$	7	Время первого максимума
$t_H$	4,17	Время нарастания

$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,05	Перерегулирование
---	------	-------------------

### 4.3 Синтез регулятора методом генетического алгоритма

Генетический алгоритм – это эвристический алгоритм, основанный на механизме естественного отбора реальной природы. Алгоритм состоит из следующих шагов: набирается исходная популяция, производится расчет приспособленности каждого индивида и популяции в целом; затем индивиды популяции скрещиваются, при чем так, что наиболее приспособленные индивиды либо чаще скрещиваются, либо дают больше потомства, либо и то и другое вместе; если в результате скрещивания общий уровень приспособленности получившейся популяции мало отличим от популяции прародителя, то в новой популяции происходит мутация до тех пор, пока приспособленность не станет удовлетворительной [10].

Генетический алгоритм очень гибок, каждый его ключевой этап может быть реализован множеством способов. В программу может быть введено множество правел и исключений, которые могут значительно улучшить поиск лучших критериев. За основу можно выбрать поведение какой-то реальной популяции живых организмов или разработать механизмы размножения и мутации основываясь на поставленной задаче.

Например, в представленной реализации программы в приложении В видно, что в скрещивании участвуют три индивида, такое решение имеет место быть, так как регулятор имеет три аргумента.

На рисунке 4.7 представлены значения, полученные генетическим алгоритмом для критерия IAE.

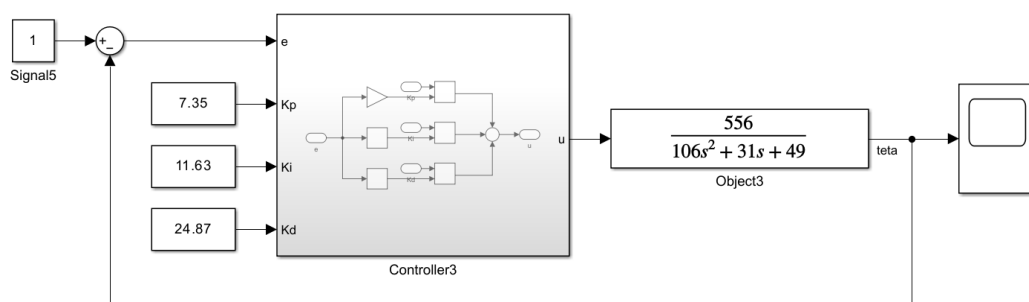


Рисунок 4.7 – Система с регулятором без возмущений

Переходной процесс представлен на рисунке 4.8. Из рисунка видно, что получившийся регулятор не обеспечивает предъявленные к управлению вертолетом требования. Система имеет 55 процентное перерегулирование и время регулирования около 20 секунд.

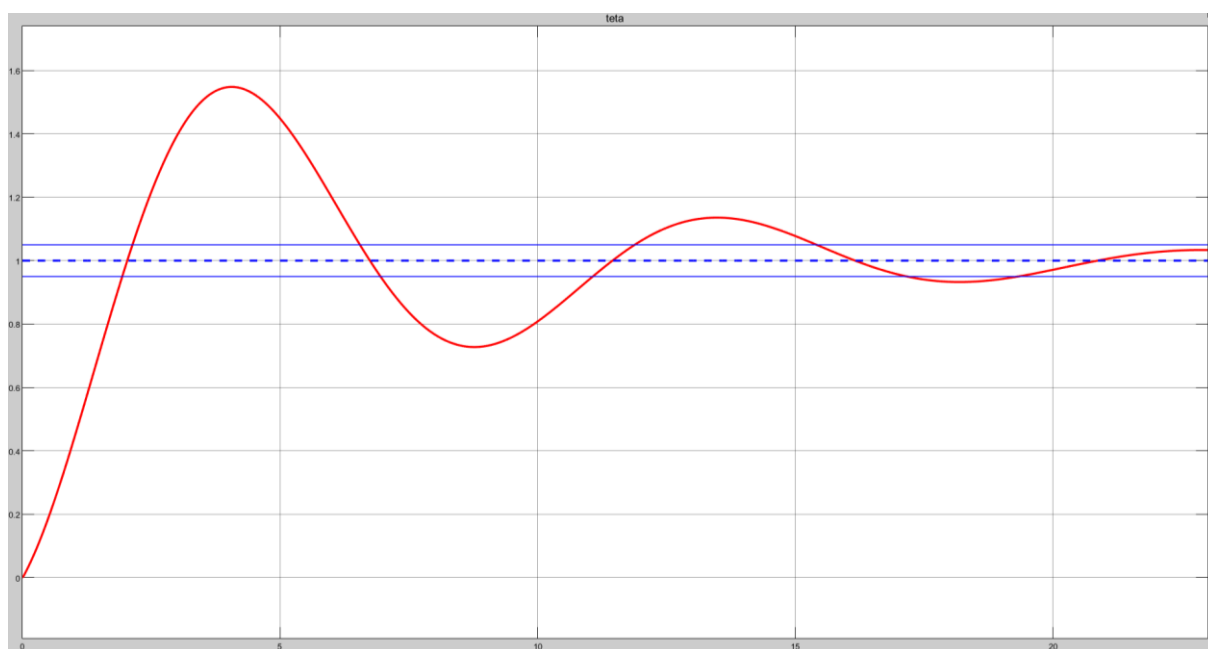


Рисунок 4.8 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,55	Первый максимум
$y_{max2}$	1,135	Второй максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	19,33	Время регулирования
$t_1$	4,06	Время первого максимума
$t_H$	2,034	Время нарастания

$T$	9,41	Период
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,55	Перерегулирование
$n$	2	Число колебаний
$\chi = \frac{ y_{max1} - y(\infty) }{ y_{max2} - y(\infty) }$	4.07	Декремент затухания

На рисунке 4.9 представлены значения, полученные генетическим алгоритмом для критерия ITAE.

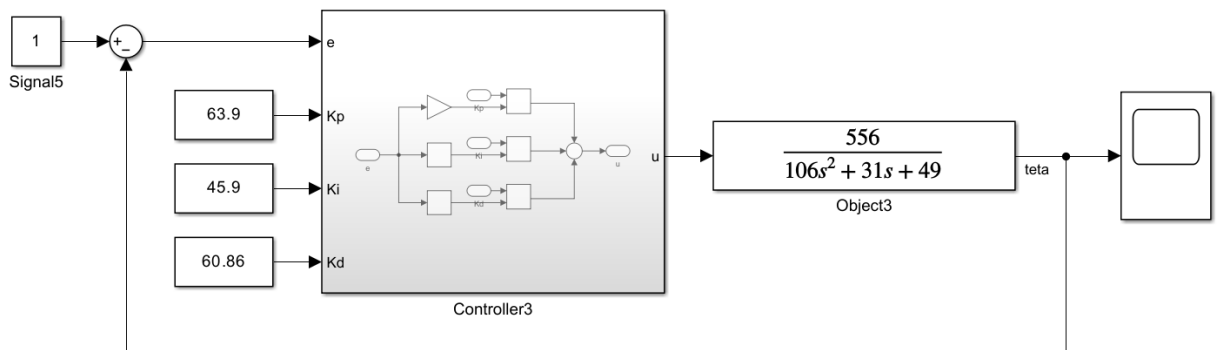


Рисунок 4.9 – Система с регулятором без возмущений

Переходной процесс представлен на рисунке 4.10

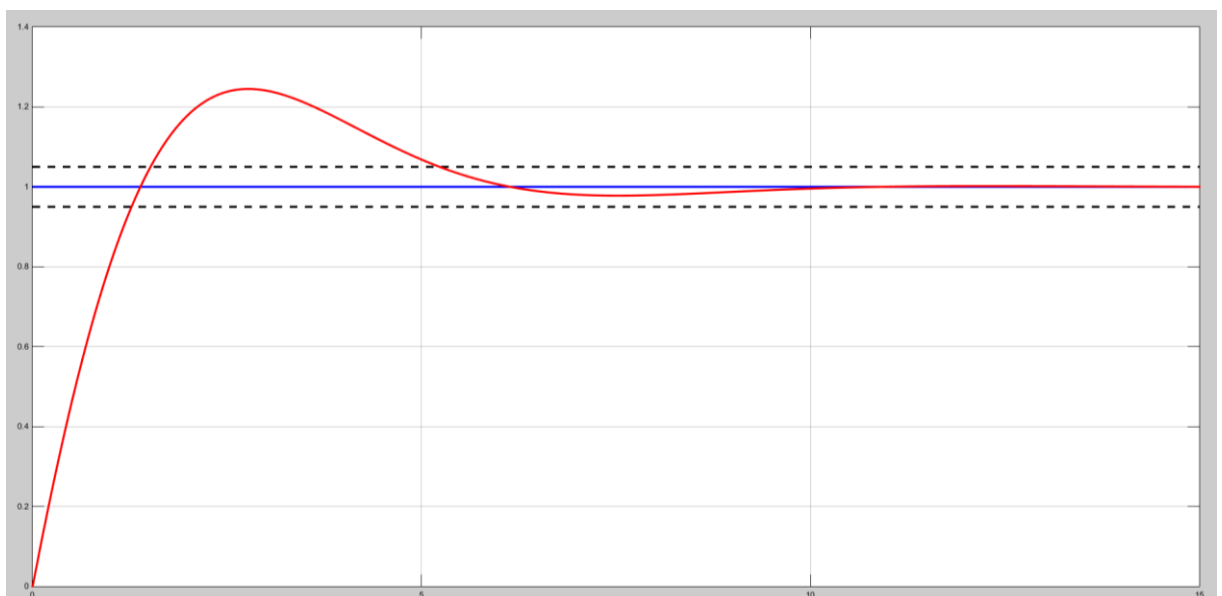


Рисунок 4.10 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.5.

Таблица 4.5 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,247	Первый максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	5,02	Время регулирования
$t_1$	2,67	Время первого максимума
$t_H$	1,335	Время нарастания
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,25	Перерегулирование

На рисунке 4.11 представлены значения, полученные методом градиентного спуска для критерия ИТАЕ со штрафной функцией МАЕ.

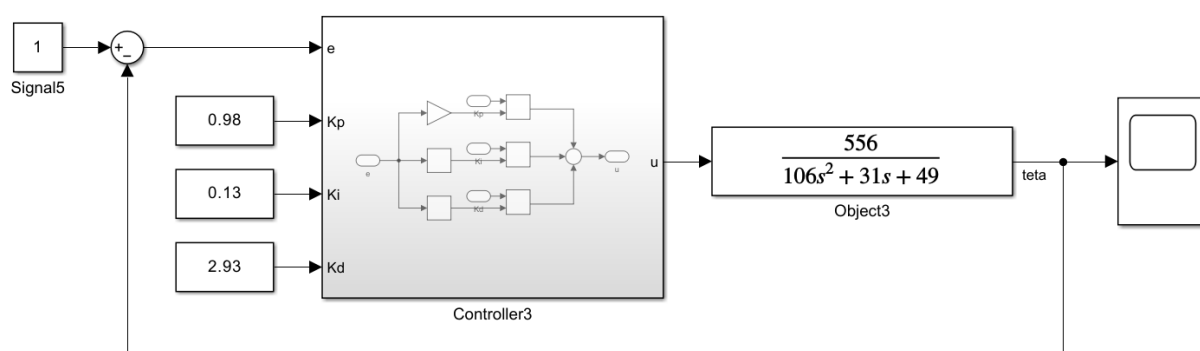


Рисунок 4.11 – Система с регулятором без возмущений

Получившийся регулятор не обеспечивает предъявленные к управлению вертолетом требования. Хотя система имеет 13 процентное перерегулирование, время регулирования составляет около 20 секунд.

Переходной процесс представлен на рисунке 4.12

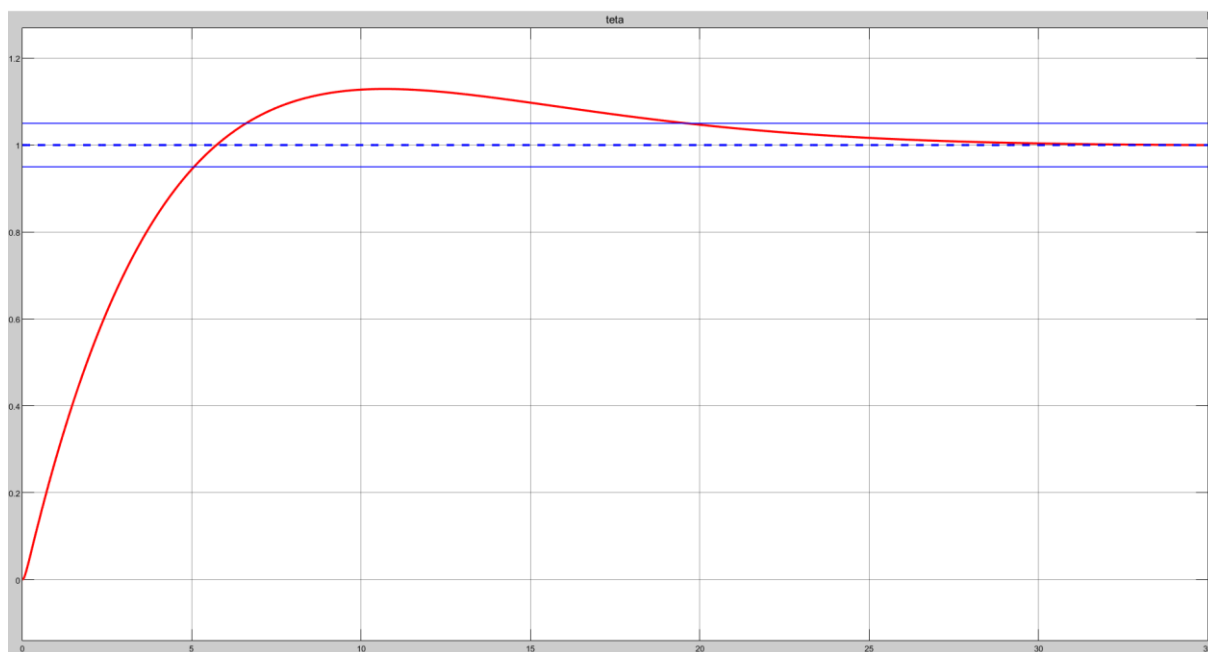


Рисунок 4.12 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,129	Первый максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	19,6235	Время регулирования
$t_1$	10,7	Время первого максимума
$t_H$	5,728	Время нарастания

$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,13	Перерегулирование
---	------	-------------------

#### 4.4 Синтез регулятора методом полного перебора

Самый простой для понимания и программирования алгоритм (реализация в приложении Г), но имеющий самую сложную временную сложность

$$O(n^k) \tag{4.4}$$

где  $n$  – количество значений аргумента;

$k$  – количество аргументов функции.

Суть алгоритма заключается в том, что перебираются все возможные варианты аргументов функции, среди которых точно есть самый лучший вариант. Этот метод иначе называют методом «грубой силы» или brute force. Перебор производится с постоянным небольшим шагом. Хотя этот алгоритм может дать лучший результат, его редко используют, так как для достижения результата может понадобиться такое большое время, что пользователь алгоритма результат никогда не увидит.

На рисунке 4.13 представлены значения, полученные методом полного перебора для критерия IAE.

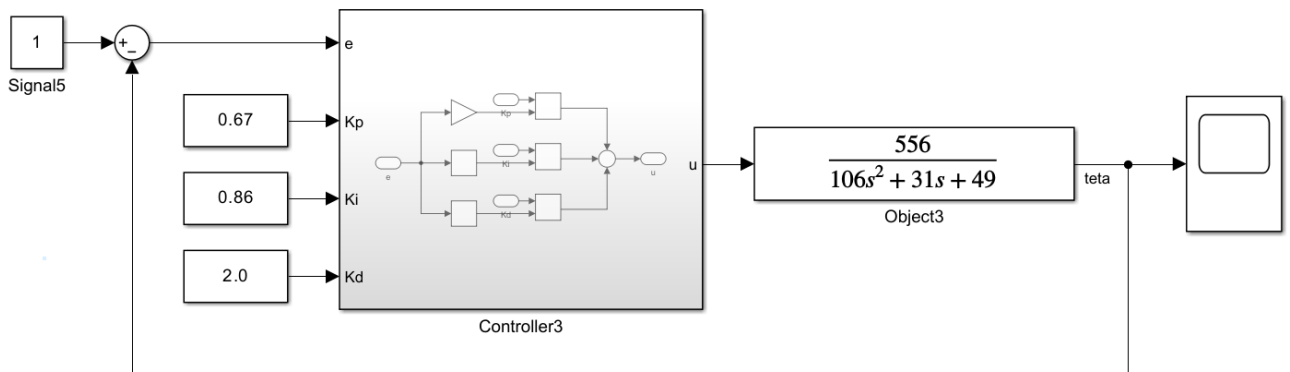


Рисунок 4.13 – Система с регулятором без возмущений

Переходной процесс представлен на рисунке 4.14. Из рисунка видно, что получившийся регулятор не обеспечивает предъявленные к управлению вертолетом требования. Система имеет 50 процентное перерегулирование и время регулирования около 16 секунд.



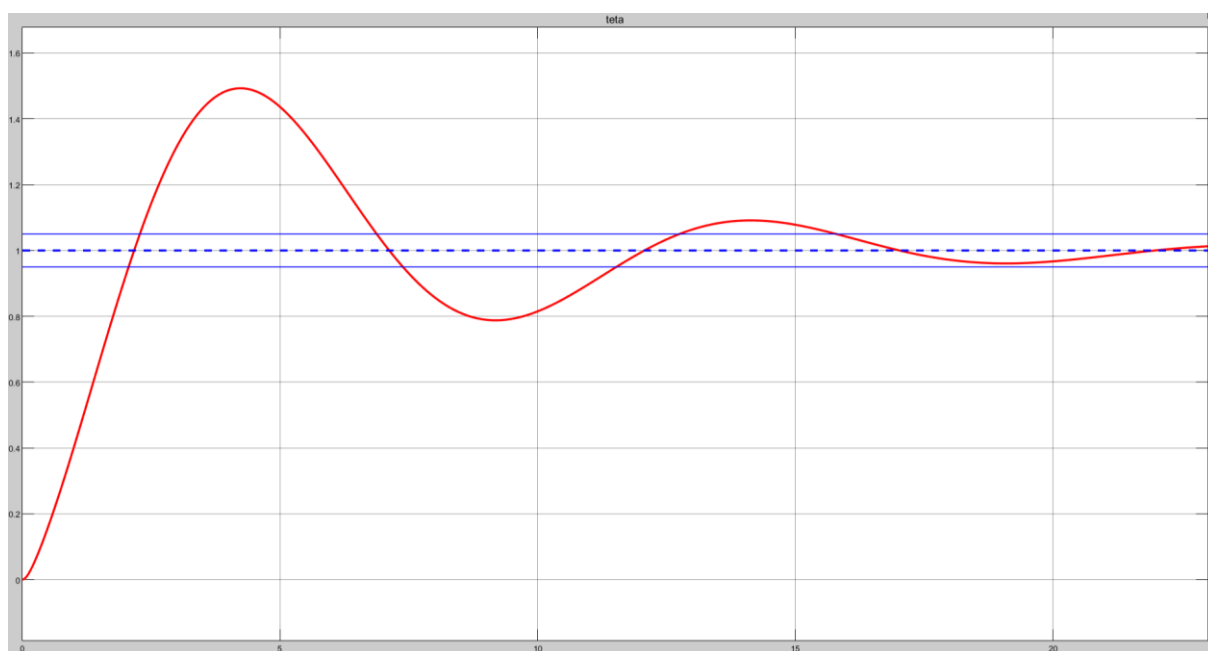


Рисунок 4.14 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.7.

Таблица 4.7 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,493	Первый максимум
$y_{max2}$	1,09	Второй максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	15,8	Время регулирования
$t_1$	2,23	Время первого максимума
$t_H$	2,166	Время нарастания

$T$	11,9	Период
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,493	Перерегулирование
$n$	$n$	Число колебаний
$\chi = \frac{ y_{max1} - y(\infty) }{ y_{max2} - y(\infty) }$	5,48	Декремент затухания

На рисунке 4.15 представлены значения, полученные методом полного перебора для критерия ИТАЕ.

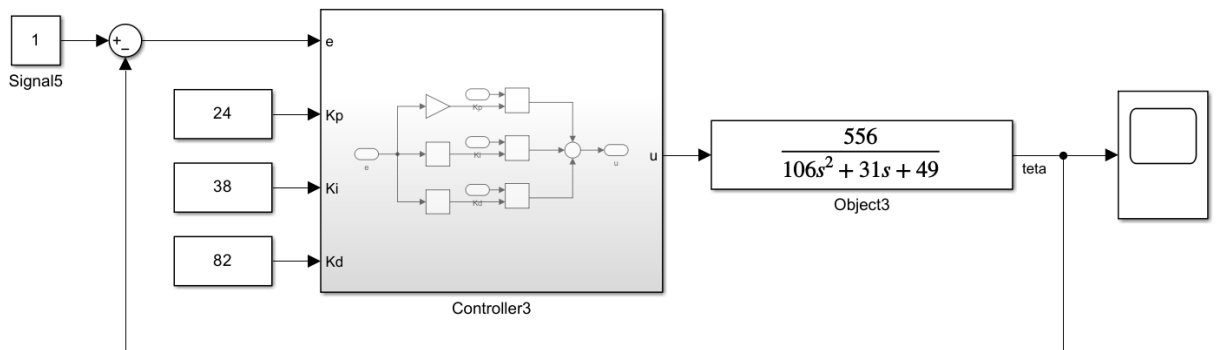


Рисунок 4.15 – Система с регулятором без возмущений

Переходной процесс представлен на рисунке 4.16.

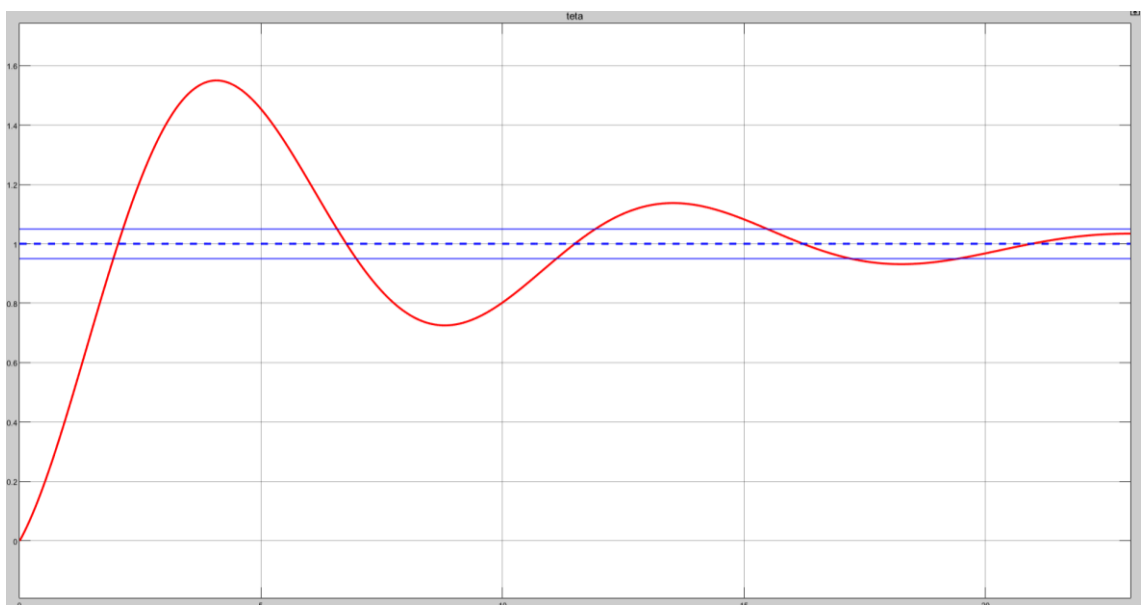


Рисунок 4.16 – Кривая переходного процесса

Из рисунка видно, что получившийся регулятор не обеспечивает предъявленные к управлению вертолетом требования. Система имеет 55 процентное перерегулирование и время регулирования около 19 секунд.

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.8.

Таблица 4.8 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,55	Первый максимум
$y_{max2}$	1,137	Второй максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	19,43	Время регулирования
$t_1$	4,07	Время первого максимума
$t_n$	2,04	Время нарастания
$T$	9,46	Период
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,55	Перерегулирование
$n$	2	Число колебаний
$\chi = \frac{ y_{max1} - y(\infty) }{ y_{max2} - y(\infty) }$	4,01	Декремент затухания

На рисунке 4.17 представлены значения, полученные методом полного перебора для критерия ИТАЕ со штрафной функцией МАЕ. Введение штрафной функции повлияло лучшим образом на прямые оценки качества. Регулятор обеспечивает предъявленные к управлению вертолетом требования. Время регулирования около 6,5 секунд, перерегулирование не более 6 процентов.

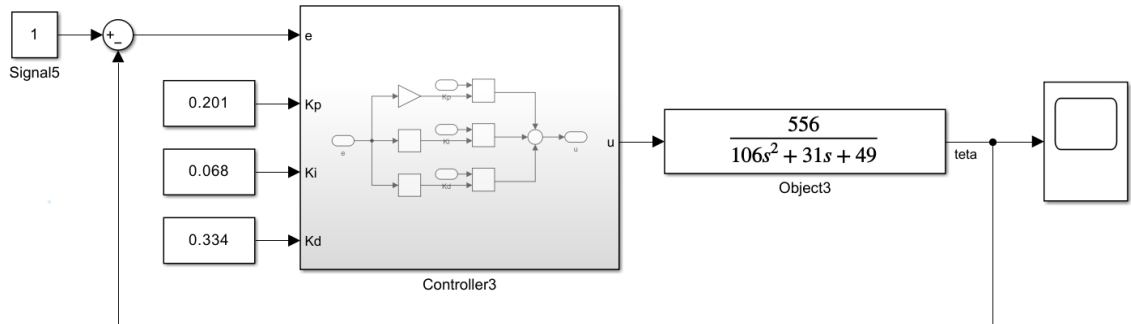


Рисунок 4.17 – Система с регулятором без возмущений

Переходной процесс представлен на рисунке 4.18.

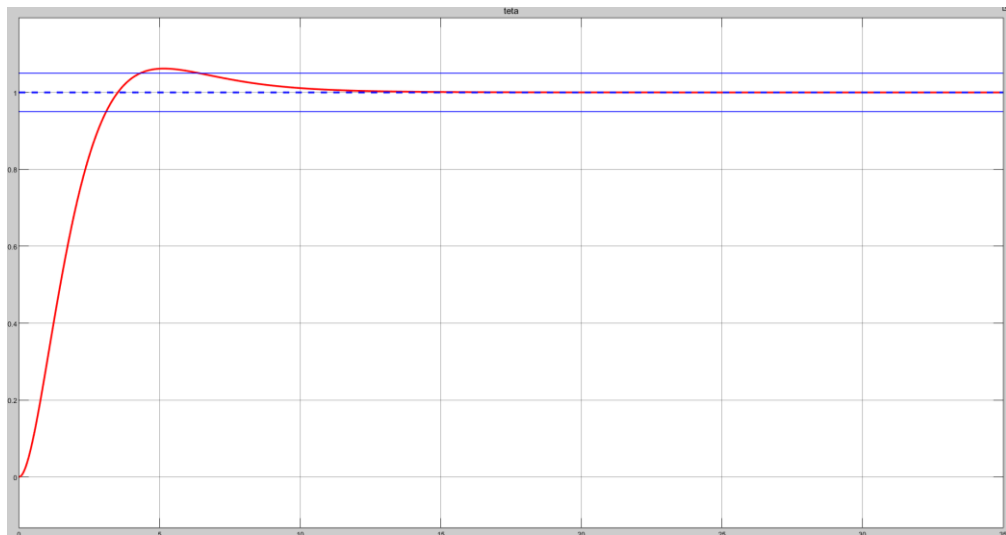


Рисунок 4.18 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.9.

Таблица 4.9 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение

$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,06	Первый максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	6,407	Время регулирования
$t_1$	5,15	Время первого максимума
$t_H$	3,52	Время нарастания
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,06	Перерегулирование

#### 4.5 Синтез компенсатора для системы с возмущением

Среди полученных регуляторов самым лучшим оказался регулятор, найденный методом градиентного спуска для критерия качества ИТАЕ со штрафной функцией МАЕ. Для данной системы рассматривается влияние возмущения несущего винта.

Система с возмущением, но без компенсатора представлена на рисунке 4.19.

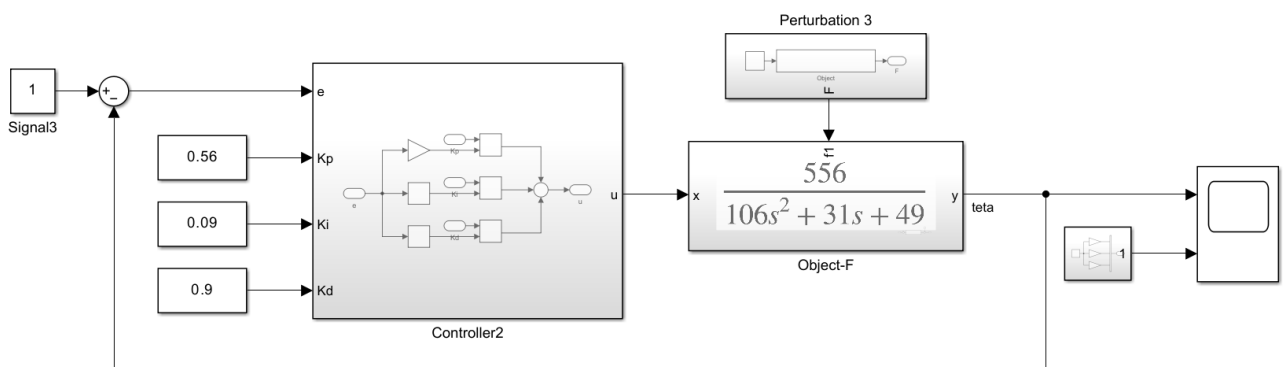


Рисунок 4.19 – Система без компенсатора

Без компенсатора, система перестает отвечать требованиям: установившаяся ошибка составляет около трети от заданного сигнала. Поэтому необходимо разработать компенсатор,

Переходной процесс представлен на рисунке 4.20.

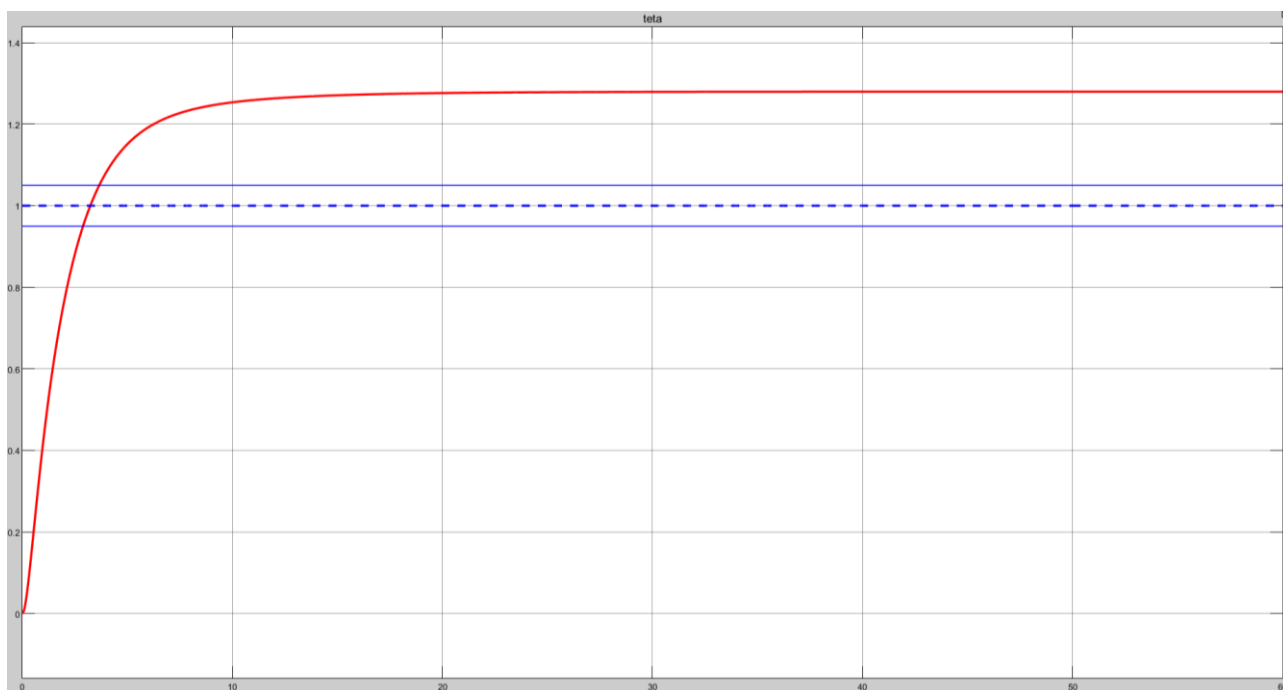


Рисунок 4.20 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.10.

Таблица 4.10 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение
$y(\infty)$	1,28	Установившееся значение
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0,28	Статическая ошибка
$t_p$	$\infty$	Время регулирования
$t_H$	3,23	Время нарастания

После добавления компенсатора система представляется на рисунке 4.21.

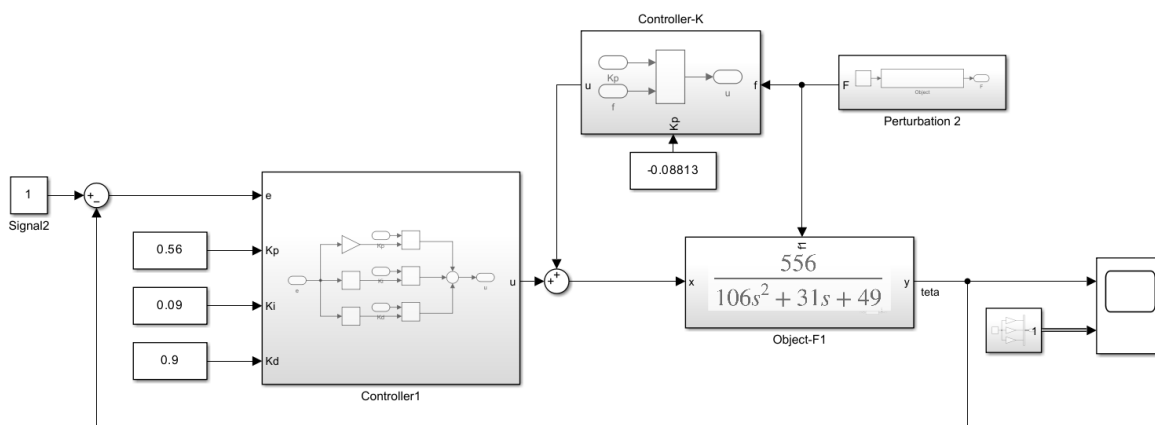


Рисунок 4.21 – Система с компенсатором

Переходной процесс представлен на рисунке 4.22.

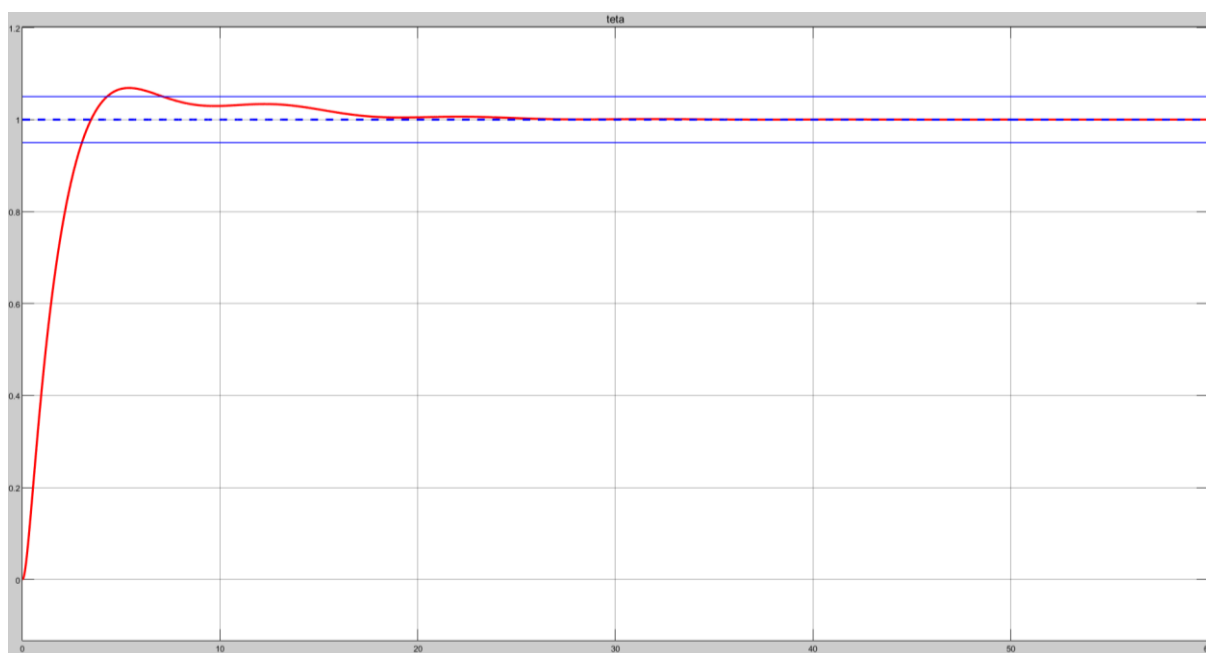


Рисунок 4.22 – Кривая переходного процесса

Прямые оценки качества представлены в таблице 4.11.

Таблица 4.11 – Прямые оценки качества

Формула, обозначение	Значение	Описание
$y_3$	1	Заданное значение

Продолжение таблицы 4.11

$y(\infty)$	1	Установившееся значение
$y_{max1}$	1,069	Первый максимум
$y_{max2}$	1,034	Второй максимум
$\varepsilon_{ст} = y_3 - y(\infty)$	0	Статическая ошибка
$t_p$	7,11	Время регулирования
$t_1$	5,385	Время первого максимума
$t_H$	3,23	Время нарастания
$\sigma = \frac{y_{max1} - y(\infty)}{y(\infty)}$	0,069	Перерегулирование
$\chi = \frac{ y_{max1} - y(\infty) }{ y_{max2} - y(\infty) }$	2,029	Декремент затухания

Регулятор и компенсатор обеспечивают предъявленные к управлению вертолетом требования.



## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данного дипломного проекта были изучены аэродинамические характеристики вертолета, необходимые для создания адекватной модели движения и позиционирования в пространстве вертолета.

Создана математическая модель путевого управления вертолета с учетом возмущения вызванного реактивным моментом несущего винта. Математическая модель создана с рядом допущений, которые необходимо учитывать в системах управления реального вертолета.

Полученная комбинированная система автоматического управления является оптимальной относительно критерия ИТАЕ, обеспечивает лучшее быстрдействие вертолета и точность позиционирования.

Оптимизация осуществлялась посредством трех методов оптимизации, разработанных в языке программирования Python. Градиентный спуск оказался лучшим методом, так как нашел лучшие параметры регулятора, и имеет малую временную сложность. Генетический алгоритм и метод полного перебора имеют свои недостатки и преимущества.

Наилучшие результаты получены благодаря методу градиентного спуска, благодаря которому были найдены оптимальные значения регулятора, которые обеспечили требования управления вертолетом, предъявляемые в отношении времени регулирования, значения максимального отклонения и установившейся ошибки.

В ходе изложения проекта было установлено, что возможно оптимальное управление вертолетом при условии того, что будет учтено возмущение, создаваемое несущим винтом. Для этого в систему вводится компенсатор, который является регулятором с пропорциональным законом регулирования.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 Воронов А.А. Теория автоматического управления. – М.: Высш. шк., 1986. – 367 с.
- 2 Бесекерский В. А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. – СПб.: «Профессия», 2003. – 752 с.
- 3 Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А. Практическая аэродинамика вертолетов. – М.: Воениздат, – 1980. – 384 с.
- 4 Есаулов С. Ю., Бахов О. П., Дмитриев И. С. Вертолет как объект управления. – М.: Машиностроение, 1977. – 192 с.
- 5 Базов Д.И. Аэродинамика вертолетов. – М.: Транспорт, 1969. – 196 с.
- 6 Браверман А. С., Перлштейн Д. М., Лаписова С. В. Балансировка одновинтового вертолета. – М.: Машиностроение, 1975. – 176 с.
- 7 Ромасевич В. Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов. – М.: Воениздат, 1982. – 485 с.
- 8 Монашев В. М. Системы управления и стабилизации вертолета. – М.: Издательство МАИ, 2014. – 127 с.
- 9 Leacock G. R., Thomson D. G. Estimation of pilot model parameters for helicopter handling qualities studies. Glasgow, 1998. – 11 p.
- 10 Гладков Л.А., Курейчик В.В., Курейчик В.М. Генетические алгоритмы / Под ред. В.М. Курейчика. – 2-е изд., испр. и доп. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 320 с.
- 11 Гасников А. В. Современные численные методы оптимизации. Метод универсального градиентного спуска: учебное пособие / А. В. Гасников. – М.: МФТИ, 2018. – 286 с. – Изд. 2-е, доп.
- 12 Тараненко Ю. [Электронный ресурс]: Использование библиотеки Python Control Systems Library для проектирования систем автоматического управления. Режим доступа: <https://habr.com/ru/articles/352492/> – 30.05.2023.
- 13 Киселев, Д. Ю. Общие сведения и конструкция системы управления вертолета Ми-8 [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Д. Ю. Киселев, Ю. В. Киселев; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (2,5 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

## Приложение А

Программная реализация критериев качества ITAE, IAE и штрафной функции MAE на языке Python с использованием библиотеки Control Systems Library.

```
def itae(pGain, iGain, dGain):
    Controller = getController(pGain, iGain, dGain)
    G = ml.feedback(Controller * controlObject)
    ys, xs = ml.step(G, [0.01 * t for t in range(1500)])
    dx = xs[-1] / len(xs)
    square = 0
    for index in range(len(xs)):
        criteria = xs[index] * abs(1 - ys[index]) * dx
        square += criteria
    return square
```

```
def iae(pGain, iGain, dGain):
    Controller = getController(pGain, iGain, dGain)
    G = ml.feedback(Controller * controlObject)
    ys, xs = ml.step(G, [0.01 * t for t in range(1500)])
    dx = xs[-1] / len(xs)
    square = 0
    for index in range(len(xs)):
        criteria = abs(1 - ys[index]) * dx
        square += criteria
    return square
```

```
def mae(pGain, iGain, dGain):
    Controller = getController(pGain, iGain, dGain)
    G = ml.feedback(Controller * controlObject)
    ys, xs = ml.step(G, [0.01 * t for t in range(1500)])
    return abs(1 - max(ys)) + abs(1 - ys[-1])
```

## Приложение Б

Программная реализация градиентного спуска на языке Python

```
def getGradient(arguments, delta=1e-3):
    gradient = list()
    for index in range(len(arguments)):
        arguments1 = list(arguments)
        arguments1[index] -= delta / 2
        arguments2 = list(arguments)
        arguments2[index] += delta / 2
        func1 = func(*arguments1)
        func2 = func(*arguments2)
        derivative = (func2 - func1) / delta
        gradient.append(derivative)
    return gradient

def main():
    stepSize = 1e-2
    iterationLimit = 50**1
    subiterationLimit = 20**1
    arguments = [1, 0.5, 0.5]
    iteration = 0
    while iteration < iterationLimit:
        gradient = getGradient(arguments)
        for index in range(len(arguments)):
            subiteration = 0
            while subiteration < subiterationLimit:
                derivative = gradient[index]
                arguments[index] -= stepSize * sign(derivative)
                gradient = getGradient(arguments)
                subiteration += 1
            iteration += 1
```

## Приложение В

В этом приложении представлена программная реализация генетического алгоритма на языке Python.

### Класс Individual

```
class Individual:
    @staticmethod
    def _initialChromosomes():

    @staticmethod
    def _chooseAncestor(ancestors):

    @staticmethod
    def getOffspring(ancestors):

    @staticmethod
    def getInfo(individual):

    def mutate(self):

    def getFitness(self):

    def __lt__(self, other):

    def __init__(self, chromosomes=None):
```

### Приватные статические методы класса Individual

```
@staticmethod
def _initialChromosomes():
    chromosomes = list()
    for i in range(const.NUMBEROFCHROMOSOMES):
        chromosome = (random() - 0.5) * const.CHROMOSOMESVALUE
        chromosomes.append(chromosome)
    return tuple(chromosomes)

@staticmethod
def _chooseAncestor(ancestors):
    fitnessOfAncestors = [ancestor.getFitness() for ancestor in ancestors]
    tools.normalizeListOfValues(fitnessOfAncestors)
    randomValue = random()
    for index in range(len(ancestors)):
        if randomValue < fitnessOfAncestors[index]:
            return ancestors[index]
```

## Продолжение приложения В

### Публичные статические методы класса Individual

```
@staticmethod
def getOffspring(ancestors):
    chromosomes = list()
    for index in range(const.NUMBEROFCHROMOSOMES):
        ancestor = Individual._chooseAncestor(ancestors)
        chromosomes.append(ancestor.chromosomes[index])
    return Individual(chromosomes)

@staticmethod
def getInfo(individual):
    info = f"I-{{id(individual)}}: "
    for index in range(len(individual.chromosomes)):
        if index == 0:
            info += "["
        info += f"{{round(individual.chromosomes[index], 2)}}"
        if index == len(individual.chromosomes) - 1:
            info += "]"
        else:
            info += "; "
    info += f" | f={{round(individual.getFitness(), 2)}}"
    return info
```

### Публичные методы класса Individual

```
def mutate(self):
    mutatedChromosomes = list(self.chromosomes)
    for index in range(len(self.chromosomes)):
        if random() <= const.MUTATIONCHANCE:
            deviation = (random() - 0.5) * const.MUTATIONRATE
            mutatedChromosomes[index] += deviation
    self.chromosomes = tuple(mutatedChromosomes)
    return self

def getFitness(self):
    return tools.function(*self.chromosomes)
```

## Продолжение приложения В

### Класс Population

```
class Population:
    @staticmethod
    def _initialIndividuals():

    @staticmethod
    def getInfo(population):

    def _chooseIndividualsToCrossing(self):

    def getCopyOfBestIndividual(self):

    def getOffsprings(self):

    def mutate(self):

    def getFitness(self):

    def __init__(self, individuals=None):
```

### Статические методы класса Population

```
@staticmethod
def _initialIndividuals():
    individuals = list()
    for i in range(const.NUMBEROFINDIVIDUALSINPOPULATION):
        individuals.append(Individual())
    return tuple(individuals)

@staticmethod
def getInfo(population):
    info = f"P-{id(population)}: f={round(population.getFitness(), 5)}"
    for individual in population.individuals:
        info += f"\n{Individual.getInfo(individual)}"
    return info
```

## Продолжение приложения В

### Оставшиеся методы класса Population

```
def _chooseIndividualsToCrossing(self):
    applicants = list(self.individuals)
    applicants.sort(reverse=True)
    applicants = applicants[:const.SAMPLESIZEOFINDIVIDUALS]
    return tuple(applicants)

def getCopyOfBestIndividual(self):
    applicants = list(self.individuals)
    applicants.sort()
    bestIndividual = applicants[-1]
    return Individual(bestIndividual.chromosomes)

def getOffsprings(self):
    offsprings = list()
    applicants = self._chooseIndividualsToCrossing()
    while len(offsprings) < const.NUMBEROFINDIVIDUALSINPOPULATION:
        group = sample(applicants, const.NUMBEROFCROSSINGMEMBERS)
        offsprings.append(Individual.getOffspring(group))
    return tuple(offsprings)

def mutate(self):
    for individual in self.individuals:
        individual.mutate()

def getFitness(self):
    return sum([individual.getFitness() for individual in
                self.individuals])
```



## Продолжение приложения В

### Программная реализация генетического алгоритма

```
def main():
    population = Population()
    localBestIndividual = population.getCopyOfBestIndividual()
    globalBestIndividual = localBestIndividual
    printInfo(population, localBestIndividual)

    for i in range(const.ITERATIONLIMIT):
        fitness = population.getFitness()
        offsprings = population.getOffsprings()
        population = Population(offsprings)
        newFitness = population.getFitness()
        localBestIndividual = population.getCopyOfBestIndividual()
        printInfo(population, localBestIndividual)

        numberOfMutations = 0
        while (tools.getRelativeChange(newFitness, fitness) <=
            const.MUTATIONTRIGGER) and numberOfMutations < const.MUTATIONLIMIT:
            population.mutate()
            newFitness = population.getFitness()
            numberOfMutations += 1

        if numberOfMutations != 0:
            localBestIndividual = population.getCopyOfBestIndividual()
            printInfo(population, localBestIndividual)

    localBestIndividual = population.getCopyOfBestIndividual()
    if globalBestIndividual < localBestIndividual:
        globalBestIndividual = localBestIndividual
```

## Приложение Г

В этом приложении представлена программная реализация алгоритма полного перебора.

```
def main():
    numberOfValues = 30
    upperLimit = 3
    lowerLimit = 1e-3
    delta = (upperLimit-lowerLimit)/numberOfValues
    valueVector = [i * delta + lowerLimit for i in range(numberOfValues + 1)]
    countL, countB = 0, 0
    xb, yb, zb, fb = None, None, None, None
    for x in valueVector:
        for y in valueVector:
            for z in valueVector:
                countL += 1
                f = function(x, y, z)
                if (xb is None) or (f < fb):
                    countB += 1
                    xb, yb, zb, fb = x, y, z, f
```

## Приложение Д

Функциональная схема САР на рисунке Д.1

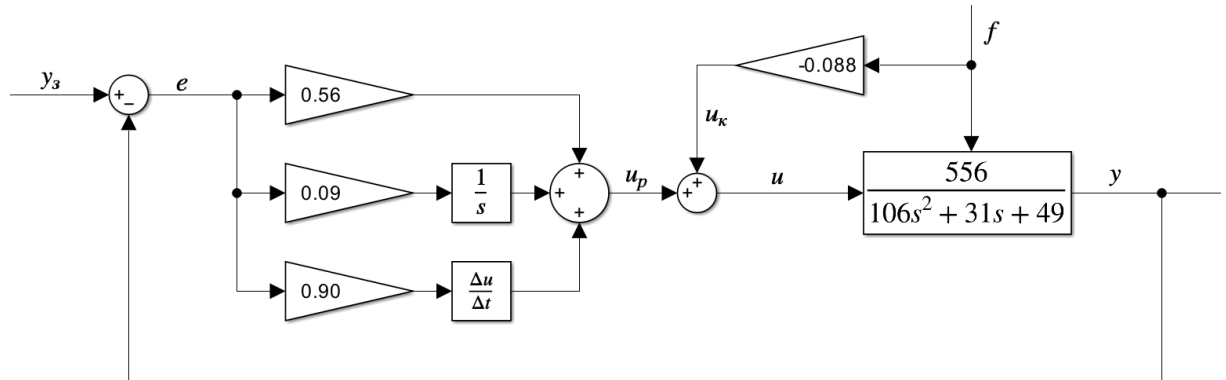


Рисунок Д.1 – Функциональная схема САР

Структурная схема САУ на рисунке Д.2

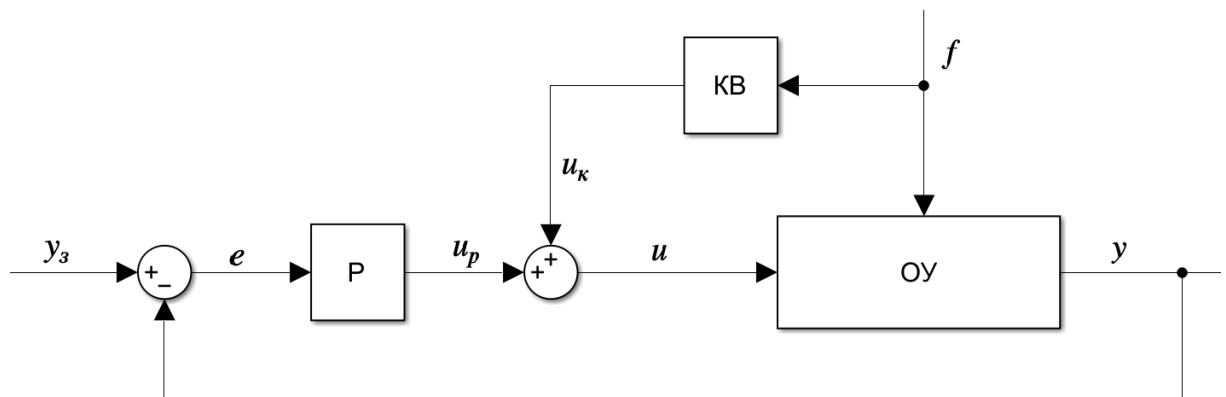


Рисунок Д.2 – Структурная схема САУ

**Протокол анализа Отчета подобия  
заведующего кафедрой / начальника структурного подразделения**

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

**Автор:** Багисбеков И. М.

**Название:** Разработка системы с компенсацией возмущений для управления вертолётom

**Координатор:** Ширяева О. И.

**Коэффициент подобия 1:** 0,19

**Коэффициент подобия 2:** 0,00

**Замена букв:** 0

**Интервалы:** 0

**Микропробелы:** 0


**Белые знаки:** 0

**После анализа отчета подобия заведующий кафедрой / начальника структурного подразделения констатирует 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: 0,19 и Коэффициент подобия 2: 0,00. Работа выполнена самостоятельно и не несет элементов плагиата. В связи с этим, признаю работу самостоятельной и допускаю ее к защите перед государственной комиссией.


«06» июля 2023 г.  
Дата

  
Подпись заведующего кафедрой /  
начальника структурного подразделения

**Окончательное решение в отношении допуска к защите, включая обоснование:**

Дипломный проект допускается к защите.

«06» июля 2023 г.  
Дата

  
Подпись заведующего кафедрой /  
начальника структурного подразделения

## 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:** Багисбеков И. М.

**Название:** Разработка системы с компенсацией возмущений для управления вертолётom

**Координатор:** Ширяева О. И.

**Коэффициент подобия 1:** 0,19

**Коэффициент подобия 2:** 0,00

**Замена букв:** 0

**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: 0,19 и Коэффициент подобия 2: 0,00 Работа выполнена самостоятельно и не несет элементов плагиата. В связи с этим, признаю работу самостоятельной и допускаю ее к защите перед государственной комиссией.

«1» сентября 2023 г.

Дата

  
Подпись Научного руководителя



## РЕЦЕНЗИЯ

на дипломный проект

Багисбеков Ильяс Маратович

6B07103 – Автоматизация и роботизация

На тему: «Разработка системы с компенсацией возмущений для управления вертолётom»

Выполнено:

- а) графическая часть на 21 листах  
б) пояснительная записка на 71 страницах

### Замечания к работе

В рецензируемой дипломной работе рассматривается актуальная задача разработки системы управления с компенсацией возмущений для управления вертолётom.

В первых двух разделах представлены технические и аэродинамические характеристики, влияющие на балансировку вертолета; приведены сведения о возмущении, создаваемое несущим винтом.

В третьем разделе представлена разработка математической модели путевого управления вертолетом с компенсацией возмущений несущего винта, приведены прямые оценки качества модели.

В четвертом разделе синтезируется ПИД-регулятор при помощи следующих методов оптимизации: градиентный спуск, генетический алгоритм, полный перебор. Оптимизация произведена относительно интегральных оценок качества со штрафными функциями. Техническая реализация методов оптимизации и критериев качества осуществлена при помощи языка программирования Python. По полученным результатам выявлен метод оптимизации, представляющий лучшие параметры регулятора.

Разработана система комбинированного управления, то есть управление по отклонению и возмущению. Для этого в систему введен компенсатор, благодаря которому система удовлетворяет предъявленным требованиям к управлению вертолётom.

### Оценка работы

Считаю, что дипломная работа заслуживает оценки 95 «отлично», а студент Багисбеков И.М., присвоения академической степени бакалавр по специальности 6B07103 – Автоматизация и роботизация.

Рецензент,

доцент, канд. техн. наук,

ведущий научный сотрудник РГП

«Институт информационных и вычислительных технологий»



Юничева Н.Р.

2023 г.

**ОТЗЫВ**

**НАУЧНОГО РУКОВОДИТЕЛЯ**

на дипломный проект

Багисбеков Ильяс Маратович

6B07103 – Автоматизация и роботизация

Тема: «Разработка системы с компенсацией возмущений для управления вертолётom»

В дипломном проекте рассмотрена актуальная задача разработки системы управления с компенсацией возмущений для путевого управления вертолётom.

В первом разделе приведены технические характеристики вертолета, влияющие на его балансировку.

Во втором разделе приведены аэродинамические характеристики, влияющие на управляемость вертолета; приведены сведения о возмущении, создаваемое несущим винтом.

В третьем разделе представлена разработка математической модели путевого управления вертолетом с компенсацией возмущений несущего винта, приведены прямые оценки качества модели.

В третьем разделе разрабатывается математическая модель вертолета с компенсацией возмущений. В качестве прообраза модели выбран вертолет Ми-1.

В заключительном разделе синтезируется регулятор при помощи программных методов: градиентный спуск, генетический алгоритм, полный перебор. Выбраны лучшие параметры регулятора.

Разработана система комбинированного управления. В систему введен компенсатор, благодаря которому система удовлетворяет предъявленным требованиям к управлению вертолетом.

**Научный руководитель**

канд. техн. Наук

 Ширяева О. И.

«1» июня 2023 г.