

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования  
«Южно-Уральский государственный университет  
(национальный исследовательский университет)»  
Высшая школа электроники и компьютерных наук  
Кафедра «Системы автоматического управления»

РАБОТА ПРОВЕРЕНА

Рецензент

профессор каф. КГМ, д.т.н.

\_\_\_\_\_/ С.В. Кондаков

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2019 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

д.т.н., профессор

\_\_\_\_\_/ В.И. Ширяев

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2019 г.

Исследование алгоритмов и траекторий наведения беспилотного летательного аппарата

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА  
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ  
ЮУрГУ – 24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Руководитель работы

доцент каф. САУ, к.т.н.

\_\_\_\_\_/ Г.В. Зырянов

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2019 г.

Автор работы

студент группы КЭ-577

\_\_\_\_\_/ Н.Д. Ишбулатова

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2019 г.

Нормоконтролер

доцент каф. САУ, к.т.н.

\_\_\_\_\_/ Г.В. Зырянов

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2019 г.

## АННОТАЦИЯ

Ишбулатова Н.Д. Исследование алгоритмов и траекторий наведения беспилотного летательного аппарата. – Челябинск: ЮУрГУ, ВШ ЭКН; 2019, 125 с., 92 ил., библиогр. список – 34 наим., 20 листов слайдов презентации ф.А4, 7 табл., 2 приложения.

Проведено исследование систем самонаведения летательных аппаратов атмосферного типа и космического назначения. Рассмотрены различные методы самонаведения летательных аппаратов атмосферного типа. С помощью пакета прикладных программ MATLAB Simulink проведено моделирование классических методов самонаведения для летательных аппаратов атмосферного типа. Проведен анализ возможности применения непрерывных методов самонаведения для летательных аппаратов космического назначения. Предложены рекомендации для продолжения исследования.

					<b>24.05.06.2019.356.00 ПЗ</b>		
<b>Изм.</b>	<b>Лист</b>	<b>№ докум.</b>	<b>Подпись</b>	<b>Дата</b>			
Разраб.		Ишбулатова Н.Д.					
Провер.		Зырянов Г.В.					
Реценз.		Кондаков С.В.					
Н. Контр.		Зырянов Г.В.					
Утверд.		Щиряев В.И.					
<i>Исследование алгоритмов и траекторий наведения беспилотного летательного аппарата</i>					<b>Лит.</b>	<b>Лист</b>	<b>Листов</b>
					Д	4	125
					<b>ЮУрГУ Кафедра САУ</b>		

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ .....	7
ВВЕДЕНИЕ.....	8
<b>1 ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ И ТРАЕКТОРИЙ НАВЕДЕНИЯ</b>	
1.1 Задача наведения как разновидность управления движением. Этап самонаведения на цель.....	16
1.1.1 Системы самонаведения (ССН). Общие сведения, функциональная структура и требования к ССН.....	20
1.1.2 Математическая модель движения ЛА, линеаризация и передаточные функции.....	39
1.2 Методы самонаведения ЛА атмосферного типа. Общие сведения о методах СН и их сравнительная характеристика.....	49
1.3 Расчет параметров передаточной функции ЛА для модельного примера.....	54
Выводы по главе один.....	71
<b>2 АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ НЕПРЕРЫВНЫХ МЕТОДОВ НАВЕДЕНИЯ НА ОБЪЕКТЫ КОСМИЧЕСКОГО ТИПА</b>	
2.1 Задача самонаведения в условиях космического полета ЛА.....	73
2.1.1 Этапы полета ЛА в условиях космоса и задачи систем наведения. ....	77
2.1.2 Варианты организации управления двигательной установкой.....	81
2.2 Вывод математической модели космического летательного аппарата.....	87
2.3 Моделирование свойств космического аппарата и анализ особенностей динамики нелинейного ОУ.....	88
2.4 Моделирование контура самонаведения для нелинейного ОУ и нелинейного кинематического звена.....	96
2.5 Получение линеаризованных моделей и структурных схем для звеньев контура СН.....	100
Выводы по главе два .....	105
<b>3 РЕКОМЕНДАЦИИ ДЛЯ ПРОДОЛЖЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ССН КОСМИЧЕСКОГО ЛА НА МАНЕВРИРУЮЩУЮ ЦЕЛЬ .....</b>	<b>106</b>
3.1 Общие сведения о методе прогнозирующих моделей для задачи ССН .....	108
3.2 О применении метода МРС для решения задачи ССН КЛА	

					<i>24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		5



## ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

ССН – Система самонаведения;

ББ МБР – Боевой блок межконтинентальной баллистической ракеты;

РЛС – Радиолокационная станция;

ОУ – Объект управления;

ЛА – Летательный аппарат;

АП – Автопилот;

ГСН – Головка самонаведения;

ЗУР – Зенитно-управляемая ракета;

ЗРК – Зенитный ракетный комплекс;

БЦВМ – Электронная вычислительная машина;

КП – Командный пункт;

ПРО – Противоракетная оборона.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						7
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## ВВЕДЕНИЕ

Человек с древних времен мечтал о возможности летать, и летательные аппараты — именно то, к чему привело его это стремление и научно-технический вектор развития человечества.

Летательный аппарат — сложное техническое устройство, способное перемещаться в пространстве без непосредственной опоры на земную или водную поверхность.

Существует множество различных классификаций летательных аппаратов. Во многих классификациях ЛА разделяют на военные и гражданские. Однако видимо, более логичным является подразделение, в котором ЛА подразделяются вначале по укрупненным сферам использования, а именно — для научных целей и для прикладных целей; последние же подразделяются на ЛА для военного и гражданского применения.

Приведём классификацию по назначению [23]:

### 1. Аппараты гражданского применения:

а) самолеты гражданской авиации при управлении полетом по приборам, особенно при так называемой «слепой посадке»;

б) метеорологические и исследовательские ракеты;

в) управляемые многоступенчатые ракетные комплексы, содержащие несколько ступеней ракет-носителей для выведения искусственных спутников Земли (ИСЗ) на орбиту (метеорологические и исследовательские ИСЗ и спутники-ретрансляторы для линий радио- и телевизионной связи и т.п.);

г) управляемые многоступенчатые ракетные комплексы для выведения космических аппаратов (КА) на заданную траекторию и сами КА, причем последние можно подразделить на аппараты «среднего космоса» (лунные) и «дальнего» (межпланетные);

д) беспилотные летательные аппараты, используемые для обследования и фотографирования мест пожаров и экологических катастроф.

### 2. Аппараты военного применения:

а) боевые самолеты при полуавтоматическом наведении на цель;

б) управляемые беспилотные летательные аппараты;

в) зенитные управляемые реактивные снаряды для поражения воздушных целей или иначе — управляемые реактивные снаряды класса «земля — воздух» («корабль — воздух»);

г) авиационные управляемые реактивные снаряды для поражения с самолетов наземных, морских и воздушных целей. Или иначе — управляемые реактивные снаряды, соответственно классов «воздух — земля» (море) и «воздух — воздух»;

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		8

д) крылатые ракеты (самолеты-снаряды) и баллистические ракеты, в том числе баллистические ракеты дальнего действия или межконтинентальные баллистические ракеты (МБР) — все, относящиеся к классу снарядов: «земля — земля» («море — море»), «земля — море», «море — земля».

В таблице 1 представлена классификация ЛА по принципу полета.

Таблица 1 - Классификация летательных аппаратов по принципу полета

ПРИНЦИП ПОЛЕТА				
Аэростатический	Аэродинамический (Самолеты, вертолеты)		Инерционный	Ракетодинамический
Воздушные шары	Пилотируемые	Беспилотные	Головные части БР	Баллистические, зенитные, авиационные
Аэростаты	Пассажирские	Ложные цели	ИСЗ	Крылатые
Стратостаты	Транспортные	Разведчики	ОКС	Ракеты - носители
Дирижабли	Штурмовики	Мишени	Пилотируемые аппараты	Исследовательские
	Истребители	Организаторы активных помех		Противоракеты
	Бомбардировщики	Противорадиолокационные		Неуправляемый ракетный снаряд

Для дальнейшего изложения материала необходимо дать определение беспилотного летательного аппарата. Вот одно из самых простых: "Беспилотный летательный аппарат – это летательный аппарат без человека (экипажа) на борту" [9]. Далее речь будет идти о беспилотных летательных аппаратах атмосферного типа (ЗУР) и летательных аппаратах космического назначения (космические ракеты).

Ракета — летательный аппарат,двигающийся в пространстве за счёт действия реактивной тяги, возникающей только вследствие отброса части собственной массы аппарата и без использования вещества из окружающей среды

Ракеты обычно классифицируются по типу траектории полёта, по месту и направленности запуска, по дальности полёта, по типу двигателя, по типу боеголовки, по типу систем управления и наведения.

В зависимости от типа траектории полёта различают:

– Крылатые ракеты. Крылатые ракеты - это беспилотные управляемые (до момента поражения цели) летательные аппараты, которые поддерживаются в воздухе большую часть своего полёта за счёт аэродинамической подъёмной силы. Главной целью крылатых ракет является доставка боевого заряда к цели. Они движутся в атмосфере Земли, используя реактивные двигатели.





странах по назначению ракеты класса «земля-земля» делят на тактические и стратегические.

- Ракеты класса "земля-воздух". Ракета класса "земля-воздух" запускается с поверхности земли. Предназначена для поражения воздушных целей, таких, как самолёты, вертолёты и даже баллистические ракеты на атмосферном участке полета. Эти ракеты обычно входят в систему ПВО, так как они отражают любой вид воздушной атаки.

- Ракеты класса "земля-море". Ракета класса "поверхность (земля) -море" предназначена для запуска с земли для поражения кораблей противника.

- Ракеты класса "воздух-воздух". Ракета класса "воздух-воздух" запускается с авиационных носителей и предназначена для поражения воздушных целей. Такие ракеты имеют скорость до  $M = 4$ .

- Ракеты класса "воздух-поверхность (земля, вода)". Ракета класса "воздух-поверхность" предназначена для запуска с авиационных носителей для удара, как по наземным, так и по надводным целям.

- Ракеты класса "море-море". Ракета класса "море-море" предназначена для запуска с кораблей для поражения кораблей противника.

- Ракеты класса "море-земля (побережье)". Ракета класса "море-земля (прибрежная зона)" предназначена для запуска с кораблей по наземным целям.

- Противотанковые ракеты. Противотанковая ракета предназначена главным образом для поражения тяжёлобронированных танков и другой бронетехники. Противотанковые ракеты могут запускаться с самолётов, вертолётов, танков, а также с устанавливаемых на плечо пусковых установок.

**По дальности полёта баллистические ракеты разделяют на:**

- ракеты ближнего радиуса действия;
- ракеты среднего радиуса действия;
- баллистические ракеты средней дальности;
- межконтинентальные баллистические ракеты.

В международных соглашениях с 1987 года применяется другая классификация ракет по дальности полета, хотя никакой общепринятой стандартной классификации ракет по дальности нет. Различные государства и неправительственные эксперты применяют разные классификации дальностей ракет. Так в договоре о ликвидации ракет средней и малой дальности принята следующая классификация:

- баллистические ракеты малой дальности (от 500 до 1000 километров);
- баллистические ракеты средней дальности (от 1000 до 5500 километров);
- межконтинентальные баллистические ракеты (свыше 5500 километров).

Тип и конструкция летательных аппаратов ракетного типа обусловлены

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		11

условиями эксплуатации и спецификой выполняемой задачи. Наиболее часто современные управляемые ракеты имеют цилиндрический корпус и овальную или коническую носовую часть. В носовой части размещается обычно аппаратура самонаведения. Форма хвостовой части меньше сказывается на лобовом сопротивлении, поэтому выполняется в виде цилиндра того же диаметра, что и основная часть. В хвостовой части размещается сопло реактивного двигателя и аппаратура для радиоприема команд телеуправления. Основными геометрическими характеристиками корпуса является длина, диаметр и площадь миделя (наибольшая площадь поперечного сечения)

Корпус современных ракет, как правило, состоит из 4-х отсеков (рисунок 1).

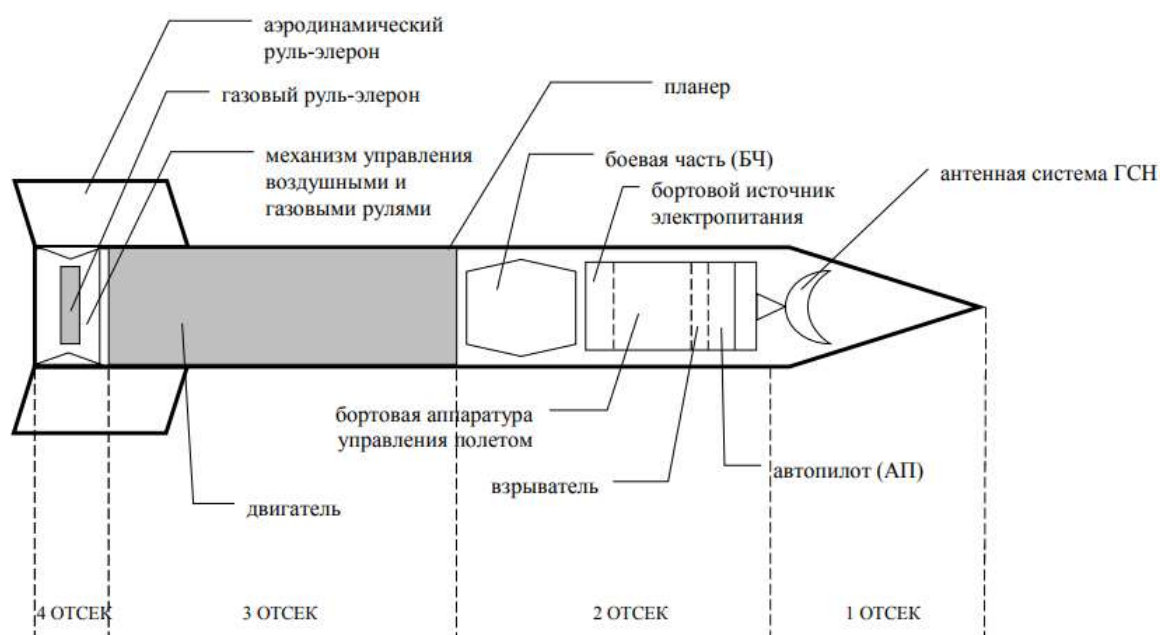


Рисунок 1 – Схема компоновки зенитной управляемой ракеты.

Отсек №1 – носовая часть ракеты. В нем, как правило, размещается антенная система головки самонаведения (ГСН) или бортового радиопеленгатора (БРП). Отсек №2 – аппаратный отсек. В этом отсеке размещена бортовая аппаратура управления полетом, автопилот и боевое снаряжение ЗУР.

Отсек №3 – отсек, в котором размещен двигатель ракеты.

Отсек №4 – отсек управления. В отсеке располагаются задняя часть двигателя и сопло с газовыми рулями. На корпусе отсека установлены четыре аэродинамических руля-элерона. В отсек также входит механизм управления воздушными и газовыми рулями.

Аэродинамические поверхности размещаются на корпусе планера и служат для создания подъемной и управляющих сил в полете на атмосферном участке, а также для стабилизации полета ЗУР. К ним относятся:

– крылья (неподвижные аэродинамические поверхности);

										Лист
										12
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР					

– аэродинамические рули (подвижные аэродинамические поверхности)

Крылья служат для создания подъемной силы и стабилизации зенитной ракеты в полете (поэтому их иногда называют стабилизаторами). Аэродинамические рули предназначены для управления ЗУР в полете. Свои функции они выполняют при поворотах относительно продольной оси ЗУР на определенный угол.

При полете с малой скоростью, которая бывает в начале полета, а также при полете на больших высотах, где плотность атмосферного воздуха незначительна, аэродинамическое управление дополняется газодинамическим, как правило, за счет применения газовых рулей. В этом случае газовые рули устанавливаются в потоке струи, истекающей из сопла ракетного двигателя. При отклонении этих рулей создается усилие, которое передается на корпус ракеты.

Остановимся подробнее на системе управления летательного аппарата.

**Система управления** движением летательного аппарата представляет собой группу устройств и программных средств, расположенных на борту ракеты, предназначенных для управления движением и состоянием ракеты на всех этапах ее функционирования с целью обеспечения требуемой эффективности целевого применения.

**Основные задачи**, которые при этом решает система управления движением:

- управление движением центра масс или задачи навигации и наведения;
- управление движением относительно центра масс или задача ориентации и стабилизации;
- управление расходом топлива.

Важно отметить отличие навигации и наведения: навигация – это определение положения центра масс ЛА относительно некоторой инерциальной системы координат без учёта расположения цели, а наведение – это вычисление способа достижения цели [3].

С ростом требований к тактико-техническим характеристикам современных ракет и развитием теории управления происходит существенное усложнение задач, решаемых СУ. Необходимо обеспечивать точность наведения, требуемый вид траектории, оптимальность статических и динамических характеристик реакции ракеты на сигнал управления, так же необходимо выполнять подавление внешних воздействий.

**Автоматическое управление ЛА** обеспечивает возможность полностью автономного полета БПЛА по заданной траектории на заданной высоте с заданной скоростью и со стабилизацией углов ориентации.

Систему управления полётом ЛА можно представить общей блок-схемой (рисунок 2).

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		13

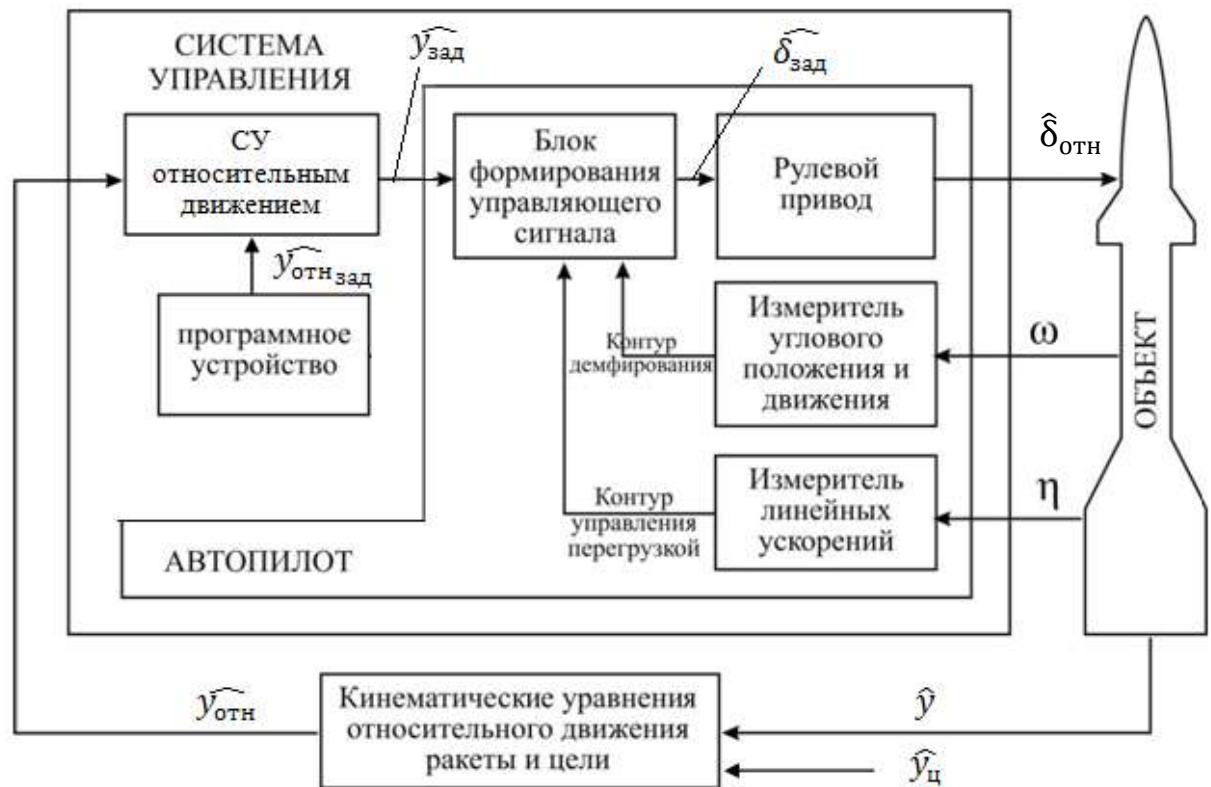


Рисунок 2 – Обобщенная блок-схема СУ ЛА

Рассмотрим подсистемы управления ЛА ракетного типа в порядке усложнения, учитывая, что каждая последующая подсистема включает в себя предыдущую. Выделяют пять основных подсистем [1]:

1. Летательный аппарат как объект управления. Математическая модель ОУ сводится к уравнениям механики полета твердого тела в атмосфере. Входом динамического объекта являются углы отклонения органов управления  $\delta$ , выходом –  $\hat{y}$  совокупность параметров, характеризующих движение ракеты (линейные и угловые координаты, скорости, ускорения и т.д.)

2. Расширенный объект. При переходе от объекта к расширенному объекту математическая модель дополняется уравнениями приводов рулевых органов, отражающих их физический принцип (электромеханика, газодинамика, гидравлика) и конструктивную схему. Входом подсистемы служит  $\hat{\delta}_{отн}$  – набор заданных углов отклонения рулей, реализованных в виде электрических сигналов

3. Контур стабилизации или автопилот. Дополним расширенный объект совокупностью устройств, осуществляющих измерение параметров  $\hat{y}$  и формирование сигналов с учетом требуемых и реальных значений параметров абсолютного движения. Данные устройства образуют систему управления абсолютным движением. Совокупность указанной системы и расширенного объекта представляет собой контур стабилизации, входом которого служит совокупность заданных параметров абсолютного движения –  $\hat{y}_{зад}$ .

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

4. Автономный контур включает контур стабилизации и систему управления относительным движением и представляет собой систему, дополняющую уравнения кинематической связи ракеты с целью для замкнутой системы.

5. Контур наведения. Совокупность устройств, осуществляющих измерение параметров относительного движения  $\hat{y}_{отн}$  и формирование на их основе сигналов  $\hat{y}_{зад}$  с учетом задаваемых  $\hat{y}_{зад\ отн}$ , называется СУ относительным движением. Контур наведения будет включать контур стабилизации и СУ относительным движением. Входами являются  $\hat{y}_{зад\ отн}$  и  $\hat{y}_ц$ , выходом –  $\hat{y}_{отн}$ .

Как мы видим, системы управления летательного аппарата (ЛА) – это сложная иерархическая система и наведение является одной из её ключевых подсистем. Задача наведения ЛА состоит в организации и осуществлении пуска и наведения одной или нескольких ракет на одну или несколько целей с точностью, обеспечивающей срабатывание боевого снаряжения и поражение целей с вероятностью, не ниже заданной [17]. Алгоритмы наведения служат для расчета таких команд управления, чтобы она попадала в цель, то есть для выработки траекторий, при которых относительные координаты ракеты и цели одновременно обращались бы в ноль в некоторый заключительный момент времени полета.

Задача исследования алгоритмов наведения актуальна, как для летательных аппаратов атмосферного типа, так и для летательных аппаратов, способных совершать полет вне атмосферы Земли. Совершенствование методов самонаведения ракет атмосферного типа связано не только с разработкой новых видов высокоточного оружия и средств нападения, но и с повышением требований к точности наведения на цель и летным характеристикам. Необходимость создания систем самонаведения для космических ракет вызвана бурным развитием коммерческой космической инфраструктуры. Не исключено, что воздушно-космическое пространство в ближайшем будущем станет новым местом военных действий. В связи с этим мировые державы занимаются разработками оружия, способного функционировать как в атмосфере, так и за её пределами.

**Целью** данной работы является исследование алгоритмов и траекторий наведения беспилотных летательных аппаратов атмосферного типа и космического назначения. К **задачам** исследования относятся изучение систем наведения; анализ существующих методов наведения ракет и космических аппаратов; моделирование кинематических и динамических траекторий для классических непрерывных методов наведения; анализ возможности применения непрерывных методов наведения на объекты космического типа; разработка рекомендаций по использованию алгоритмов наведения космических аппаратов.

# 1 ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ И ТРАЕКТОРИЙ НАВЕДЕНИЯ

1.1 Задача наведения как разновидность управления движением. Этап самонаведения на цель

Система управления летательным аппаратом - совокупность технических устройств, необходимых для изменения и стабилизации параметров движения ЛА. Под автоматическим управлением понимается процесс изменения параметров ЛА с помощью средств автоматики без воздействия человека на органы управления. В основу процесса управления положены следующие этапы:

- получение информации о целях управления;
- получение данных о состоянии системы;
- анализ полученных результатов и выработка управляющего воздействия;
- реализация принятого решения.

На рисунке 3 представлены основные задачи системы управления полетом ЛА и место систем наведения в её составе [2].



Рисунок 3 – Классификация задач, решаемых СУ ЛА

Управление движением центра масс необходимо для полета ЛА по заданной траектории, для этого в БЦВМ реализуют алгоритмы навигации и наведения. Алгоритмы навигации отвечают за определение в каждый текущий момент времени

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

16

пространственного углового положения ЛА и счисление скорости и координат. Алгоритмы наведения служат для расчета таких управляющих воздействий, чтобы координаты ЛА и цели одновременно обращались бы в ноль в некоторый заключительный момент времени полета.

Значительный класс задач, выполняемых ЛА, сводится к обеспечению встречи с целью. Под целью будем понимать точку пространства (на земле, в воздухе или космическом пространстве), являющуюся конечной точкой траектории полета ЛА. Это может быть управляемая ракета, истребитель, космический корабль, находящийся в аварийном состоянии; орбитальная космическая станция; малый космический объект и т.д.; в процессе сближения цель может бездействовать, находится в пассивном состоянии, в других же случаях цель может активно участвовать в процессе наведения [4].

При организации встречи ЛА с целью приходится решать ряд задач, которые сводятся к получению информации о движении цели и ЛА, передаче информации на пункты управления и ее переработке, формированию команд управления, наведению и самонаведению ЛА аппарата и др.

Систему наведения можно рассматривать как автоматическую систему управления движением ЛА относительно некоторой расчетной траектории, определяемой методом наведения. При этом под методом наведения понимают заданный закон сближения ракеты с целью, который в зависимости от координат и параметров движения цели определяет требуемое движение ракеты, обеспечивающее попадание ЗУР в цель.

Выделяют два основных вида систем наведения - программные (метод «жестких» траекторий) и получающие информацию от цели (метод «гибких» траекторий) [5].

В первых программа полета задается перед пуском ЛА. Какая-либо информация о координатах цели во время полета в систему наведения не поступает, и траектория ЛА, заданная перед пуском программа, в процессе полета не может изменяться. Эти системы отличаются простыми алгоритмами и аппаратурной реализацией. К недостаткам относится трудность оперативного перехода на новую траекторию при изменении условий полета. Управляющим воздействием служит сигнал, который обеспечивает движение ЛА по номинальной траектории.

Второй тип систем строится на принципах терминального управления. Системы наведения, имеющие устройства для получения информации о положении цели, самостоятельно формируют во время полета программу управления ЛА в соответствии с движением цели. В этом случае управляющим воздействием для системы наведения служат параметры движения цели или ее координаты.

В зависимости от способа получения информации для выработки сигнала

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		17

наведения и его физической реализации, в том числе определения координат аппарата и цели, различают:

- автономные системы;
- системы самонаведения;
- системы теленаведения;
- комбинированные системы.

Автономные (программные) системы - системы управления, которые получают информацию о цели управления только заранее перед пуском и не получают дополнительной информации о цели управления во время полёта ракеты. Системы автономного (программного) управления измеряют текущие значения параметров движения, сравнивают их с программными и создают такие управляющие воздействия, которые приближают реальную траекторию полета ракеты к расчетной.

Самонаведением называется такой метод управления, при котором на борту ЛА измеряются параметры движения цели и формируются команды управления, обеспечивающие наведение ЛА на цель. Особенность системы самонаведения в том, что абсолютные ошибки в определении взаимного положения ракеты и цели уменьшаются с уменьшением расстояния между ракетой и целью. Система самонаведения применяется на зенитных, противотанковых и авиационных ракетах в качестве основной, а на самолетах-снарядах и антиракетах в качестве дополнительной.

В зависимости от вида энергии, излучаемой или отражаемой целью, подразделяют самонаводящиеся системы на радиотехнические, оптические, инфракрасные (тепловые) и другие.

Радиотехнические системы работают в радиодиапазоне в окнах прозрачности атмосферы (интервал длин волн, при котором электромагнитное излучение не поглощается или поглощается незначительно при прохождении сквозь земную атмосферу). Радиоволны, отраженные от цели, рассеиваются во всех направлениях примерно равномерно. Благодаря этому самонаведение радиотехнических систем возможно с любого направления. Относительно большая длина волны исключает влияние на работу радиотехнических систем метеоусловий. Но она же порождает более широкие диаграммы направленности антенн в этих системах. Как следствие, радиотехнические системы обладают более низкой точностью и разрешающей способностью по сравнению с тепловыми и оптическими системами .

Тепловые системы используются в инфракрасном диапазоне волн. Они, как правило, пассивные и более простые по сравнению с радиотехническими. Их точность и разрешающая способность выше. Однако эффективность работы

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		18



тепловых систем сильно зависит от метеоусловий. Кроме того, интенсивность теплового излучения у многих целей существенно различаются в зависимости от направления. Поэтому дальность действия тепловых систем сильно меняется при изменении направления наведения.

В оптических системах самонаведения используются видимые лучи (длина волны 0,76...0,4 мкм). Такие системы строятся на основе телевизионных, оптических и лазерных устройств. Их отличает очень высокая точность и разрешающая способность, особенно характерные для лазерных устройств. Однако зависимость работоспособности оптических систем от метеорологических условий еще более сильна [7].

В системах теленаведения бортовые устройства получают информацию (командные сигналы или опорные сигналы) от источника, находящегося вне ЛА: с командного пункта, радиомаяков и т. п. Системы теленаведения в свою очередь можно разбить на три подкласса:

- командные системы наведения;
- системы наведения по лучу;
- радионавигационные системы.

Наиболее характерной чертой командной системы является наведение ЛА с помощью сигналов (команд), которые формируются на командном пункте и по линии связи передаются на борт ЛА.

В системе наведения по лучу сигналы наведения вырабатываются на борту ЛА по измеренным отклонениям аппарата от оси луча радиолокатора, перемещающегося в пространстве в соответствии с принятым методом наведения. В зависимости от способа управления перемещением луча системы наведения по лучу могут быть двух вариантов: однолучевые и двулучевые.

К системе наведения по лучу примыкают радионавигационные системы наведения. Несколько наземных станций наведения передают синхронизированные сигналы, задающие определенным образом траекторию ЛА. Бортовая аппаратура наведения, сравнивая эти сигналы, определяет отклонение ЛА от заданной траектории и вырабатывает сигналы наведения, корректирующие движение аппарата.

Рассмотренные выше системы теле- и самонаведения могут быть объединены в комбинированные системы. Выбор системы наведения определяется тактическими соображениями применения ЛА, техническими возможностями каждой системы наведения (главным образом дальностью действия и точностью наведения) и техническими характеристиками пусковых устройств. Часто для того чтобы удовлетворить сложным тактико-техническим требованиям, применяют комбинированные системы наведения. В комбинированных системах различные

системы наведения используются последовательно или параллельно во времени.

Остановимся подробнее на системах самонаведения, которые обычно применяются на последнем этапе наведения.

1.1.1 Системы самонаведения (ССН). Общие сведения, функциональная структура и требования к ССН.

Самонаводящаяся система управления полетом располагается на борту ракеты и самостоятельно принимает информацию от цели, обрабатывает ее, получает сигналы управления и производит наведение ракеты на цель.

ССН оснащены головкой самонаведения, назначение которой – принятие и обработка информации от цели и её последующая передача в автопилот. Головка самонаведения измеряет относительные координаты цели, используя энергию, излучаемую или отражаемую целью. Различают пассивные, активные и полуактивные ССН [6].

Система самонаведения называется пассивной, если она основана на использовании собственного (первичного – тепловое, световое, радиоизлучения) излучения цели (приемник излученного от цели сигнала находится на объекте наведения: крестокрылые ракеты класса «воздух-воздух» типа Р-60(М), Р-73, Р-27П, Р-27Т и др.). (Рисунок 4)

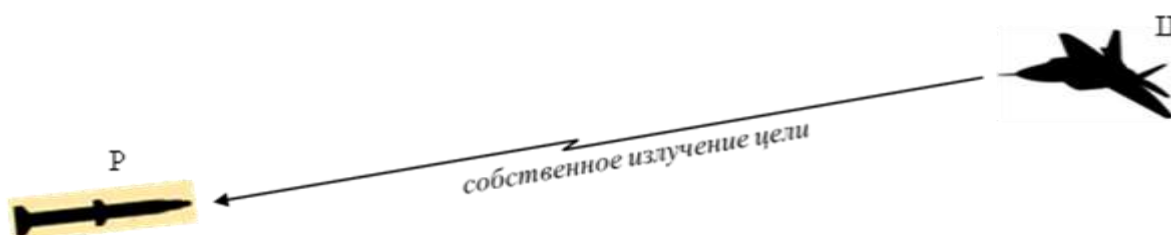


Рисунок 4 – Пассивное самонаведение

Преимущества:

- автономность от командного пункта и носителя;
- сравнительно простая аппаратура, а значит, меньшие массогабаритные характеристики ЛА, повышенная манёвренность;
- скрытность применения, так как ракета имеет очень малую энергию излучения для ее обнаружения;
- помехозащищенность.

К недостаткам относятся:

- в отличие от активных и полуактивных ССН имеют ограниченную дальность действия;
- не всегда цель излучает полезный сигнал (для тепловых ГСН);
- подвержены влиянию погодных условий.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		20

Системами самонаведения активного типа называют системы, в которых источник энергии, облучающий цель, и приемник отраженной от цели энергии размещаются на ракете (крестокрылые ракеты класса «воздух-воздух» типа РВВ-БД, РВВ-СД и РВВ-ДБ, т.е. ракеты класса «воздух-воздух» ближнего, среднего и дальнего радиуса действия, передатчик и приемник зондирующего сигнала находятся на объекте наведения) (Рисунок 5).



Рисунок 5 – Активное самонаведение

Преимущества активного самонаведения:

- полная независимость движения ракеты от КП и носителя;
- проще осуществлять селекцию целей, так как излучатель и приемник находятся в одном месте, что дает возможность в приемнике в качестве образца ввести зондирующий импульс;

- удобно сочетать с другими видами наведения;

Недостатки метода:

- велика вероятность обнаружения и уничтожения ракеты, как носителя излучения;

- повышенные массогабаритные характеристики за счёт дополнительной аппаратуры;

- легче создать помехи.

Система самонаведения считается полуактивной, если цель облучается источником энергии, установленным вне ракеты, а отраженная от цели энергия принимается приемником ракеты. Источник энергии, облучающий цель, может быть расположен на земле, на корабле или на самолете. Для облучения цели при полуактивном самонаведении могут использоваться не только радиоволны, но и световые и инфракрасные лучи (крестокрылые ракеты класса «воздух-воздух» типа Р-27Р, Р-33, и др.).

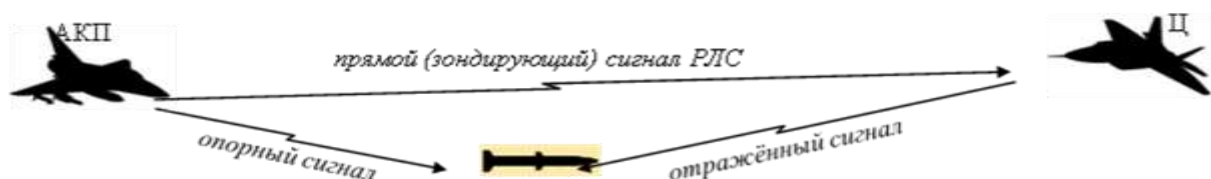


Рисунок 6 – Полуактивное самонаведение

Преимущества полуактивного самонаведения:

- возможность иметь мощный облучатель на КП и, как следствие, мощный отраженный сигнал от цели, что в результате приводит к увеличению дальности ее обнаружения и наведения;

- аппаратура, расположенная на борту более простая;

К недостаткам метода следует отнести следующее:

- простота обнаружения источника излучения;

- при наведении ракеты ограничивается маневренность носителя, что повышает вероятность его уничтожения;

- легкость создания помех как для носителя, так и для ракеты.

В качестве примера рассмотрим головку самонаведения ракеты 9М37.

Пассивная двухдиапазонная оптическая головка самонаведения (ГСН) 9Э47 является основным элементом ракеты и предназначена для захвата цели, ее автосопровождения и выдачи в автопилот управляющих сигналов, пропорциональных угловой скорости вращения линии РАКЕТА–ЦЕЛЬ и углу пеленга.

Угол пеленга – угол между продольной осью ракеты и осью ГСН, в ЗУР 9М37 он может изменяться от 0 до 40° в любом направлении (Рисунок 7).

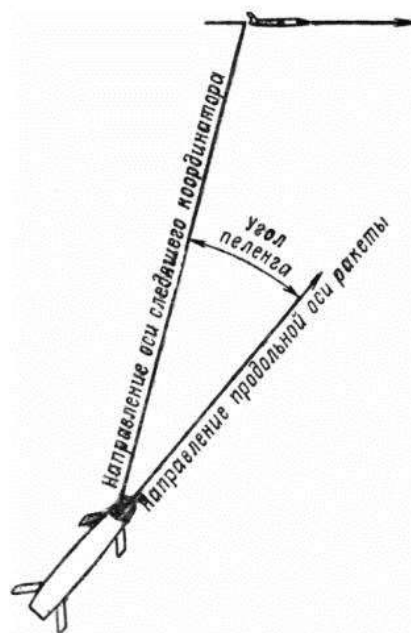


Рисунок 7 – Понятие угла пеленга ГСН

Конструктивно ГСН состоит из двух основных узлов: гироскоординатора и электронного блока.

Функционально в состав ГСН входят:

- слеящий координатор цели;

- система электронного арретирования;

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

22

- система разгона и поддержки оборотов гироскопа;
- система охлаждения фотоприемника инфракрасного канала;
- координатный преобразователь.

Следящий координатор представляет собой обычный координатор, установленный на подвижной относительно корпуса ракеты платформе. Изменение положения платформы осуществляется с помощью двигателей, приводимых в движение выходными сигналами координатора. Выходные сигналы координатора усиливаются усилителем мощности. При таком сочетании координатора цели, обеспечивающего измерение угла рассогласования, и подвижной платформы с двигателем осуществляется непрерывное слежение оси координатора за целью. В состав следящего координатора, кроме усилителя мощности входит привод, который может быть электрическим, пневматическим, гидравлическим или гироскопическим. Привод обеспечивает непрерывное перемещение оси координатора вслед за направлением на цель, он механически связан с оптической или радиолокационной системой головки самонаведения ракеты. Структурная схема следящего координатора приведена на рисунке 8.

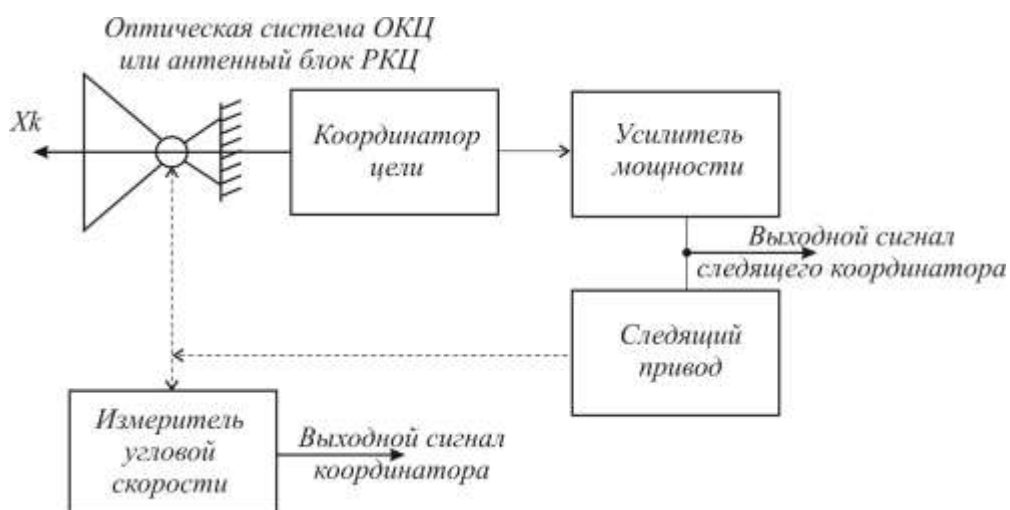


Рисунок 8 - Структурная схема следящего координатора

Следящие координаторы цели состоят обычно из двух идентичных по структурной схеме и конструктивному выполнению каналов – продольного и поперечного, каждый из которых представляет собой замкнутую систему автоматического управления. В зависимости от вида применяемого привода, как было сказано выше, следящие координаторы классифицируются как электромеханические, пневматические, гидравлические и гироскопические.

В электромеханических следящих координаторах применяются электрические приводы – электромоторы с редукторами, а в гидравлических – гидромоторы с магнитоэлектрическим управляющим устройством.

Данные координаторы обладают существенными недостатками: они повторяют

колебания ракеты относительно центра массы при полёте её к цели и тем самым сильно снижают точность измерения угловых координат цели. Для устранения подобных ошибок на входы электродвигателей или гиromоторов необходимо подавать дополнительные электрические сигналы, формируемые с помощью скоростных гироскопов, измеряющих угловые скорости вращения ракеты относительно поперечных осей, связанных с ракетой.

К следящим приводам координаторов цели предъявляются очень жесткие требования, главными из которых являются: высокая точность измерения угловой скорости линии ракета – цель и возможность измерения угловой скорости линии визирования простыми в техническом отношении средствами. Наиболее полно этим требованиям удовлетворяет гироскопический следящий привод, получивший широкое распространение в самонаводящихся ракетах «воздух-воздух».

Под влиянием гироскопического момента гироскоп начинает прецессировать. Прецессионное движение гироскопа мгновенно появляется при приложении внешнего момента и сразу же прекращается при его исчезновении. Это свойство трехстепенного гироскопа используется в системе автоматического сопровождения по схеме, изображенной на рисунке 9.

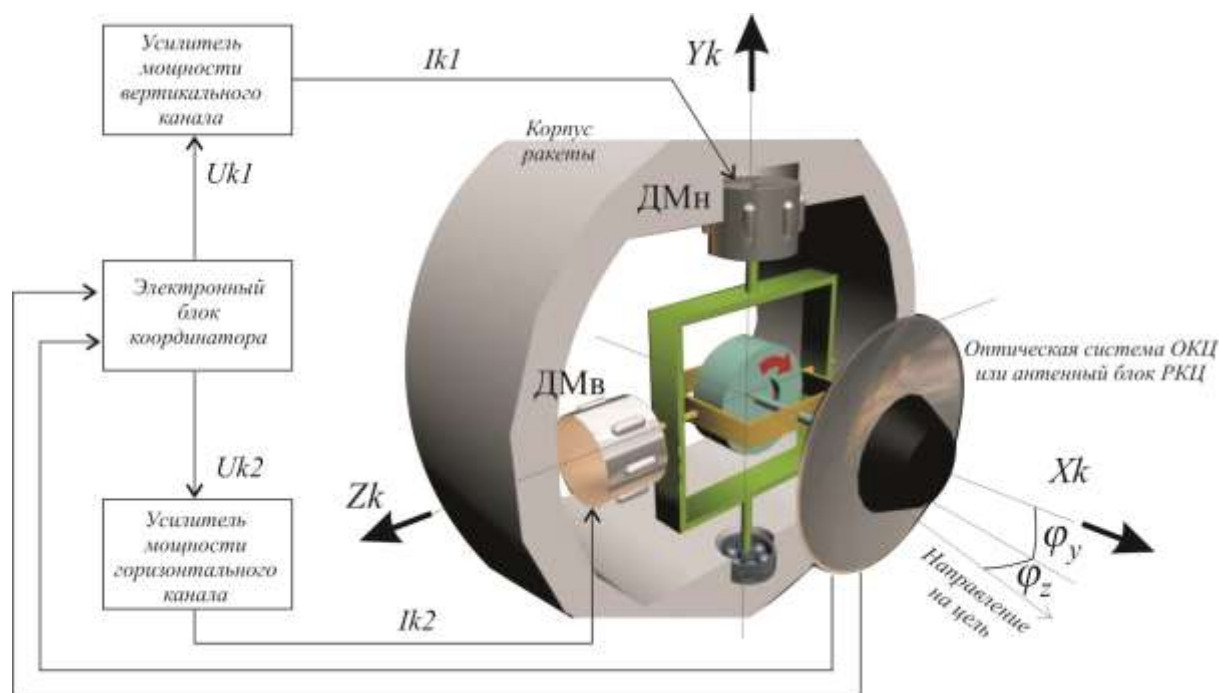


Рисунок 9 - Схема следящего координатора с одногироскопным следящим приводом

Здесь оптическая система или антенный блок координатора связана с внутренней рамкой трехстепенного гироскопа. Для создания моментов прецессии на осях рамок имеются два коррекционных датчика моментов (ДМн, ДМв), представляющих собой двигатели постоянного тока: ДМн установлен на оси

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

24

наружной рамки,  $DM\epsilon$  – на оси внутренней рамки.

Выходные сигналы координатора поступают в электронный блок, после усиления подаются в датчики моментов. Напряжение рассогласования  $Uk2$ , пропорциональное составляющей  $\varphi_z$  угла рассогласования в поперечной плоскости, в виде сигнала  $Ik2$ , подается на датчик моментов по оси  $Zk$ . Напряжение  $Uk1$ , пропорциональное составляющей  $\varphi_y$  угла рассогласования в продольной плоскости, в виде сигнала  $Ik1$  подается на датчик моментов по оси  $Yk$ .

При отклонении оси координатора от направления на цель коррекционные датчики, связанные с осями вращения рамок, создают вращающие моменты, под действием которых гироскоп прецессирует в направлении совмещения оси координатора с направлением на цель. Прецессия прекращается, когда ось координатора совмещается с линией дальности и напряжения  $Uk1$  и  $Uk2$  становятся равными нулю.

При вращении линии дальности с постоянной угловой скоростью возникает установившийся процесс слежения, при котором моменты коррекционных датчиков пропорциональны проекциям вектора угловой скорости линии дальности на соответствующие оси.

Измеряя величину моментов коррекционных датчиков (например, по силе тока в обмотках), можно определить проекции вектора угловой скорости линии дальности на два взаимно перпендикулярных направления.

Установив на осях вращения рамок карданова подвеса движки потенциометрических датчиков, можно при автоматическом сопровождении подвижного объекта определять его угловые координаты относительно платформы, на которой закреплен гироскоп. В этом случае корпуса датчиков должны быть жестко связаны с платформой.

Одногироскопический следящий привод применяется в тех случаях, когда механический узел координатора цели не имеет большого веса и габаритов или может быть конструктивно выполнен как часть ротора гироскопа. При сочленении гироскопического привода с массивным механическим узлом, измеряющим положение в пространстве оптической оси координатора цели, используются гиросtabilизированные платформы. В противном случае необходимо применять гироскоп с большим кинетическим моментом, для того чтобы избежать влияния остаточной несбалансированности ротора и проявления взаимосвязи каналов. Увеличение же кинетического момента влечет за собой необходимость применения коррекционных датчиков с большим крутящим моментом.

Следящие координаторы с гиросtabilизированной платформой устанавливаются на ракетах средней и большой дальности. Оптическая система

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		25

(антенный блок) координатора может быть неподвижно установлена на гироскопической платформе или иметь карданов подвес, связанный с гироскопической платформой подвижными тягами. На платформе устанавливаются два гироскопа с двумя степенями свободы у каждого относительно платформы. При этом собственные кинетические моменты каждого ротора гироскопа направлены в противоположные стороны.

Электромеханические системы автосопровождения просты по устройству и надёжны в эксплуатации, но обладают большой инерционностью. Их целесообразно использовать в тех случаях, когда вектор дальности имеет малую угловую скорость вращения (при слежении за медленно движущимися целями).

#### **Общие требования, предъявляемые к системам наведения.**

К основным требованиям, традиционно предъявляемым к системам наведения ЛА, относятся [6]:

- точность наведения ЛА на цель;
- разрешающая способность системы управления (под разрешающей способностью понимается минимальный угловой размер между двумя объектами, которые могут быть отдельно обнаружены);
- вес боевого заряда и характер его действия (При проектировании СН стремятся минимизировать промах, часто это приводит к увеличению веса аппаратуры и снижению веса заряда);
- эффективность взрывателя (При поражении воздушных ЛА вероятность прямого попадания в цель довольно мала. В случае пролета необходимо обеспечить взрыв боевой части в зоне её эффективности. Подрыв осуществляется неконтактным взрывателем);
- стабильность статических и динамических характеристик реакции ракеты на сигнал управления в условиях возмущений, имеющих стохастический характер, например, естественных и организованных помех;
- тип цели (Каждый тип ракеты предназначен для поражения определенных целей. И если цель имеет броневую защиту, то, как правило, ее поражение в основном зависит от боевого заряда и его действия. Даже в случае прямых попаданий, взламывание брони решается только весом заряда и характером его действия, а не системой наведения);
- сложность аппаратуры ССН.

Основным критерием оценки процесса наведения являются точность системы самонаведения [6] и перегрузка.

Мерой точности системы самонаведения служит величина так называемого промаха или пролета. Для нахождения промаха ракеты вводится понятие текущего

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		26



промаха. Текущим промахом  $h_y$  (рисунок 10) называется минимальное расстояние между ракетой и целью в плоскости рассеивания, которое имело бы место при условии, что начиная с данного момента времени  $t$  процесс самонаведения прекращается и векторы скорости ракеты и цели остаются неизменными по величине и направлению. Плоскость рассеивания проходит через центр масс цели и располагается перпендикулярно к вектору относительной скорости движения ракеты и цели [6].

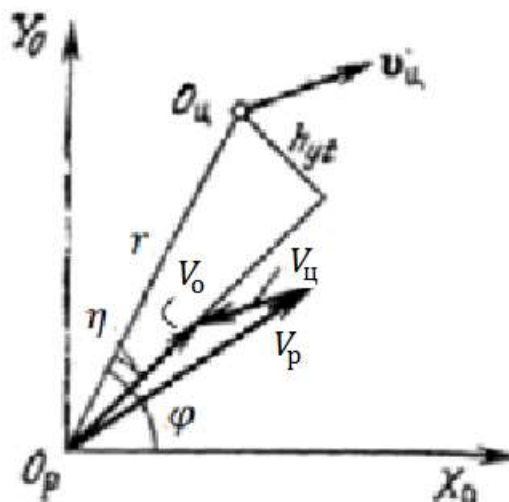


Рисунок 10 – Понятие текущего промаха:

$X, Y$  – оси связанной системы координат,  $\eta$  – угол упреждения,  $h_y$  – текущий промах,  $a_{ц\ отн}$  – относительное ускорение цели,  $V_0$  – относительная скорость цели,  $R$  – расстояние до цели

Поскольку процесс самонаведения реализуется под влиянием большого числа случайных факторов, промах следует рассматривать как случайную величину. Полной характеристикой случайной величины является, как известно, функция плотности распределений вероятности. Однако для практических целей проектирования систем самонаведения, как правило, ограничиваются двумя моментами функции плотности распределения пролета: математическим ожиданием и дисперсией [26].

Естественной целью проектирования систем самонаведения является уменьшение математического ожидания и дисперсии пролета.

Возможности ракеты осуществлять маневры определяются величиной нормальных перегрузок. Перегрузкой называется отношение суммы действующих сил, кроме силы тяжести, к весу ракеты [20]. В заданных условиях полета и при заданной скорости ракеты минимальный радиус кривизны траекторий, которые способна осуществить ракета, определяют ее располагаемые перегрузки  $n$ , которые вычисляются по следующей формуле [5]:

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		27

$$n = \frac{\dot{\gamma}_p V_p}{g},$$

где  $\dot{\gamma}_p$  – угловая скорость вращения вектора скорости ракеты,  $V_p$  – скорость ракеты (ОУ),  $g$  – ускорение свободного падения.

Характер траектории определяют так называемые требуемые перегрузки ракеты, т.е. перегрузки, которыми должна обладать ракета для полета по определенной траектории. Величина перегрузок при заданных параметрах движения цели и скорости ракеты является функцией метода наведения.

### Функциональная структура СН и задачи, возлагаемы на СН для ЛА различного типа и назначения.

На рисунке 11 представлена обобщенная функциональная схема системы наведения, где  $\bar{Z}_p$  – параметры ракеты (ОУ),  $\bar{Z}_ц$  – параметры цели,  $\varphi, r$  – угол линии визирования и расстояние между ракетой и целью,  $\hat{\varphi}, \hat{r}$  – оценка угла линии визирования и оценка расстояния между ракетой и целью соответственно,  $U_k$  – команда управления,  $\delta$  – угол поворота рулевого привода.

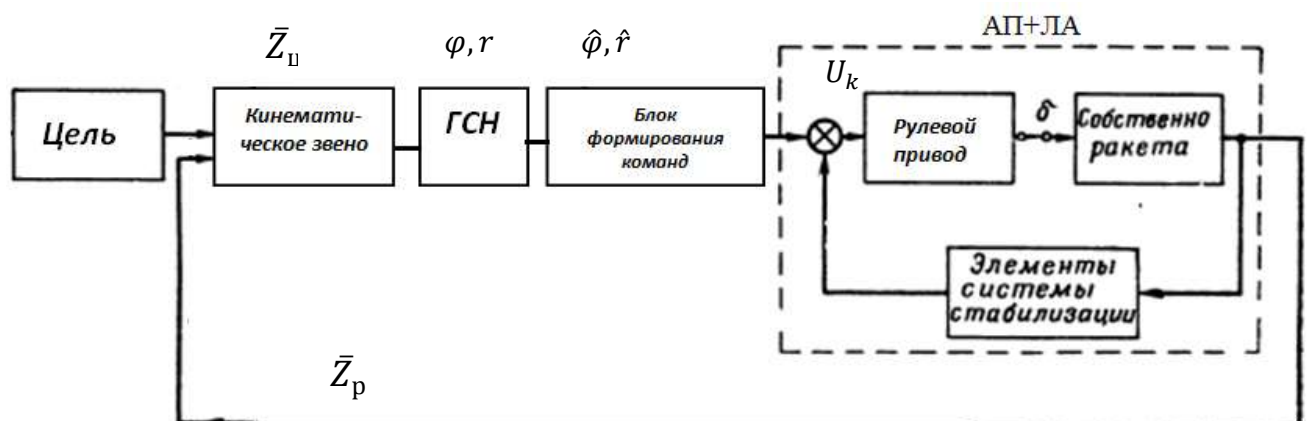


Рисунок 11 – Обобщенная функциональная схема СН

В звене Цель задаются параметры движения цели  $\bar{Z}_ц$  (скорость, координаты  $X$  и  $Y$  и т.д.). Кинематическое звено представляет собой математическую модель отображающую связь между координатами движения цели  $\bar{Z}_ц$  и ракеты  $\bar{Z}_p$ . Головка самонаведения (ГСН) формирует оценки необходимых параметров движения ( $\hat{\varphi}, \hat{r}$ ). Блок формирования команд формирует команду управления  $U_k$ . Автопилот (АП) обеспечивает функциональную связь между командным сигналом  $U_k$  и углом отклонения рулевого привода  $\delta$ . Летательный аппарат (ЛА) формирует параметры  $\bar{Z}_p$  по которым летит ракета.

Таким образом, контур наведения (КН) представляет собой часть СУ, ответственную за наведение ракеты на цель с заданной точностью. КН объединяет

систему управления относительным движением (относительно цели), контур стабилизации и кинематические соотношения.

Кинематическое звено представляет собой математическую модель отображающую связь между координатами движения цели и ракеты. Для получения уравнений кинематического звена рассмотрим общий случай наведения ЛА, предполагая, что траектории ЛА и цели лежат в некоторой неизменной вертикальной плоскости сближения (рисунок 12).

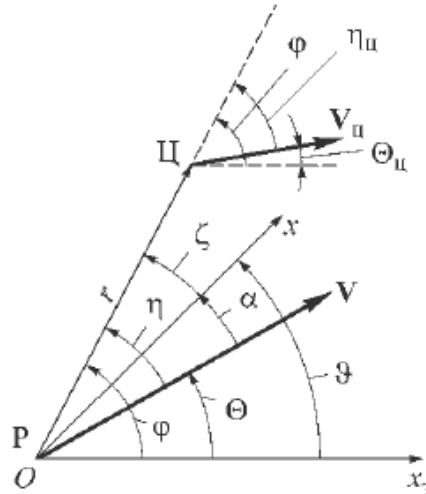


Рисунок 12 - Координаты ЛА и цели при самонаведении:

P - ЛА; Ц - цель;  $\varphi$  - угол линии визирования;  $V, V_{ц}$  - векторы скорости ЛА и цели;  $\eta, \eta_{ц}$  - углы упреждения ЛА и цели;  $\theta, \theta_{ц}$  - углы наклона траектории ЛА и цели;  $r$  - расстояние между ЛА и целью;  $\zeta$  - угол пеленга цели (угол между продольной осью ЛА  $Ox$  и линией визирования);  $\vartheta$  - угол тангажа;  $\alpha$  - угол атаки;  $x_3$  - продольная ось, параллельная оси земной системы координат

Спроецировав скорости  $V_p$  и  $V_{ц}$  на линию визирования и на направление, нормальное к ней, получим кинематические уравнения относительного движения цели и ЛА в общем виде:

$$\dot{r} = -V_p \cos(\varphi - \theta_p) + V_{ц} \cos(\varphi - \theta_{ц}),$$

$$r\dot{\varphi} = V_p \sin(\varphi - \theta_p) - V_{ц} \sin(\varphi - \theta_{ц}).$$

Система наведения в зависимости от области применения летательного аппарата может решать различные задачи.

Например, система наведения летательных аппаратов атмосферного типа решает следующие задачи:

- измерение кинематических переменных (параметров наведения), необходимых для формирования управляющей перегрузки;

- организация условий поступления информации о цели (слежение за целью);
- обработка измерений (фильтрация);
- формирование сигнала, пропорционального требуемой величине управляющей перегрузки ракеты в соответствии с законом наведения;
- формирование требуемой величины отклонения рулевых органов в соответствии с законом управления;
- отработка требуемого положения рулевых органов;
- измерение переменных собственного движения ракеты;
- стабилизация ракеты на траектории.

К вспомогательным функциям относятся обычно функции, связанные с ограничением критических состояний:

1. Ограничение перегрузок ракеты в интересах прочности для применения бортовых приборов, не допускающих превышения определённого уровня перегрузки и для обеспечения устойчивости ракеты в меняющемся скоростном напоре при полёте её на траектории.

2. Ограничение углов атаки, которое необходимо реализовать в тех режимах, когда располагаемые перегрузки меньше перегрузок, требуемых для наведения на цель при выбранном законе (обычная ситуация для больших высот). Другой причиной, требующей такого ограничения, может явиться обеспечение устойчивости балансировочных режимов в пространственном движении при больших углах атаки.

3. Ограничение углов пеленга, т.е. углов между продольной осью ракеты и мгновенным направлением на цель — проблема, связанная со стремлением обеспечить достаточно широкие зоны применения ракеты при неизбежном механическом ограничении углов поворота координатора цели.

#### **Типовые этапы наведения ЛА в зависимости от вида и особенностей целевой задачи**

В процессе наведения управляемой ракеты выделяют 4 основных этапа [9]:

1. Выведение ЛА на траекторию наведения.
2. Сближение ЛА с целью.
3. Преследование цели.
4. Подрыв боевого заряда.

Задача системы наведения при движении ЛА к цели состоит в изменении траектории полета ракеты, таким образом, чтобы достичь наибольшей вероятности поражения цели.

Рассмотрение такой задачи начинается с кинематического исследования. Центр масс летательного аппарата и цели представляются в виде геометрических точек.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		30

Наведение заканчивается или выводом управляемого снаряда на такое расстояние до цели, при котором обеспечивается срабатывание дистанционного взрывателя и поражение цели, или прямым попаданием в цель. Результатом такого исследования является построение кинематической траектории движения летательного аппарата.

Теоретическую траекторию ракеты, определяемую уравнением метода наведения, принято называть кинематической или требуемой траекторией. Характер этой траектории устанавливается на основе кинематического исследования наведения ракеты на цель, движение которой заранее задано. При кинематическом исследовании ракета принимается за точку, движущуюся под действием определенных сил. Реальная траектория будет отличаться от кинематической из-за воздействия на систему управления различных внешних воздействий, инерционности ракеты и других элементов системы управления, наличия инструментальных ошибок и т. д.

Далее решается задача динамического исследования в рамках рассмотрения вопроса о характеристиках реальной траектории полета снаряда (ЛА). Оно позволяет найти закон управления рулевыми органами (сигнал управления). Результатом такого исследования является построение динамической траектории движения ЛА.

Динамическая траектория – это расчетная линия движения ОУ с учетом его инерционных свойств, а также инерции системы управления [6].

Траектории движения снаряда на первом этапе наведения весьма разнообразны. На первом этапе наведения траектории ЛА могут иметь различный вид. Необходимая форма траектории на этом этапе определяется:

- начальными условиями пуска снаряда;
- способом старта (старт с «нулевым» разбегом, старт с направляющих, катапультное, старт с применением стартовых двигателей, с использованием силы тяжести);
- местом старта (земля, корабль, самолет);
- способом управления на втором этапе наведения;
- характеристиками снаряда на этапе его разгона;
- условиями тактической обстановки.

Обычно первый этап наведения предполагает появление начальной ошибки прицеливания. Начальная ошибка прицеливания – это разница в параметрах конечного участка траектории первого этапа наведения и начального участка траектории второго этапа.

На втором и третьем этапах наведения движение летательного аппарата определяется методом наведения.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						31
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

Основной задачей четвертого этапа является поражение цели с заданной вероятностью. На этапе управления подрывом боевой части ракеты выбираются способ и момент подрыва заряда, регулируется направление разлета 2 поражающих элементов боевой части.

Нас будут интересовать траектории полета, соответствующие второму и третьему этапам наведения.

Управление ЛА определяется алгоритмом, который может быть задан функциональной зависимостью команды управления  $\vec{u}_k$  от величин, характеризующих координаты цели, снаряда и пункта управления

$$\vec{u}_k(t) = f(\vec{g}_c(t), \vec{g}_p(t), \vec{g}_{пу}(t)).$$

Вид функции  $f(\vec{g}_c(t), \vec{g}_p(t), \vec{g}_{пу}(t))$  определяется на основе имеющейся априорной информации, например, характеристик цели, дальности действия, характеристик боевой части ракеты и т.п.

Выбранный алгоритм должен обеспечивать наименьшую кривизну траектории, что приводит к уменьшению времени наведения и снижению требований к маневренности.

Кинематические, динамические (учитывающие ограниченную маневренность снаряда и инерционность системы управления) и фактические траектории (учитывающие случайные возмущения и помехи) – это кривые в трехмерном пространстве.

Количественной характеристикой маневренности ЛА является минимально допустимый радиус кривизны траектории  $r_{min}$  или развитое при этом поперечное ускорение  $w_{п max}$  [2].

$$w_{п max} = V^2 / r_{min}$$

Часто пользуются коэффициентом перегрузки  $n$ . Допустимая перегрузка ограничивается величиной  $n \leq 10g$  для ЛА, на борту которых находятся люди, или  $n \leq 30g$  при их отсутствии

$$n = w_{п max} / g = V^2 / g \cdot r_{min},$$

где  $g$  - ускорение силы тяжести.

В зависимости от характера цели траектории полета летательных аппаратов могут быть «жесткими» или «гибкими». Первые применяются при стрельбе по неподвижным целям или иногда по целям движущимся, но с точно прогнозируемыми координатами, а вторые используются для поражения как неподвижных, так и детерминировано или произвольно движущихся целей.

## Исполнительные органы систем управления движением ракет. Способы создания управляющих сил и моментов.

Исполнительные органы – это агрегаты и устройства, создающие управляющие усилия, которые действуют на ЛА и обеспечивают движение по заданной траектории, а также парирование возмущающих сил и моментов, возникающих во время этого движения.

Исполнительные органы ракет и КЛА существенно различаются, что объясняется разными средами, в которых происходит полет.

Основной задачей исполнительных органов является создание моментов относительно центра масс для разворота корпуса ЛА на заданные углы [10]. Исполнительные органы ракет бывают двух видов: аэродинамические и газодинамические.

Аэродинамические органы управления – это органы управления движением ракеты, которые создают управляющее усилие путём изменения условий внешнего обтекания.

Газодинамические органы управления формируют управляющую силу за счёт энергии газов, истекающих из маршевых и специальных управляющих двигателей.

Аэродинамические органы управления применяются на ракетах маленьких и средних размеров. Газодинамические органы управления используют на ракетах – носителях и ракетах стратегического назначения, аэродинамические органы управления могут служить в качестве органов управления по крену.

На рисунке 13 представлены основные исполнительные органы управляемого крестокрылого снаряда.

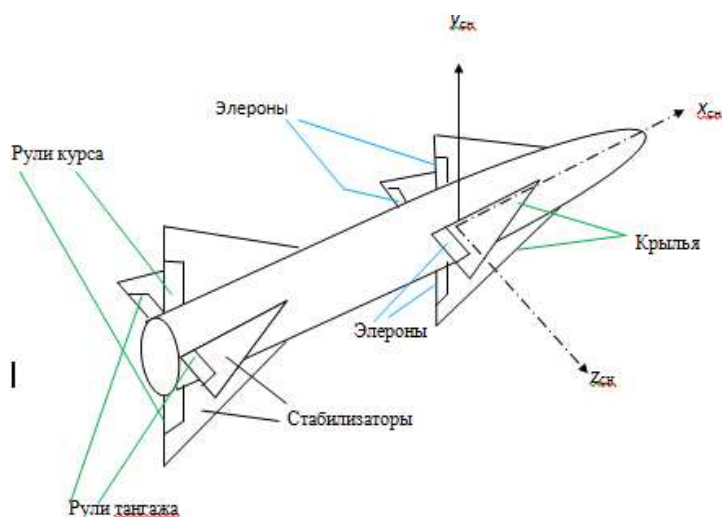


Рисунок 13 – Аэродинамическая схема крестокрылого снаряда

Рулевыми приводами называются автоматические устройства, выполняющие работу по отклонению органов управления ракеты (рули, поворотное крыло,

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		33

элэроны, дефлекторы и т. п.) в соответствии с управляющими сигналами.

Рулевые приводы (РП) предназначены для перемещения рулевых органов (рулей) ракеты по определенному закону в зависимости от команд, поступающих от системы управления.

В зависимости от вида энергии, используемой приводом для отклонения рулей, различают:

- газовые РП (используют для отклонения рулевых поверхностей энергию сжатых газов). Рулевые приводы, работающие на сжатом воздухе, носят название пневматические РП. Газовые рулевые приводы, использующие энергию газообразных продуктов горения твёрдотопливных зарядов, называют рулевыми приводами на горячем газе;

- гидравлические РП (для отклонения рулевых поверхностей используют энергию жидкости, находящейся под давлением);

- электрические РП (отклоняют рули ракеты за счёт электроэнергии).

К приводам рулей ракет предъявляются высокие требования. Они должны обладать высоким быстродействием, большим движущим моментом, малыми весом и габаритами на единицу мощности и высокой эксплуатационной надёжностью.

В космической отрасли используют рулевые машины для отклонения реактивных сопел. Название рулевых машин пришло в космическую технику от названия привода рулей (воздушных и газовых) автомата стабилизации баллистических ракет. Наиболее распространенными типами рулевых машин в ракетной технике являются электрогидравлические и электрические.

В приводах электрического типа в качестве двигателя используются электродвигатели постоянного и переменного тока и электромагниты. В авиационных ракетах нашли применение простейшие типы электроприводов с релейно-контактным управлением, обладающие сравнительно малыми весом и габаритами. Регулирование производится со стороны якоря двигателя, что обеспечивает лучшее быстродействие.

Рулевые приводы с **электродвигателями** постоянного тока и релейными усилителями обладают хорошей стабильностью работы, просты в эксплуатации. Для подавления низкочастотных автоколебаний, неизбежно возникающих при наличии релейного усилителя, применяют линейризацию реле внутренними высокочастотными колебаниями за счёт охвата реле запаздывающей отрицательной обратной связью.

**Электрические** приводы с использованием электродвигателей применяются в тех ракетах, у которых имеются достаточно мощные бортовые источники

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		34



электроэнергии, как, например, в авиационных крылатых ракетах.

Так блок рулевых приводов ракеты (рисунок 14) обеспечивает отклонение четырех рулей. При отклонении рулей возникает аэродинамическая сила, перпендикулярная скорости полета ракеты, которая и является управляющей силой, создающей заданное ускорение и обеспечивающее наведение ракеты на цель.

Пример такого электропривода постоянного тока с релейным усилителем показан на рисунке 15. Релейным усилителем служит трехпозиционное поляризованное реле  $P$ , которое в зависимости от полярности управляющего напряжения и подаваемого на обмотку управления  $W1$  с помощью контакторов  $K1$  или  $K2$  включает под напряжение источника питания якорь 3 электродвигателя независимого возбуждения.



Рисунок 14 – Внешний вид электрических приводов рулей

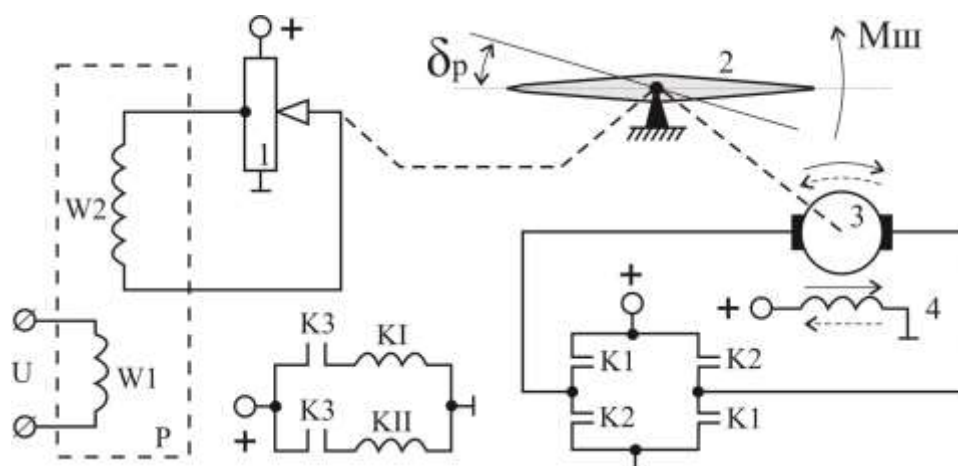


Рисунок 15 - Схема электрического привода рулей с релейным усилителем:

1 – потенциометр; 2 – руль; 3 – якорь электродвигателя; 4 – обмотка возбуждения электродвигателя;  $W1$  – обмотка управления;  $W2$  – обмотка обратной связи;  $K3$  – трёхпозиционное поляризованное реле;  $K1$ ,  $K2$  – контакторы.

С якорем кинематически связан руль ракеты 2, а с рулем – движок потенциометра 1. Напряжение отрицательной обратной связи, пропорциональное углу поворота руля, подается на обмотку обратной связи W2 поляризованного реле. Магнитный поток этой обмотки направлен противоположно магнитному потоку управляющей обмотки W1. За счет этого осуществляется жесткая обратная связь по углу отклонения руля.

Если на обмотку W1 подано от системы управления напряжение, величина которого достаточна для срабатывания реле, то вслед за ним срабатывает контактор KI или KII и двигатель поворачивает руль по часовой или против часовой стрелки. Вместе с рулем перемещается в ту или другую сторону движок потенциометра, в результате чего в обмотке обратной связи W2 появляется ток, растущий по мере отклонения движка от нейтрального положения.

Быстродействие электрического рулевого привода ограничивается сравнительно небольшими предельными скоростями движения руля и уступает быстродействию пневматических и гидравлических приводов при тех же мощностях и габаритах.

Рулевые приводы с **электромагнитами** используются для отклонения рулей, виброрулей, элеронов, виброэлеронов, перемещения интерцепторов и управляющих заслонок.

#### **Способы создания управляющих сил и моментов.**

Полная аэродинамическая сила  $\vec{R}$  приложена к ракете в точке, которая называется центром давления, который в общем случае не совпадает с центром масс. Поэтому помимо силы  $\vec{R}$ , которую всегда можно привести к центру масс, на ракету действует еще и аэродинамический момент  $\vec{M}$ , стремящийся повернуть ее вокруг центра масс [10].

Аэродинамическая сила  $\vec{R}$  выражается формулой [11]:

$$\vec{R} = \vec{c}PS, \quad (1.1)$$

где  $\vec{c}$  – векторный коэффициент полной аэродинамической силы;

$$P = \frac{1}{2}\rho V_p^2, \quad (1.2)$$

$P$  – скоростной напор, зависящий от плотности воздуха  $\rho$  и скорости ракеты  $V_p$ ;  
 $S$  – характерная площадь ракеты.

Проектируя силу  $\vec{R}$  на оси поточной системы, с учетом (1.1) получим:

$$\begin{cases} R_{zn} = Z = c_z PS, \\ R_{yn} = Y = c_y PS, \\ R_{xn} = X = c_x PS, \end{cases}$$

где  $c_z$ ,  $c_y$ ,  $c_x$  — аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления, подъемной и боковой сил соответственно.

Сила лобового сопротивления  $Z$  направлена противоположно вектору скорости  $V_p$  и не может создавать поперечные ускорения. Подъемная  $Y$  и боковая  $X$  силы взаимноортогональны, лежат в плоскости, нормальной к вектору  $V_p$  и могут быть использованы как управляющие.

Аэродинамические коэффициенты силы лобового сопротивления, подъемной и боковой сил можно представить следующими зависимостями [9]:

$$\begin{cases} c_z = c_z(M, \alpha_a, \alpha_c), \\ c_y = c_y(M, \alpha_a), \\ c_x = c_x(M, \alpha_c), \end{cases}$$

где  $M = \frac{V_p}{V_3}$  — число Маха;  $V_3$  — скорость звука.

При  $M > 2$  и небольших углах  $\alpha_a$  можно полагать

$$c_y \approx \left. \frac{\partial c_y}{\partial \alpha_a} \right|_{\alpha_a=0} \cdot \alpha_a = c_y^{\alpha_a} \cdot \alpha_a.$$

Аналогичное соотношение имеет место и для коэффициента боковой силы  $c_x$ :

$$c_x = c_x^{\alpha_c} \cdot \alpha_c.$$

Поэтому для подъемной и боковой сил можно записать

$$Y = c_y^{\alpha_a} \alpha_a PS, \quad X = c_x^{\alpha_c} \alpha_c PS.$$

Отсюда следует, что управляющие силы (поперечные ускорения  $\vec{W}_r$ ) можно создавать посредством изменения углов атаки и скольжения ракеты.

Основная доля подъемной и боковой сил образуется несущими плоскостями — крыльями. Поэтому управлять ракетой можно двумя способами: поворачивая относительно набегающего потока всю ракету или поворачивая только одни крылья.

По способу создания поперечного ускорения различают декартовое и полярное рулевые управления. При декартовом управлении рулевые органы ракеты создают поперечные ускорения  $W_y$  и  $W_r$ , для чего она снабжается двумя парами крыльев и рулей (рисунок 16).

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						37
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

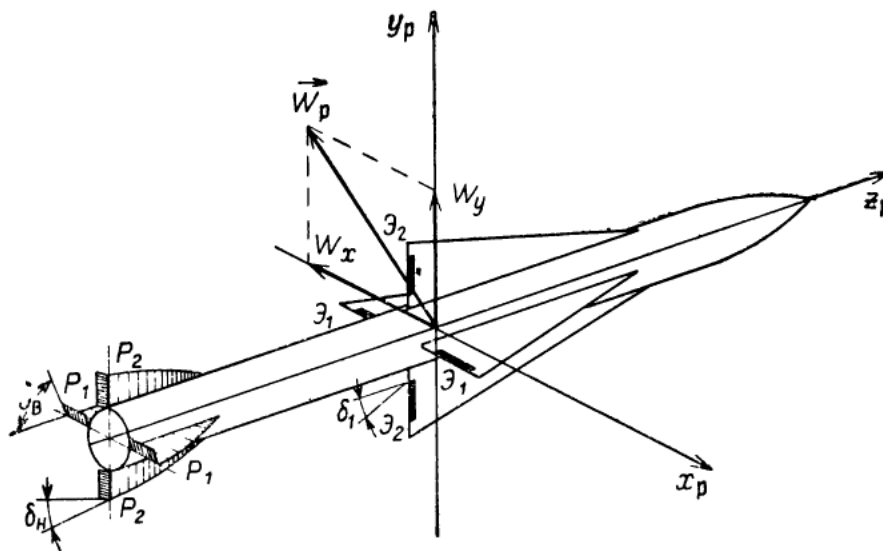


Рисунок 16 – Управляющие силы и моменты

Ускорение  $W_y$  создается при отклонении на угол  $\delta_v$  рулей высоты (тангажа) ( $P_1, P_1$ ), а ускорение  $W_x$  — при отклонении на угол  $\delta_n$  рулей направления (курса) ( $P_2, P_2$ ). Управляющий момент крена возникает при повороте электронов  $\epsilon_1, \epsilon_1$  в противоположенные стороны на угол  $\pm\delta_\epsilon$ .

Ракеты с декартовым управлением имеют осевую аэродинамическую симметрию и применяются в тех случаях, когда необходимые максимальные поперечные ускорения  $W_{y \max}$  и  $W_{x \max}$  приблизительно равны. Сюда, например, относятся ракеты классов «земля — воздух» и «воздух — воздух».

Ракеты с полярным управлением имеют плоскую аэродинамическую симметрию (самолетная схема) и применяются в комплексах вида «земля — земля» и «воздух — земля».

При отклонении руля глубины РГ вверх (по часовой стрелке) набегающий на руль воздушный поток создает момент  $M_{рг}$ , поворачивающий корпус летательного аппарата вокруг оси  $z_p$  против часовой стрелки. Поворот корпуса вокруг оси  $z_p$  прекращается, когда вращающий момент, создаваемый воздушным потоком, обтекающим корпус (и действующий в данном случае по часовой стрелке), уравнивается вращающим моментом  $M_{рг}$ , создаваемым рулем глубины. При этом установившееся значение угла  $\alpha_a$  между продольной осью ракеты и вектором ее скорости  $V_p$  (называемого углом атаки) оказывается примерно пропорциональным углу поворота руля  $\delta$  (при небольших значениях углов).

Главный момент аэродинамических сил относительно центра масс выражается формулой

$$\vec{M}_a = \vec{m}PSl,$$

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

где  $\vec{m}$  — векторный коэффициент главного момента аэродинамических сил;  $l$  — характерный размер (расстояние между центром масс и центром давления).

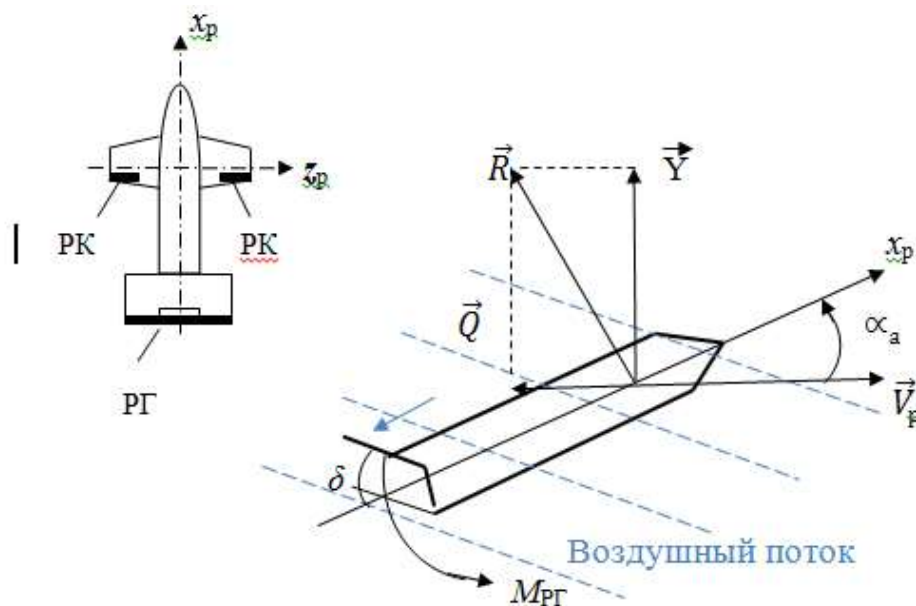


Рисунок 17 – Схема полярного рулевого управления

Проектируя момент  $\vec{M}_a$  на оси связанной системы, получим:

$$\begin{cases} M_{z_p} = m_z P S l_z, \\ M_{y_p} = m_y P S l_y, \\ M_{x_p} = m_x P S l_x, \end{cases}$$

Здесь  $m_z$   $m_y$   $m_x$  — аэродинамические коэффициенты моментов вращения ракеты по крену ( $\gamma$ ), рысканию ( $\psi$ ) и тангажу ( $\vartheta$ ) соответственно.

### 1.1.2 Математическая модель движения ЛА, линеаризация и передаточные функции

#### Системы координат.

Для анализа движения ЛА вводят в рассмотрение системы координат, которые позволяют определять положение ЛА как материальной точки и его положение в пространстве. Выделяют следующие основные виды СК:

а) Земная СК (рисунок 18) используется для определения текущего положения ЛА относительно места старта. Началом земной прямоугольной системы координат  $O_3$  можно считать центр масс Земли, точку старта или другую неподвижную относительно Земли точку. Ось  $O_3 x_3$  расположена в касательной плоскости к поверхности Земли в точке старта и ориентирована в направлении прицеливания. Ось  $O_3 y_3$  направлена по линии отвеса вверх, а ось  $O_3 z_3$  дополняет систему координат до правой. Плоскость  $O_3 x_3 y_3$  называют плоскостью стрельбы, однако из-за вращения

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

Земли траектория полета ЛА оказывается пространственной кривой, которая в общем случае не располагается в указанной плоскости. Земная СК жестко связана с Землей и участвует в ее суточном вращении, поэтому не является инерциальной.

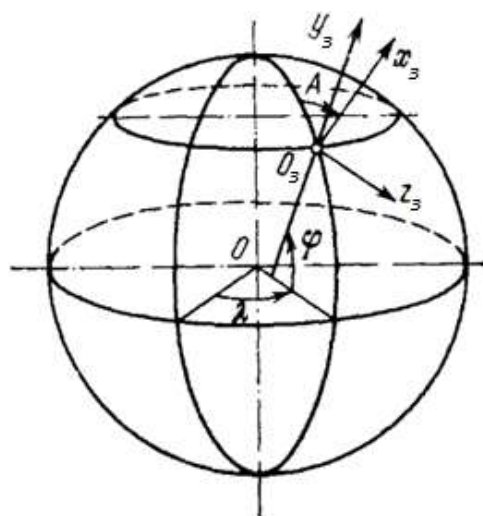


Рисунок 18 – Земная СК

Ориентация ЛА в земной СК определяется тремя углами: тангажа  $\vartheta$ , крена  $\gamma$  и рысканья  $\psi$ .

б) Стартовая СК  $O_0x_0y_0$  – в начальный момент времени совпадает по ориентации с Земной СК но, в отличие от Земной, остается неподвижной в инерциальном пространстве, то есть является инерциальной. Положение осей стартовой СК задаются на борту ЛА с помощью ГСП.

в) Связанная СК характеризуется тем, что начало отсчета совмещено с центром масс ЛА. Ось  $Ox$  направлена по продольной оси (рисунок 19). Нормальная ось  $Oy$  лежит в плоскости рулевых органов I–III. Ось  $Oz$  замыкает правую прямоугольную систему координат.

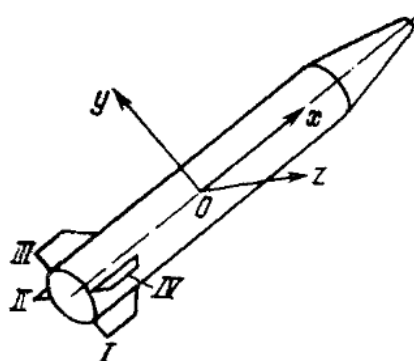


Рисунок 19 – Связанная СК

д) Начало скоростной СК (рисунок 20) расположено в центре масс ЛА, ось  $Ox_a$  направлена по направлению скорости аппарата,  $Oy_a$  и  $Oz_a$  расположены в плоскости, перпендикулярной вектору скорости.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

40

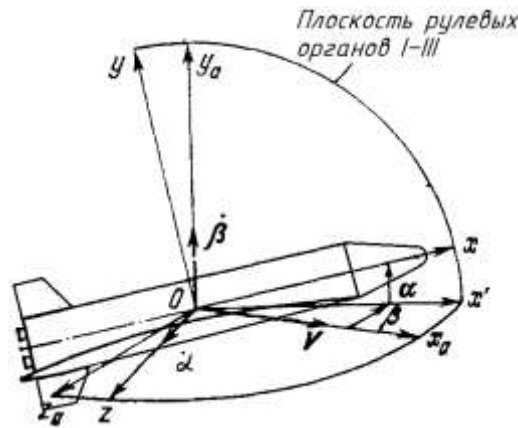


Рисунок 20 – Скоростная СК

Скоростная система координат чаще всего используется для анализа моментов и сил, действующих на аппарат в процессе полета.

Ориентация ЛА относительно вектора скорости  $V$  определяется двумя углами:  $\alpha$  – угол атаки и  $\beta$  – угол скольжения.

В некоторых ситуациях допустимо использование полускоростной СК. В этом случае ось  $OY$  всегда будет находиться в вертикальной плоскости

**Уравнения движения ЛА.** Задачи управления полетом и стабилизации можно решать лишь при наличии математического описания движения центра масс ЛА под действием приложенных сил. Необходимо составить систему дифференциальных уравнений, включающую уравнения продольных и поперечных сил, уравнения моментов и кинематические соотношения углов. Знание этих уравнений и их решений даёт возможность определить характер траектории полета, учесть факторы, влияющие на точность наведения, и определить соответствующие меры для достижения желаемых результатов.

Общее движение ЛА можно разделить на продольное и боковое. Продольным называется движение, характеризуемое вращением вокруг поперечной оси  $Oz$  и поступательным движением в направлении осей  $Ox$  и  $Oy$ .

Боковое движение составляют вращения вокруг осей  $Ox$  и  $Oy$  и перемещение в направлении оси  $Oz$ .

В соответствии с рисунком 21 имеют место кинематические соотношения:

$$\vartheta = \theta + \alpha; \dot{\vartheta} = \omega_z;$$

Для случая полета в вертикальной плоскости полные уравнения движения центра масс принимают вид:

$$m \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{P} + \bar{R} + \bar{G};$$

$$\bar{I} \frac{d\bar{\omega}_z}{dt} = \bar{M}_z;$$

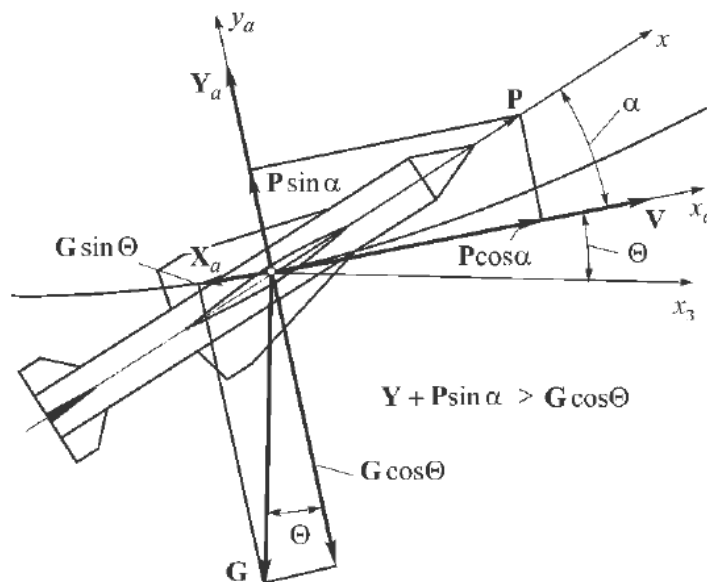


Рисунок 21 – К выводу уравнения сил, действующих на ЛА в полете:

$x_a, y_a$  - оси скоростной системы координат;  $x$  - продольная ось связанной системы координат;  $x_z$  - продольная ось земной системы координат;  $P$  - сила тяги;  $X_a, Y_a$  - сила лобового сопротивления и подъемная сила;  $G$  - сила тяжести;  $V$  - вектор скорости;  $\theta$  - угол наклона траектории;  $\alpha$  - угол атаки.

Нелинейная математическая модель продольного движения летательного аппарата в проекциях на оси скоростной системы координат:

$$\begin{aligned} \frac{m dV_p}{dt} &= P \cos \alpha - X_a - mg \cdot \sin \theta; \\ m V_p \frac{d\theta}{dt} &= P \sin \alpha + Y_a - mg \cdot \cos \theta. \end{aligned} \quad (1.3)$$

Сила тяги  $P$  зависит от параметров двигателя, от внешних условий, характеризуемых скоростью полёта  $V$ , высотой полёта  $H$  и параметра управления двигателем  $\delta_p$  т. е. в общем виде  $P = P(V, H, \delta_p)$ .

Аэродинамические силы  $X_a$  и  $Y_a$  зависят от угла атаки  $\alpha$ , скорости полёта  $V$ , плотности воздуха  $\rho$  и угла отклонения руля высоты  $\delta_b$ . Так как угол  $\delta_b$  практически не влияет на величины  $X_a$  и  $Y_a$ , то этим влиянием пренебрегают и представляют их обычно в виде:

$$X_a = C_{x_a} S \frac{\rho V^2}{2}; \quad Y_a = C_{y_a} S \frac{\rho V^2}{2},$$

где  $C_{x_a}, C_{y_a}$  - коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы, зависящие от угла атаки и скорости полета.

Обозначим через  $M_z, J_z$  соответственно суммарный момент аэродинамических сил, действующий относительно поперечной оси, проходящей через центр масс,



момент инерции относительно той же оси. Уравнение моментов относительно поперечной оси имеет вид

$$J_z \frac{d^2\vartheta}{dt^2} = M_{z_{ст}} + M_{z_{демп}} + M_{z_{упр}} = M_z;$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_z,$$

где  $M_{z_{ст}}$  – статический момент,  $M_{z_{демп}}$  – демпфирующий момент,  $M_{z_{упр}}$  – активный вращающий момент  $m_z$  — коэффициент момента;  $b_\alpha$  - хорда крыла;  $q$  – скоростной поток;  $S$  – площадь крыльев

Для определения движения ЛА по отношению к системе координат, связанной с Землей, к полученным уравнениям необходимо добавить кинематические уравнения:

$$\frac{dL}{dt} = V_p \cos\theta,$$

$$\frac{dH}{dt} = V_p \sin\theta,$$

где  $L$  и  $H$  – соответственно высота полета и пройденное расстояние.

На основании полученной системы уравнений может быть построена структурная схема математической модели ракеты (рисунок 22).

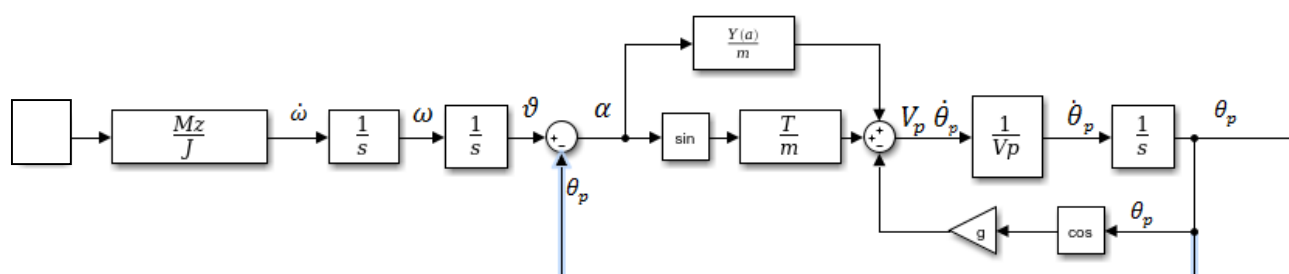


Рисунок 22 – Исходная нелинейная структурная схема канала тангажа ракеты

Использовать полученные системы уравнений и их математические структуры для аналитических исследований в силу нелинейностей не представляется возможным. Поэтому следующим этапом является приведение полученной схемы и системы уравнений к линейному виду и нахождение передаточных функций.

Перепишем систему уравнений:

$$mV_p \frac{d\theta}{dt} = P \sin\alpha + Y_\alpha - mg \cdot \cos\theta;$$

$$J_z \frac{d^2\vartheta}{dt^2} = M_{z_{cm}} + M_{z_{демп}} + M_{z_{упр}};$$

$$\vartheta = \theta + \alpha.$$

С учетом этих выражений значения подъемных сил и моментов, входящих в систему, могут быть переписаны в виде:

$$Y_\alpha = qSC_y^\alpha(\alpha);$$

$$M_{z_{cm}} = qSlm_z^\alpha(\alpha);$$

$$M_{z_{упр}} = qSlm_z^\delta(\delta);$$

$$M_{z_{демп}} = \frac{q}{V_p} Sl^2 m_z^\omega \omega;$$

где  $C_y$  и  $m_z$  – безразмерные коэффициенты подъемной силы и моментов (крыла и руля).

Эти аэродинамические коэффициенты полностью отражают нелинейную зависимость подъемной силы и моментов от угла атаки и угла руля, а также являются функцией скорости (числа Маха) и времени.

Примем некоторые допущения:

1) Исключим из уравнений движения в вертикальной плоскости операнд  $mg \cdot \cos\theta$ . Это объясняется следующими физическими соображениями. Сила тяжести является систематической, медленно изменяющейся силой, а потому в вертикальной и горизонтальной плоскостях будут различны лишь условия движения в установившемся режиме.

2) Допущение о малости угла атаки  $\alpha$ . Непосредственным следствием этого допущения является возможность избавиться от второго тригонометрического члена в уравнениях сил, выразив  $\sin \alpha$  через аргумент  $\alpha$ .

3) Допущения, связанные с линеаризацией аэродинамических коэффициентов подъемной силы и моментов  $C_y^\alpha(\alpha)$ ,  $m_z^\alpha(\alpha)$ ,  $m_z^\delta(\delta)$  входящих в выражение для моментов и сил. В пределах определенных углов атаки  $\alpha$  и отклонений рулей  $\delta$  это зависимости близки к линейным. Поэтому они могут быть в этих линейных пределах аппроксимированы в виде

$$C_y^\alpha(\alpha) = C_y^\alpha \alpha;$$

$$m_z^\alpha(\alpha) = m_z^\alpha \alpha;$$

$$m_z^\delta(\delta) = m_z^\delta \delta,$$

где коэффициенты  $C_y^\alpha$ ,  $m_z^\alpha$ ,  $m_z^\delta$  являются тангенсами углов касательных к

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						44
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

соответствующим кривым и называются производными аэродинамических коэффициентов от аргументов.

4) Условимся считать все аэродинамические коэффициенты положительными величинами. Тогда с учетом знаков функция в уравнениях сил все члены в правой части будут иметь положительный знак.

В уравнениях моментов в правой части будет знак минус перед, членом, пропорциональным  $\omega$ .

С учетом линейной аппроксимации аэродинамических коэффициентов, а также правил знаков исходная система уравнения переписется в виде:

$$mV_p \frac{d\theta}{dt} = (qSC_y^\alpha + P) \cdot \alpha;$$

$$J_z \frac{d^2\vartheta}{dt^2} = -qSlm_z^\delta \delta + qSlm_z^\alpha \alpha - \frac{q}{V_p} Sl^2 m_z^\omega \omega;$$

$$\vartheta = \theta + \alpha.$$

Для простоты дальнейших выкладок введем обозначения:

$K_1 = qSC_y^\alpha$  - коэффициент пропорциональности аэродинамической силы;

$K_2 = qSlm_z^\delta$  - коэффициент пропорциональности активного вращающего момента (имеет размерность Н·м/рад)

$K_3 = qSlm_z^\alpha$  - коэффициент пропорциональности стабилизирующего момента,

$K_4 = \frac{q}{V_p} Sl^2 m_z^\omega$  коэффициент пропорциональности демпфирующего момента.

С учетом введенных обозначений система уравнений переписется в следующем виде:

$$mV_p \frac{d\theta}{dt} = (K_1 + P) \cdot \alpha;$$

$$J_z \dot{\omega} = -K_2 \delta + K_3 \alpha - K_4 \omega;$$

$$\vartheta = \theta + \alpha.$$

Уравнения сил, моментов и кинематическое соотношение системы могут быть представлены в виде структурной схемы (рисунок 23).

Для перехода к передаточным функциям необходимо сделать допущение о «замораживании» коэффициентов, т.е. предположить, что на исследуемом участке времени можно считать систему стационарной, т.е. считать коэффициенты уравнений движения постоянными.

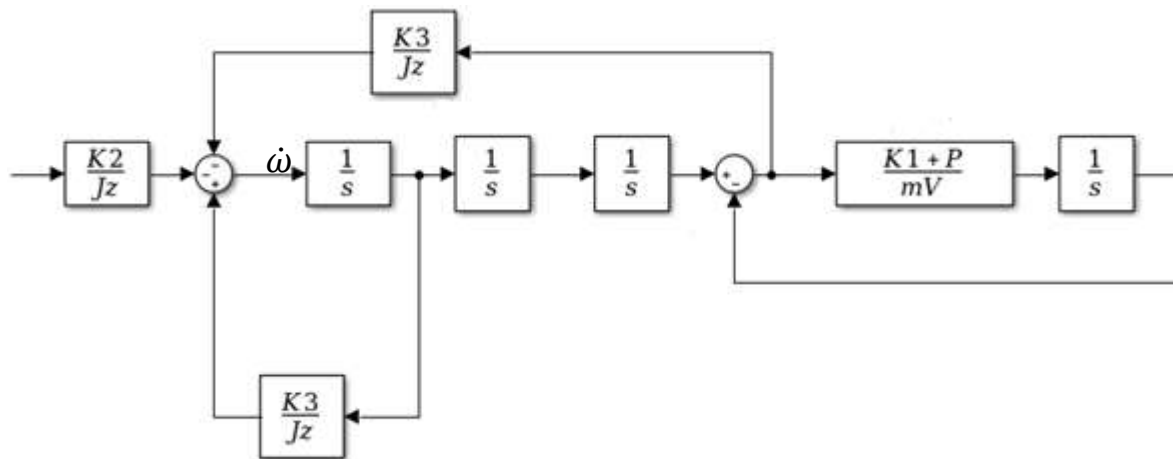


Рисунок 23 – Линейная структурная схема ракеты с рулевым управлением

Из линеаризованных уравнений путем преобразования Лапласа при нулевых начальных условиях можно получить передаточные функции:

$$W_{\delta\alpha}(s) = \frac{\alpha(s)}{\delta(s)} = \frac{\alpha_\delta}{s^2 + 2d\omega s + \omega^2};$$

$$W_{\delta\theta}(s) = \frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{1/\tau}{s} * \frac{\alpha_\delta}{s^2 + 2d\omega s + \omega^2}.$$

Из выражения следует, что ЛА по отношению к углу атаки  $\alpha$  является колебательным звеном, тогда как по отношению к углу наклона траектории  $\theta$  его передаточная функция может быть представлена в виде последовательного соединения колебательного и интегрирующего звена. Входным сигналом модели является угол отклонения рулей  $\delta$ , выходным – угол наклона траектории  $\theta$ . Структурная схема линеаризованной модели летательного аппарата имеет вид:

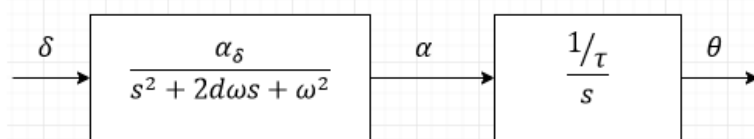


Рисунок 24– Структурная схема линеаризованной модели летательного аппарата

**Математические модели следящих координаторов.** Функцией координатора является измерение угла  $\Delta$  между осью чувствительности измерителя и направлением на цель. Рассмотрим процесс измерения углового рассогласования в декартовой инерциальной системе координат  $Ox_K y_K z_K$ , начало которой совпадает с измерителем. Для удобства рассмотрим только вертикальную плоскость.

Чувствительный элемент (ЧЭ) координатора (антенна радиолокационного координатора или оптическая система оптического координатора) в соответствии с физическими принципами его работы воспринимает сигнал, несущий информацию

об углом рассогласования  $\Delta$ .

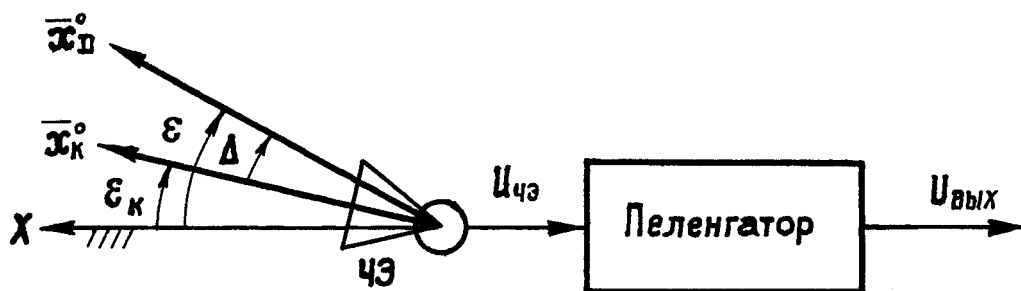


Рисунок 25 - Функциональная схема измерителя углового рассогласования:  
 Ц – цель;  $\bar{D}$  - вектор дальности (линия визирования цели);  $x_k$  - чувствительная ось координатора;  $\epsilon$  - угол места цели (угол ориентации вектора  $\bar{D}$  в вертикальной плоскости инерциальной системы координат OXYZ);  $\epsilon_k$  - угол ориентации оси координатора в той же плоскости;  $\Delta$  - угол рассогласования (несоответствия ориентации координатора направлению на цель).

Сигнал, снимаемый с ЧЭ  $u_{\text{ЧЭ}}$  подвергается обработке в пеленгаторе, который формирует выходной сигнал  $U_{\text{ВЫХ}}$ , пропорциональный углу  $\Delta$ . Схема, изображенная на рисунке 25 может быть представлена следующей структурной схемой автоматической системы (рисунок 26).

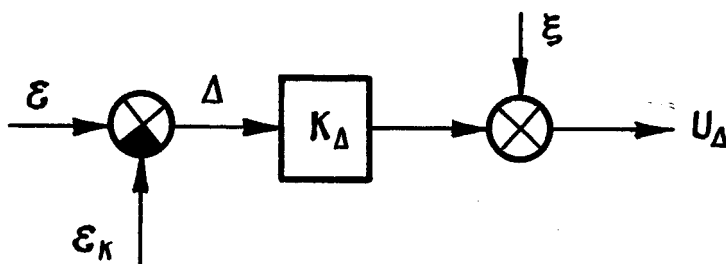


Рисунок 26- Структурная схема пеленгатора:

$K_{\Delta}$  - обобщенный коэффициент усиления пеленгатора, называемый коэффициентом добротности координатора;  $\xi$  - шумы трактов обработки сигнала в пеленгаторе;  $U_{\Delta}$  - выходной сигнал, пропорциональный угловому рассогласованию  $\Delta$ .

Помимо измерения углового рассогласования  $\Delta$ , функцией координатора цели является слежения за целью, то есть постоянное совмещение оси  $\bar{x}_k^0$  с направлением  $\bar{x}_D^0$  на цель. Другими словами, координатор должен в каждый момент времени устранять появившееся угловое рассогласование  $\Delta$ . Для этого прямой контур координатора замыкается отрицательной обратной связью через следящий привод (например – гироскопический). Координатор, замкнутой через привод, называется следящим координатором цели (СКЦ) (рисунок 27).

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

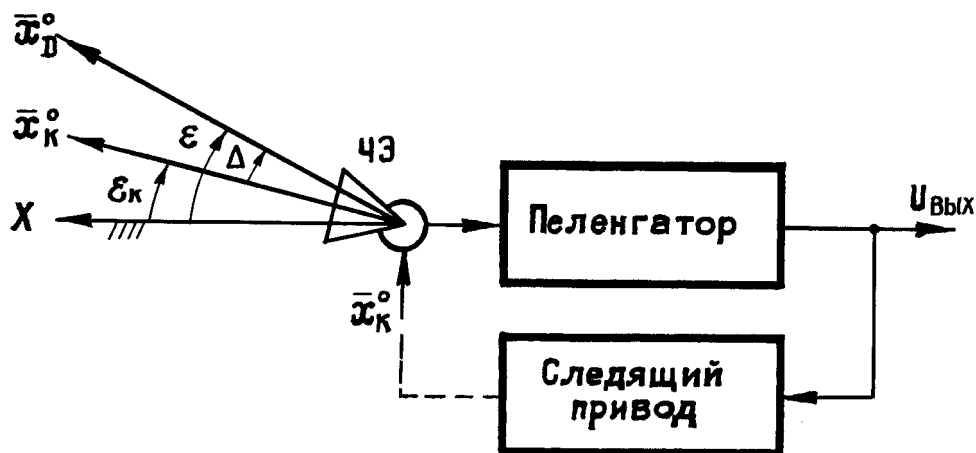


Рисунок 27 - Функциональная схема следящего координатора

По сигналу  $U_{\text{ВЫХ}}$  следящий привод отклоняет ЧЭ (ось  $\bar{x}_k^0$ ) в сторону устранения углового рассогласования  $\Delta$ , то есть совмещает  $\bar{x}_k^0$  с  $\bar{x}_D^0$ . Как правило, для удобства анализа СКЦ шумы  $\xi$  координатора «приводят» (перечитывают) к входу СКЦ. С учетом этого структурная схема СКЦ, как автоматической системы, будет иметь вид (рисунок 28).

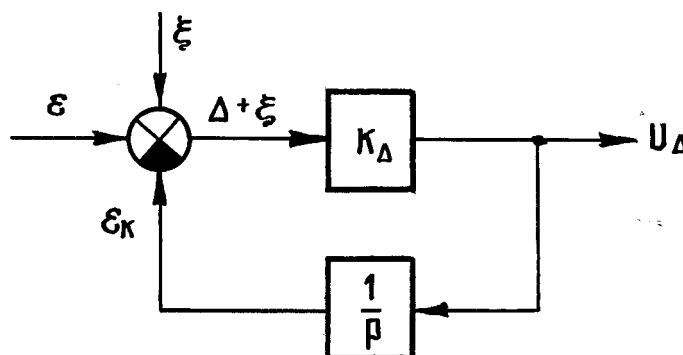


Рисунок 28 - Структурная схема следящего координатора

Интегрирующее звено  $W_{\text{ОС}}(p) = \frac{1}{p}$  в цепи ООС описывает работу следящего привода. Очевидно, что выходной сигнал  $U_{\Delta}$  СКЦ будет представлять собой  $\dot{\epsilon}_k = \omega_k$  - угловую скорость координатора (в рассматриваемом случае - в вертикальной плоскости).

Покажем это, пользуясь аппаратом передаточных функций и дифференциальных уравнений. Передаточная функция СКЦ, как замкнутой системы, имеет вид:

$$W(p) = \frac{K_{\Delta}}{1 + \frac{K_{\Delta}}{p}} = \frac{K_{\Delta} p}{p + K_{\Delta}}$$

Тогда

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		48

$$\frac{U_{\Delta}(p)}{\varepsilon(p)} = \frac{K_{\Delta}p}{p + K_{\Delta}},$$

где  $U_{\Delta}(p)$  и  $\varepsilon(p)$  - соответственно изображение выходного  $U_{\Delta}$  и входного  $\varepsilon$  сигналов системы. Далее (опуская аргумент  $p$  в обозначениях входного и выходного сигналов) получим:

$$U_{\Delta}(p + K_{\Delta}) = \varepsilon K_{\Delta}p.$$

Дифференциальное уравнение будет иметь вид:

$$\dot{U}_{\Delta} + K_{\Delta}U_{\Delta} = \varepsilon K_{\Delta}.$$

С учетом равенства  $\Delta = \varepsilon - \varepsilon_k$  имеем

$$U_{\Delta} = K_{\Delta}(\varepsilon - \varepsilon_k),$$

откуда:

$$K_{\Delta}(\dot{\varepsilon} - \dot{\varepsilon}_k) + K_{\Delta}^2(\varepsilon - \varepsilon_k) = K_{\Delta}\dot{\varepsilon};$$

$$\dot{\varepsilon}_k = K_{\Delta}(\varepsilon - \varepsilon_k) = U_{\Delta} = \omega_k.$$

Таким образом, выходной сигнал  $U_{\Delta} = \omega_k$  - есть угловая скорость вращения координатора.

## 1.2 Методы самонаведения ЛА атмосферного типа. Общие сведения о методах СН и их сравнительная характеристика

Методом наведения называется заданный закон сближения ракеты с целью, который в зависимости от координат и параметров движения цели определяет требуемое движение ракеты, обеспечивающее попадание ЗУР в цель.

Теоретическую траекторию ракеты, определяемую уравнением метода наведения, принято называть кинематической или требуемой траекторией. Характер этой траектории устанавливается на основе кинематического исследования наведения ракеты на цель, движение которой заранее задано. При кинематическом исследовании ракета принимается за точку, движущуюся под действием определенных сил. Реальная траектория будет отличаться от кинематической из-за воздействия на систему управления различных внешних воздействий, инерционности ракеты и других элементов системы управления, наличия инструментальных ошибок и т. д.

Динамическая траектория – это расчетная линия движения ОУ с учетом его инерционных свойств, а также инерции системы управления [6].

Каждая из этих траекторий с допустимыми отклонениями от заданного

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						49
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

направления полета может быть описана математически и с помощью структурной схемы.

Для реализации задачи наведения на цель система управления реализует различные траектории, заложенные в программный комплекс версии математического обеспечения системы наведения. Выделим следующие основные методы наведения [6]:

1. Программное наведение. Программный метод наведения заключается в том, что в системе наведения ракеты закладывается программа полета (как правило, функция времени), в процессе полета заданные выходные параметры ракеты сравниваются с фактическими (координаты, скорость, тангаж, курс и т.д.). Их разность и производные в идентичных координатах служат сигналом управления по соответствующему параметру.

2. Метод погони.
3. Прямой метод наведения.
4. Метод параллельного сближения.
5. Метод пропорционального сближения.
6. Метод наведения с упреждением.

К основным методам наведения ракет относятся:

- метод прямого наведения;
- метод погони;
- метод пропорционального (в упрежденную точку) наведения.

Данные методы наведения еще называют двухточечными (ракета-цель).

**Метод прямого наведения.** Сущность этого метода состоит в том, что в процессе наведения продольная ось ЛА все время направлена на цель (рисунок 29).

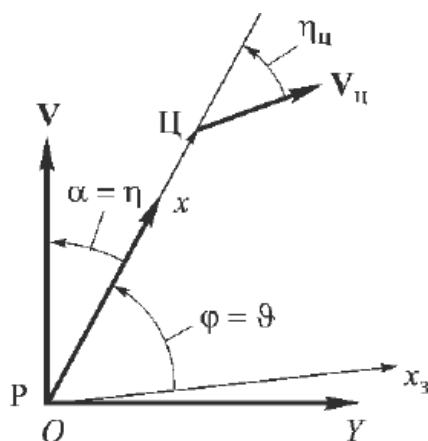


Рисунок 29 – Метод прямого наведения на цель:

$P$  – ЛА;  $\mathcal{C}$  – цель;  $\varphi$  – угол линий визирования;  $V, V_{ц}$  – векторы скорости ЛА и цели;  $\eta, \eta_{ц}$  – углы упреждения ЛА;  $\alpha$  – угол атаки ЛА;  $\vartheta$  – угол тангажа;  $x_3$  – ось, параллельная оси земной системы координат;  $Ox$  – продольная ось ЛА;  $Y$  – нормальная сила



Для метода прямого наведение характерно нулевое значение угла пеленга  $\xi=0$ , следовательно,  $\theta_p = \vartheta$ :

Это самый простой способ наведения ракет и самый неэффективный с точки зрения энергозатрат, поскольку с его помощью получается самая длинная и кривая траектория движения наводимого объекта. Также у этого метода самая большая вероятность срыва наведения, так как у этих ракет координатор цели устанавливается неподвижно (ось координатора и ось ракеты совпадают).

**Метод погони.** Этот метод заключается в том, что вектор скорости ЛА непрерывно направлен на цель (рисунок 30).

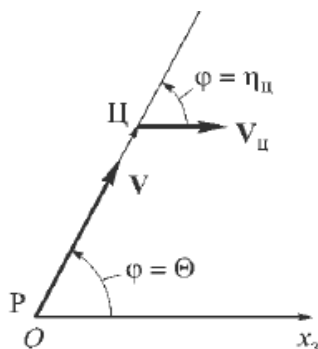


Рисунок 30 – Схема наведения на цель методом погони

При наведении этим методом касательная к траектории совпадает с линией визирования цели ( $\theta_p = \varphi$ ),  $\theta_{ц} = 0$  и угол упреждения  $\eta$  все время равен нулю.

Своё название метод погони получил потому, что на охоте собаки преследуют цель именно таким образом. Метод достаточно прост и даёт чуть лучшие результаты, чем метод прямого наведения.

Данный метод может быть использован на начальном и конечном этапах наведения и при наведении на маневрирующие воздушные (космические) подвижные цели.

Отметим основные недостатки наведения ЛА методом погони, обнаруживаемые уже при простейшем анализе кинематических уравнений. Прежде всего недостатком метода является то, что возможны только две прямолинейные траектории:

- а)  $\varphi = 0$ , т. е. аппарат движется точно в хвост цели;
- б)  $\varphi = 180^\circ$ , т. е. аппарат движется точно навстречу цели.

Если начальные условия не соответствуют полету точно навстречу и точно в хвост цели, то траектории ЛА получаются криволинейными.

**Метод пропорционального сближения.** Методом пропорционального сближения называется метод наведения, при котором в течение всего времени полета ракеты к цели угловая скорость поворота вектора скорости ракеты остается пропорциональной угловой скорости линии визирования цели.

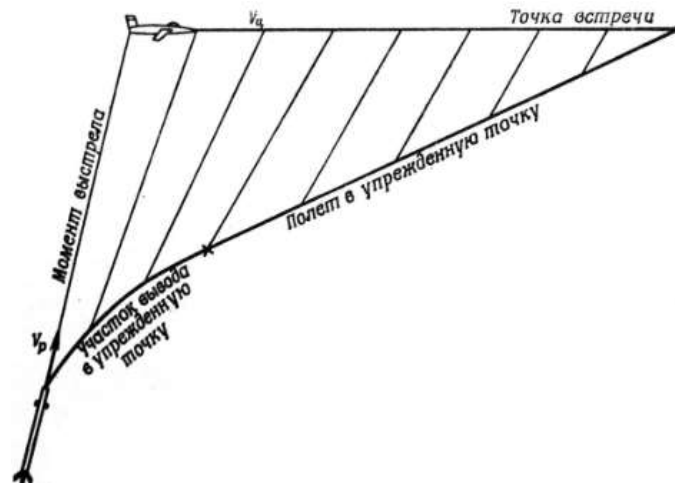


Рисунок 31 – Схема наведения ракеты методом пропорционального сближения

Уравнения метода пропорционального сближения:

$$\frac{d\theta}{dt} = k \frac{d\varphi}{dt},$$

где  $\theta$  – угол вектора скорости ракеты;

$\varphi$  – угол линии визирования;

$k$  – коэффициент пропорциональности, отвечающий требованию:

$$k > 1 - \frac{V_u \cos \varphi_0}{V \sqrt{1 - \left(\frac{V_u}{V}\right)^2 \sin^2 \varphi_0}}.$$

Пропорциональное сближение является довольно общим методом, он позволяет получать за счет выбора коэффициента  $k$  траектории со свойствами, промежуточными между свойствами кривых погони и свойствами траекторий параллельного сближения. В частности, по мере увеличения коэффициента пропорциональности  $k$  линия визирования цели вращается медленнее и при  $k = \infty$  перемещается параллельно самой себе при любых начальных условиях. Соответственно с увеличением коэффициента  $k$  траектории наведения все менее и менее отличаются от прямолинейных, а потребные нормальные перегрузки уменьшаются.

Достоинства метода пропорционального наведения:

- Простота приборной реализации метода;
- Применение метода в широком диапазоне отношений скорости цели и ракеты.

Недостатки метода:

- Предъявление более жестких требований к маневренным свойствам ракеты при наведении на маневрирующую цель;

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

52

- Условия стрельбы вдогон более благоприятны, чем на встречном курсе.
- При выборе метода наведения необходимо соблюдать ряд требований:
- обеспечение прямого попадания в цель;
  - обеспечение минимальной кривизны траектории с целью уменьшения полетного времени ракеты и уменьшения поперечной перегрузки;
  - маневр цели не должен существенно увеличивать кривизну траектории;
  - обеспечение минимальной перегрузки в момент встречи ракеты с целью;
  - обеспечение возможно большего объема пространства, в котором цели уничтожаются с максимальной вероятностью;
  - минимальное время вывода ракеты на расчетную траекторию и возможность, в случае необходимости, перехода на траектории других методов;
  - простота приборной реализации системы наведения.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						53
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

### 1.3 Расчет параметров передаточной функции ЛА для модельного примера

Вычислим коэффициенты передаточных функций ЛА, используя следующие формулы:

$$a_{\delta} = \frac{K_2}{I_y} \text{ – коэффициент числителя;}$$

$$\omega^2 = \frac{K_3 + K_4\tau}{\tau I_y} \text{ – квадрат собственной частоты колебаний ЛА.}$$

$$d = \frac{I_y + K_3\tau}{2\sqrt{\tau I_y (K_3 + K_4\tau)}} \text{ – коэффициент демпфирования, определяющий}$$

колебательные свойства ЛА.

$$\tau = \frac{mV}{K_1 + P} \text{ – постоянная времени ЛА,}$$

где  $I_y = \frac{ml^2}{12}$  – момент инерции ЛА относительно поперечных осей Y,Z. В предположении, что ЛА является цилиндрическим телом.  $l$  – длина ЛА

$$S = \pi d^2/4 \text{ – площадь миделя ЛА,}$$

$C_y^{\alpha}$  – производная коэффициента аэродинамической силы по углу,

$S_p$  – площадь рулей,

$l_p$  – плечо руля (расстояние от центра руля до центра масс).

$L_a$  – смещение центра приложения аэродинамической силы относительно центра масс.

Множитель  $\frac{\rho V^2}{2}$  представляет собой динамическое давление набегающего потока (динамическое давление).

Плотность воздуха  $\rho$  рассчитывается по стандарту атмосферы СА-81:

$$\rho = \rho_0(T/T_0)^{4.26},$$

где  $\rho_0 = 1.225 \text{ кг/м}^3$  – стандартная плотность воздуха на уровне моря,

$T = T_0 - 0.0065H$  – температура воздуха,

$T_0 = 288.15 \text{ К}$  – стандартная температура на уровне моря,

Скорость определяется из равенства силы тяги двигателя и силы лобового сопротивления:

$$P = C_x \cdot S \cdot \rho V^2/2;$$

отсюда:

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		54

$$V = \sqrt{\frac{2P}{\rho C_x S}}$$

Код программы для расчета коэффициентов в MatLab представлен в приложении А.

Подставляя исходные данные в приведенные формулы, получим численные значения коэффициентов передаточной функции ЛА.

Таблица 2 – Численные значения коэффициентов передаточной функции ЛА

S, м <sup>2</sup>	V, м/с	K1, ×10 <sup>5</sup>	K2, ×10 <sup>5</sup>	K3, ×10 <sup>5</sup>	Iy, кг·м <sup>2</sup>	τ, с	a <sub>d</sub>	ω <sup>2</sup> , (рад/с) <sup>2</sup>	2dωs
0.0415	1473	1.7714	1.3102	1.3102	316.87	1.9115	41.467	449.387	4.657

После расчета коэффициентов модели получились следующие передаточные функции:

- передаточная функция летательного аппарата:

$$W_1(s) = \frac{\alpha_\delta}{s^2 + 2 \cdot d \cdot \omega_0 \cdot s + \omega_0^2} = \frac{41,467}{s^2 + 4,657s + 449,387};$$

$$W_2(s) = \frac{1}{T_v \cdot s} = \frac{1}{1,92 \cdot s}.$$

- передаточная функция следящего координатора

$$W_{pm}(s) = \frac{k_{iz}}{1 + 0,1 \cdot s},$$

где  $k_{iz}$  – статический коэффициент передачи измерительного звена, который определяется экспериментальным путём.

На рисунке 32 представлена структурная схема АП – ЛА.

Рассматриваемая модель автопилота имеет гибкую обратную связь через скоростной гироскоп. Силовой привод показан последовательным соединением линейного безынерционного звена с коэффициентом передачи  $k_{cn}$  и нелинейного звена – ограничителя максимального угла отклонения руля направления. Силовой привод предназначен для отклонения рулей ОУ пропорционально управляющему напряжению  $U_y$ . Управляющее напряжение  $U_y$  является результатом суммирования командного  $U_k$  и стабилизирующего  $U_{cm}$ . На оси руля имеется датчик, преобразующий угол отклонения в напряжение, противоположное по знаку управляющему. За счет отрицательной обратной связи руль фиксируется под углом  $\delta$ . Выходом силового привода является угол отклонения рулей  $\delta$  [град.].

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						55
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

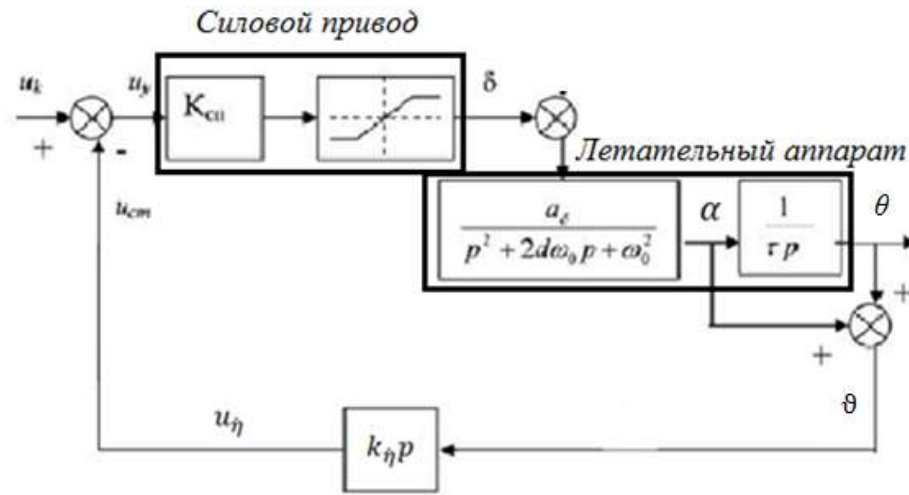


Рисунок 32 – Структурная схема звена ОУ – АП:  
 $\alpha$  – угол атаки,  $\theta$  – угол наклона траектории,  $\vartheta$  – тангаж.

Кинематическое звено представляет собой математическую модель отображающую связь между координатами движения цели  $\bar{Z}_ц$  и ракеты  $\bar{Z}_р$ . Для вывода уравнений кинематического звена рассмотрим общий случай наведения ЛА, предполагая, что траектории ЛА и цели лежат в некоторой неизменной вертикальной плоскости сближения (рисунок 33).

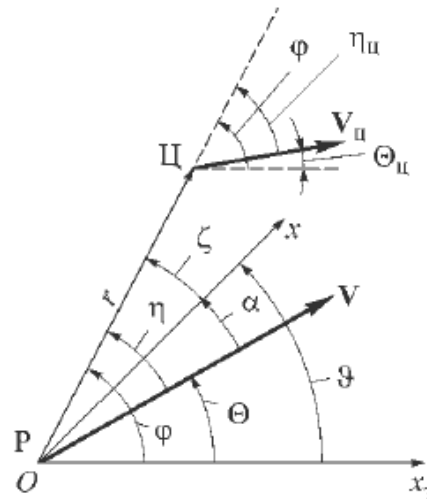


Рисунок 33 - Координаты ЛА и цели при самонаведении:

Р - ЛА; Ц - цель;  $\varphi$  - угол линии визирования;  $V, V_ц$  - векторы скорости ЛА и цели;  $\eta, \eta_ц$  - углы упреждения ЛА и цели;  $\theta, \theta_ц$  - углы наклона траектории ЛА и цели;  $r$  - расстояние между ЛА и целью;  $\zeta$  - угол пеленга цели (угол между продольной осью ЛА  $Ox$  и линией визирования);  $\vartheta$  - угол тангажа;  $\alpha$  - угол атаки;  $x_3$  - продольная ось, параллельная оси земной системы координат.

Спроецировав скорости  $V_p$  и  $V_ц$  на линию визирования и на направление, нормальное к ней, получим кинематические уравнения относительного движения цели и ЛА в общем виде:

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

$$\dot{r} = -V_p \cos(\varphi - \theta_p) + V_{ц} \cos(\varphi - \theta_{ц}),$$

$$r\dot{\varphi} = V_p \sin(\varphi - \theta_p) - V_{ц} \sin(\varphi - \theta_{ц}).$$

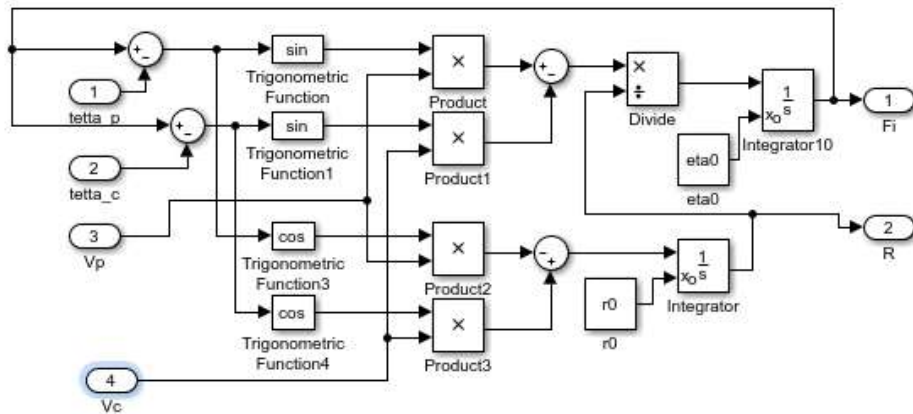


Рисунок 34 – Схема кинематического звена

### Моделирование кинематических и динамических траекторий наведения

#### Метод прямого наведения (ПН).

Функциональная схема метода прямого наведения представлена на рисунке 35

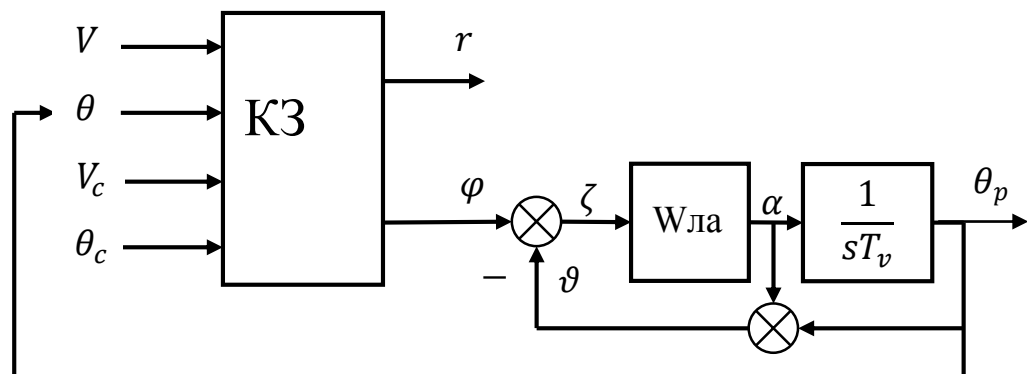


Рисунок 35 – Функциональная схема метода прямого наведения

Схемы моделирования в Matlab/Simulink приведены на рисунках 36, 37

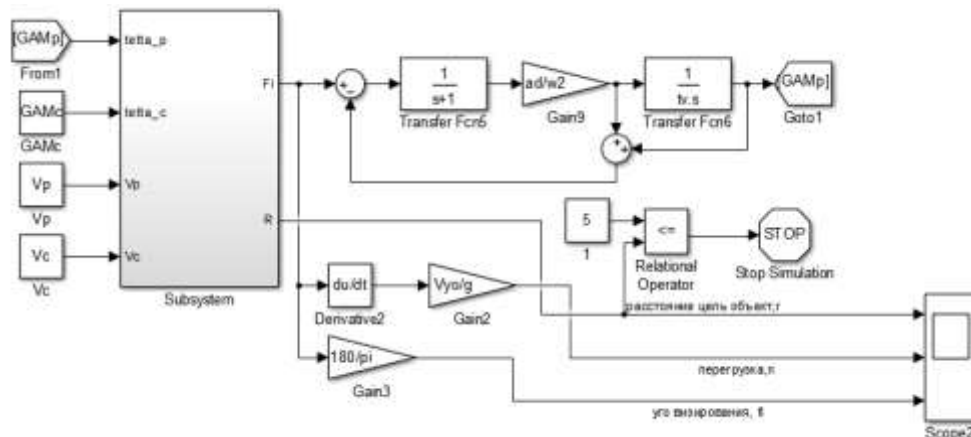


Рисунок 36 – Схема расчета кинематических траекторий для метода ПН

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

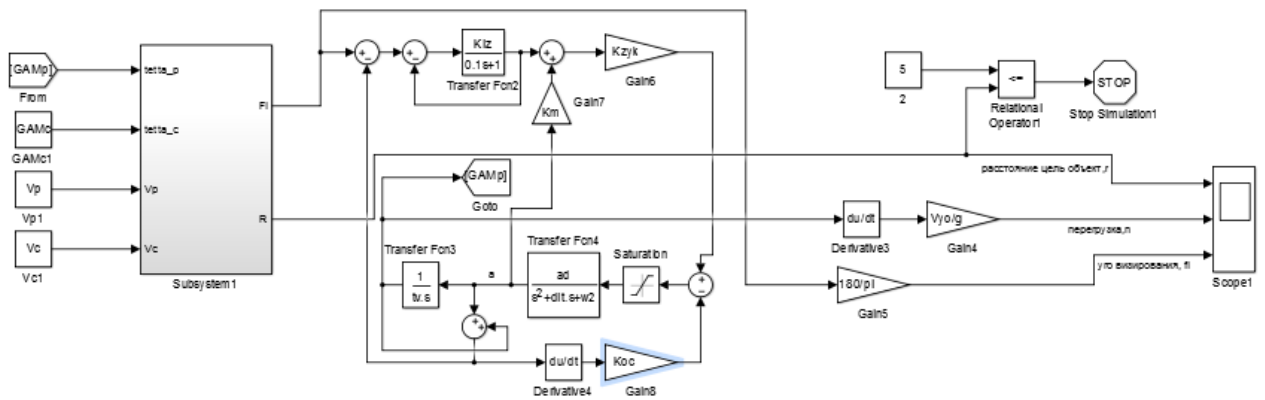


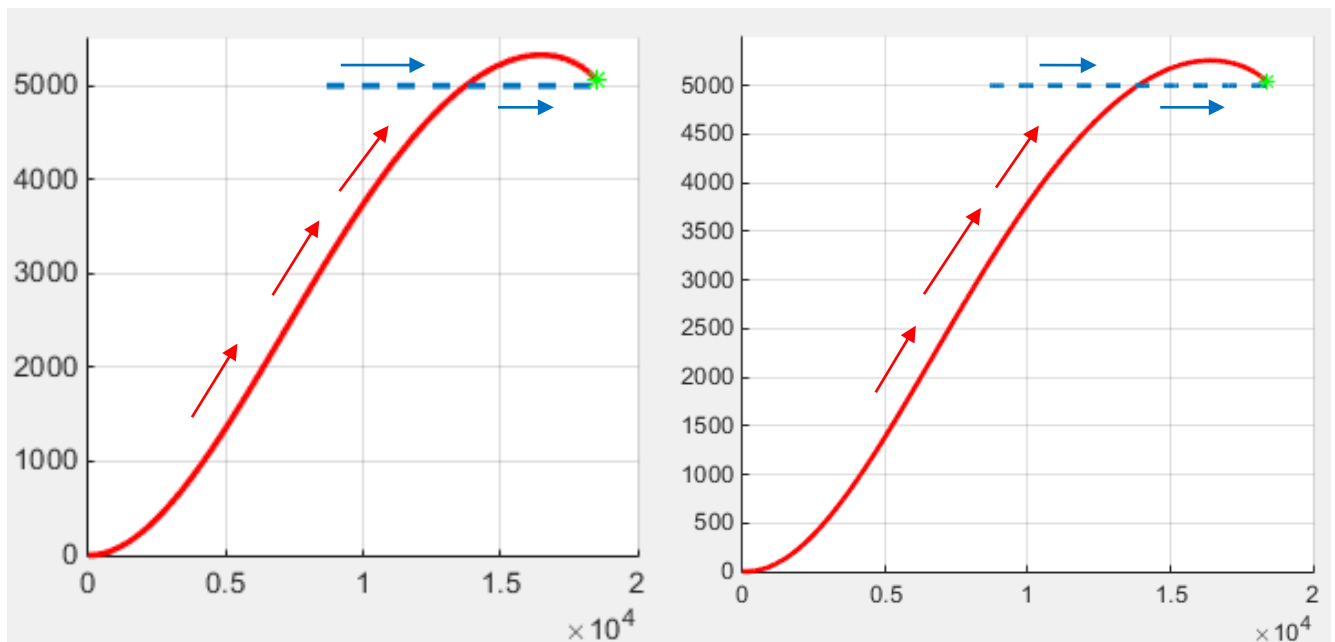
Рисунок 37 – Схема расчета динамических траекторий для метода прямого наведения

Проведем моделирование системы при следующих начальных параметрах и представим графики траекторий, перегрузки  $n$  ракеты, изменения угла визирования  $\varphi$  и график изменения расстояния между ракетой и целью  $r$ :

$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 0$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

По результатам моделирования построены кинематическая и динамическая траектории, изображенные на рисунке 38.

На рисунке 39 показаны графики изменения основных параметров моделирования: расстояние между ракетой и целью, перегрузка ракеты и угол визирования ракеты.



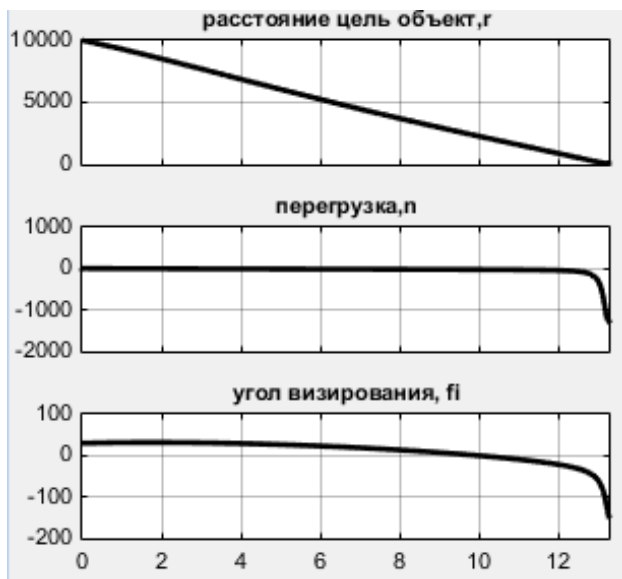
а) кинематическая траектория

б) динамическая траектория

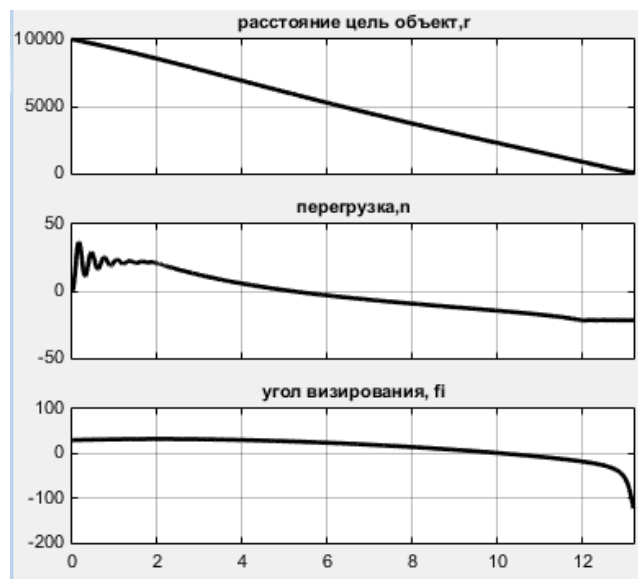
Рисунок 38 – Моделирование метода прямого наведения при  $\theta_c = 0^\circ$

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------





а) кинематическая траектория



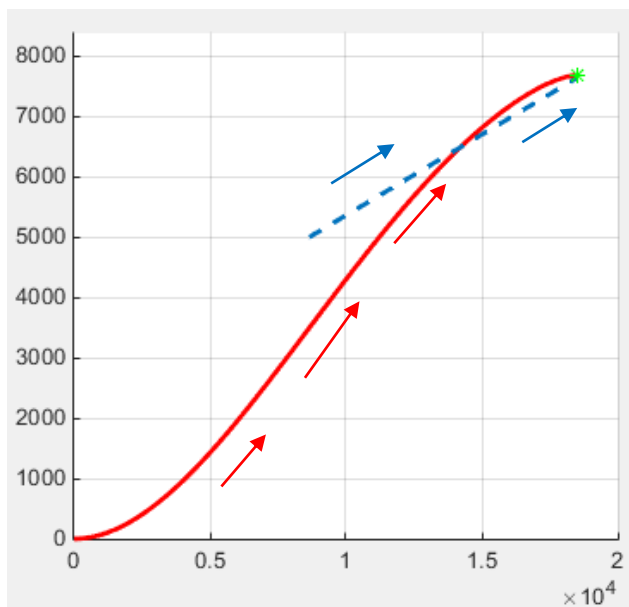
б) динамическая траектории

Рисунок 39 – Графики расстояния между ракетой и целью  $r$ , перегрузки  $n$  ракеты, изменения угла визирования  $\varphi$  при  $\theta_c = 0^\circ$

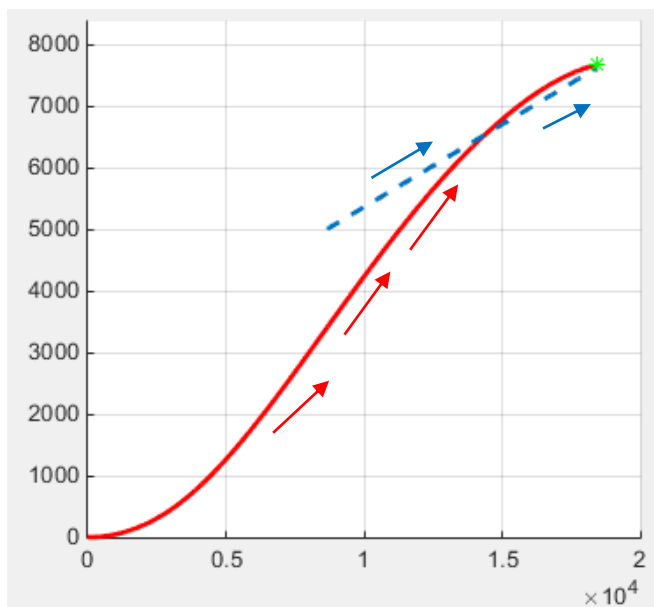
$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 15$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

По результатам моделирования построены кинематическая и динамическая траектории, изображенные на рисунке 40.

На рисунке 41 показаны графики изменения основных параметров моделирования: расстояние между ракетой и целью, перегрузка ракеты и угол визирования ракеты.



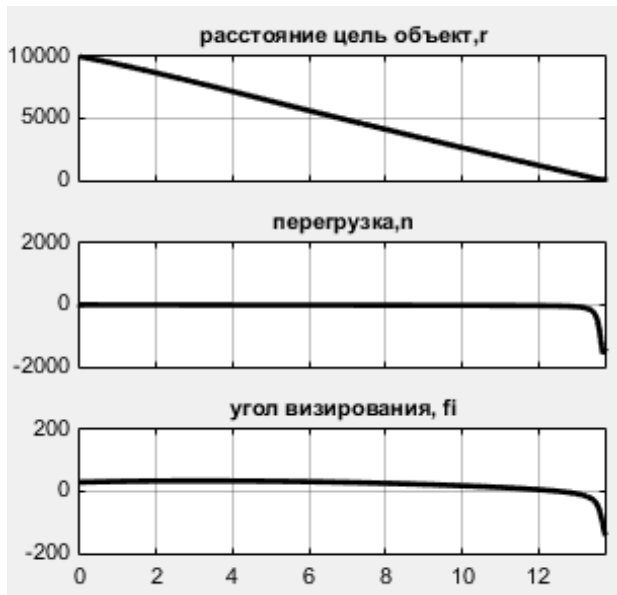
а) кинематическая траектория



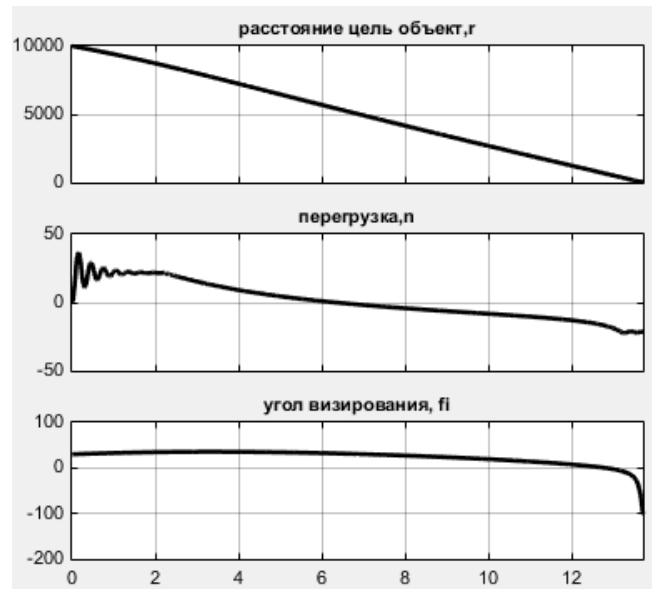
б) динамическая траектория

Рисунок 40 – Результаты моделирования кинематических и динамических траекторий для метода прямого наведения при  $\theta_c = 15^\circ$

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата



а) кинематическая траектория



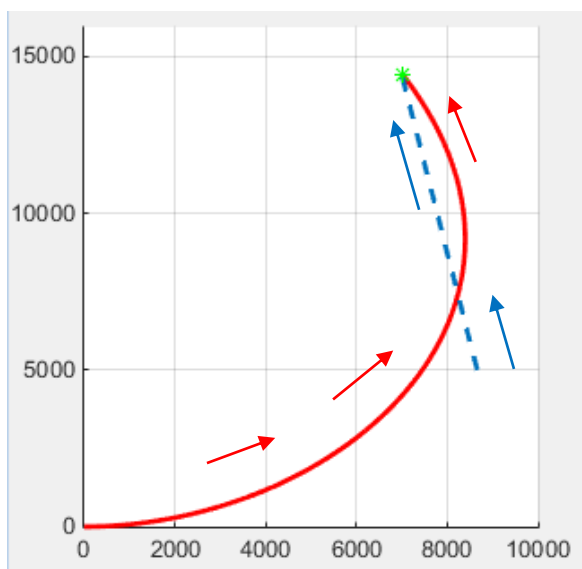
б) динамическая траектория

Рисунок 41 – Графики расстояния между ракетой и целью  $r$ , перегрузки  $n$  ракеты, изменения угла визирования  $\varphi$  при  $\theta_c = 15^\circ$

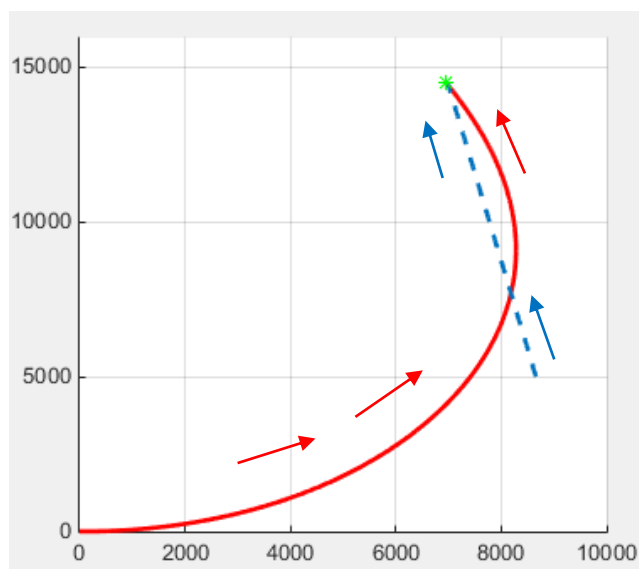
$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 100$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

По результатам моделирования построены кинематическая и динамическая траектории, изображенные на рисунке 42.

На рисунке 43 показаны графики изменения основных параметров моделирования: расстояние между ракетой и целью, перегрузка ракеты и угол визирования ракеты.



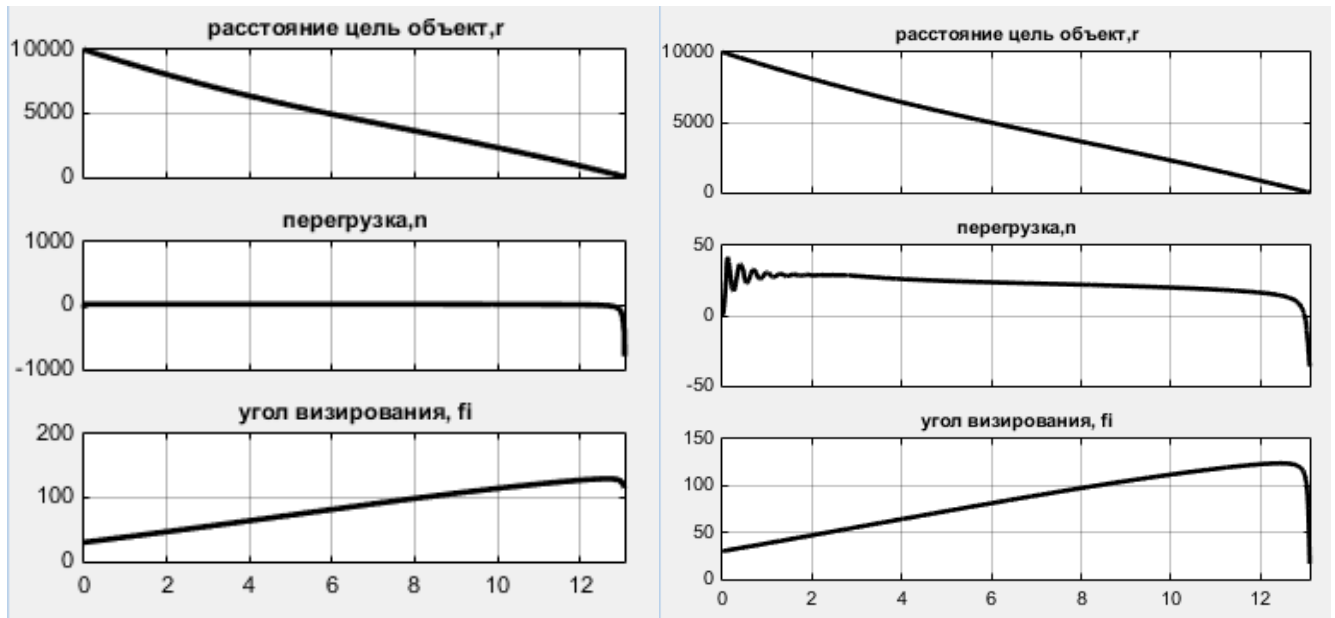
а) кинематическая траектория



б) динамическая траектория

Рисунок 42 – Результаты моделирования кинематических и динамических траекторий для метода прямого наведения при  $\theta_c = 100^\circ$

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата



а) кинематическая траектория

б) динамическая траектория

Рисунок 43 – Графики расстояния между ракетой и целью  $r$ , перегрузки  $n$  ракеты, изменения угла визирования  $\varphi$  при  $\theta_c = 100^\circ$

Из приближенного анализа траектории следует, что траектории наведения с постоянным и, в частности, нулевым углом пеленга цели для своей реализации требуют весьма больших нормальных перегрузок. В результате зоны возможных атак получаются очень ограниченными. Метод прямого наведения, характеризующийся законом  $\zeta=0$ , удобно применять в случае малых скоростей цели и ЛА при условии, что начальная дальность  $r_0$  достаточно велика.

Несколько улучшить метод прямого наведения можно, если направить на цель не ось летательного аппарата, а вектор его скорости. Получим новый метод наведения, который носит название метода погони.

**Метод погони.** На рисунке 44 представлена функциональная схема метода погони:

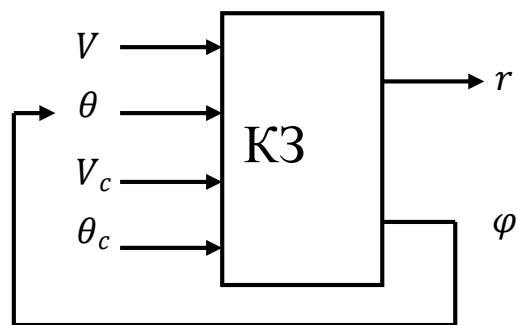


Рисунок 44 – Функциональная схема для кинематической постановки задачи

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

На рисунке 45 представлена схема расчета кинематических траекторий для метода погони.

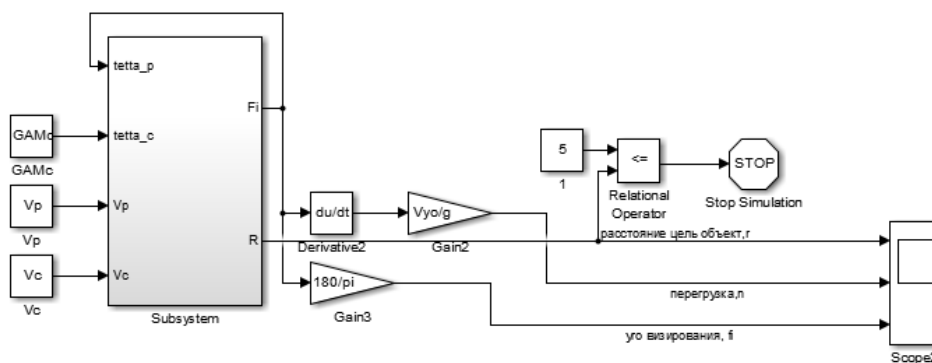


Рисунок 45 – Схема расчета кинематических траекторий для метода погони

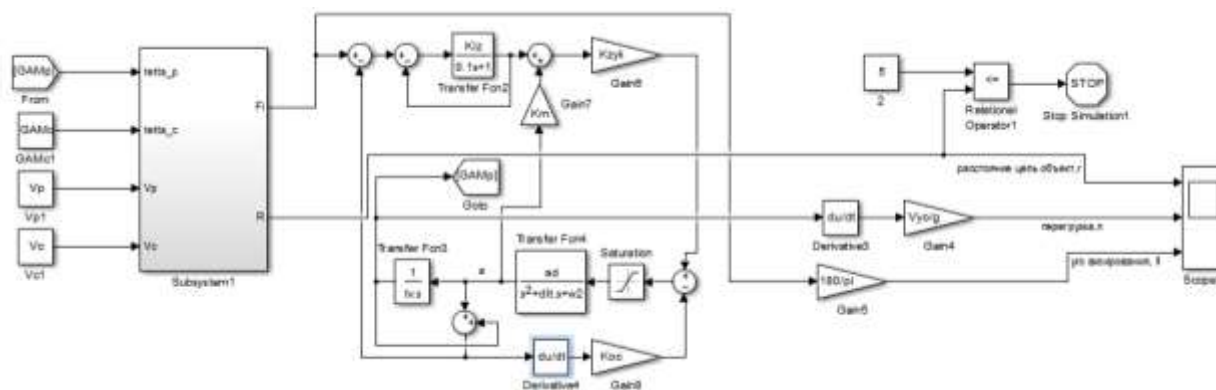


Рисунок 46 – Схема расчета динамических траекторий для метода погони

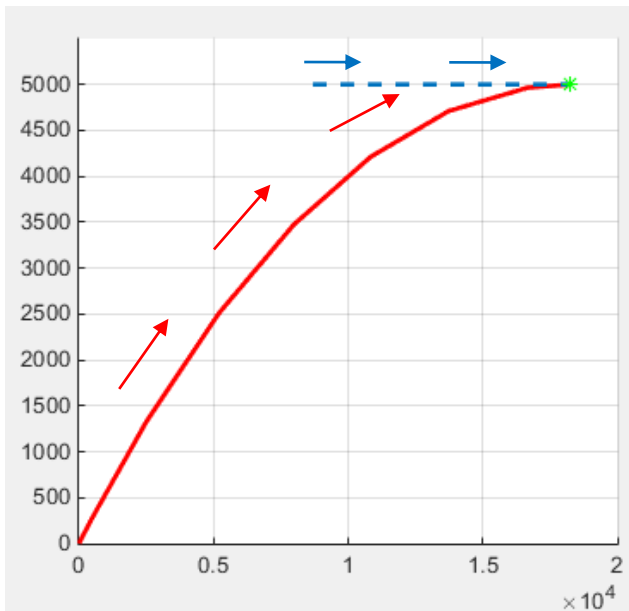
Стоит отметить, что при моделировании скорости ракеты к скорости цели будут браться с отношением 2 к 1 или меньше, т.к. при большем отношении угловая скорость линии визирования  $\omega_g$  стремится к бесконечности, что является следствием промаха [18].

Проведем моделирование системы при следующих начальных параметрах и представим графики кинематических и динамических траекторий, перегрузки ракеты  $n_p$ , изменения угла визирования  $\varphi$  и график изменения расстояния между ракетой и целью  $r$ .

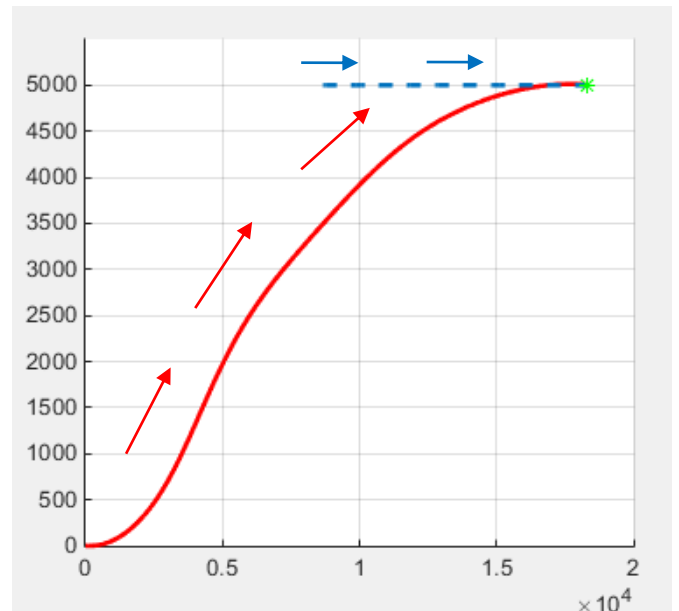
$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 0$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

По результатам моделирования построены кинематическая и динамическая траектории, изображенные на рисунке 47.

На рисунке 48 показаны графики изменения основных параметров моделирования: расстояние между ракетой и целью, перегрузка ракеты и угол визирования ракеты.

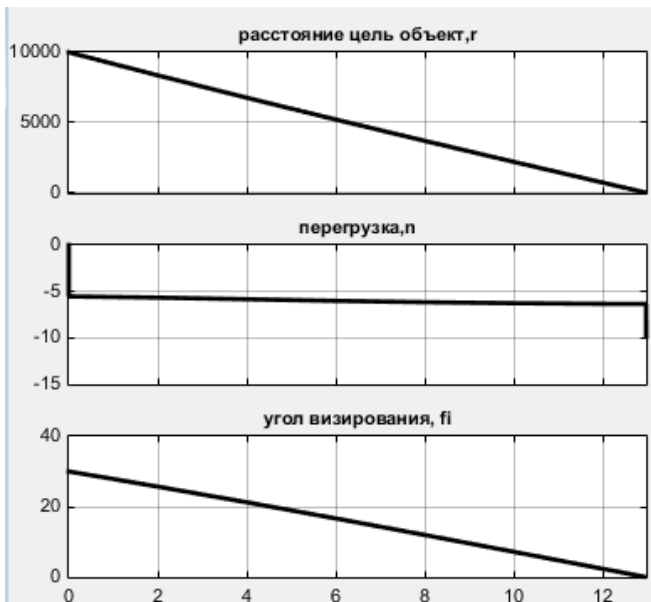


а) кинематическая траектория

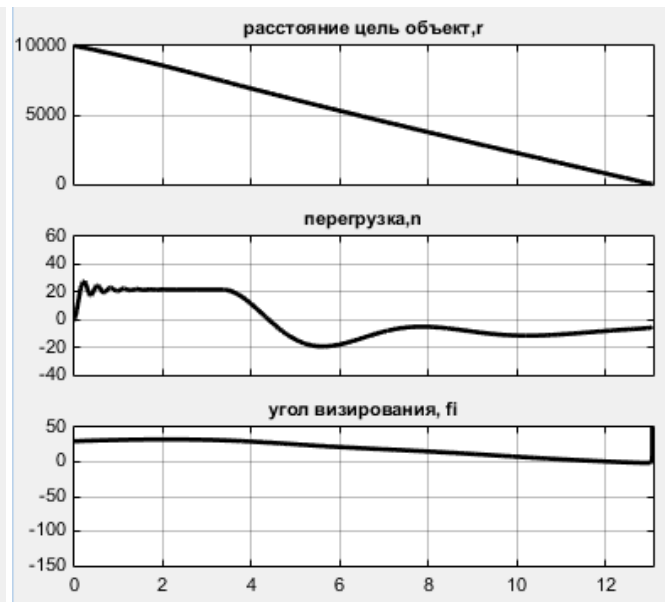


б) динамическая траектория

Рисунок 47 – Моделирование метода погони при  $\theta_c = 0^\circ$



а) кинематическая траектория



б) динамическая траектория

Рисунок 48 – Графики расстояния между ракетой и целью  $r$ , перегрузки  $n$  ракеты, изменения угла визирования  $\varphi$  при  $\theta_c = 0^\circ$

Из графика видно, что в начальный момент имеются колебания значений перегрузки времени недопустимых перегрузок.

$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 15$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

По результатам моделирования построены кинематическая и динамическая траектории, изображенные на рисунке 49.

На рисунке 50 показаны графики изменения основных параметров

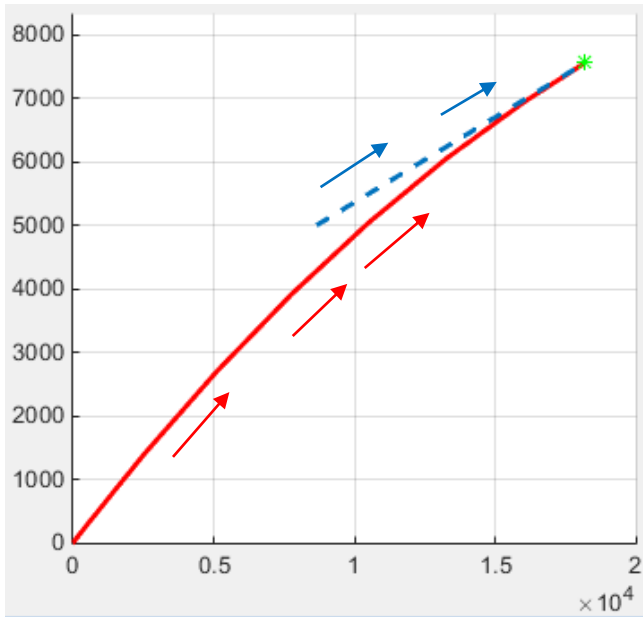
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

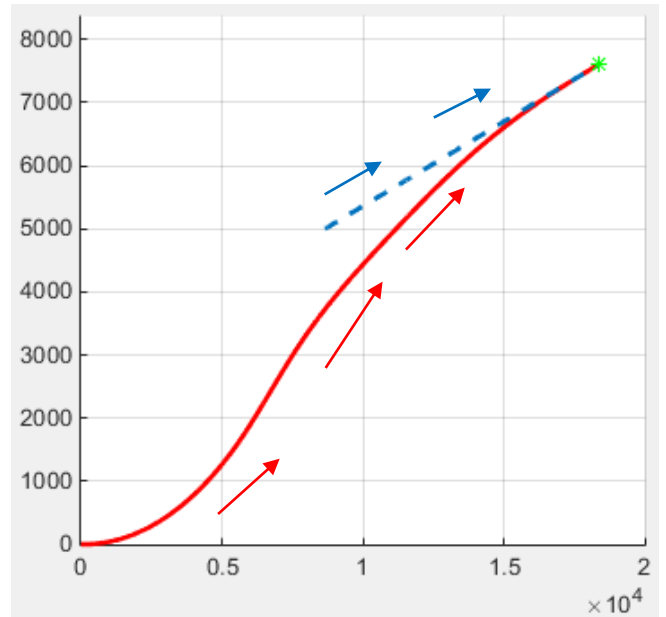
Лист

63

моделирования: расстояние между ракетой и целью, перегрузка ракеты и угол визирования ракеты.

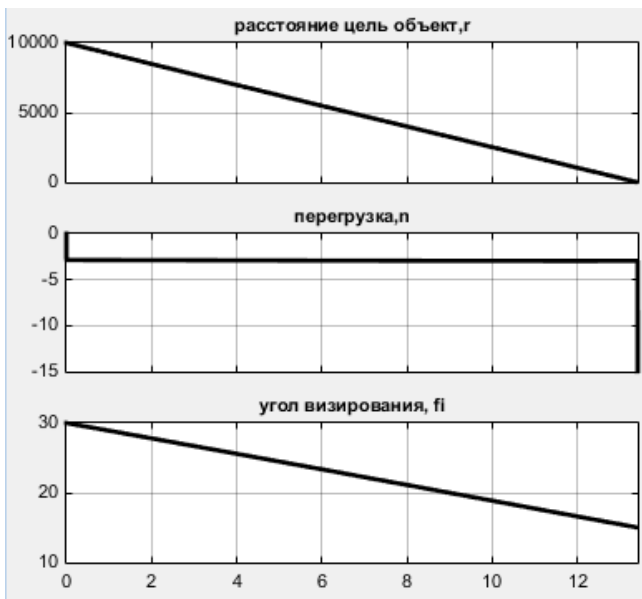


а) кинематическая траектория

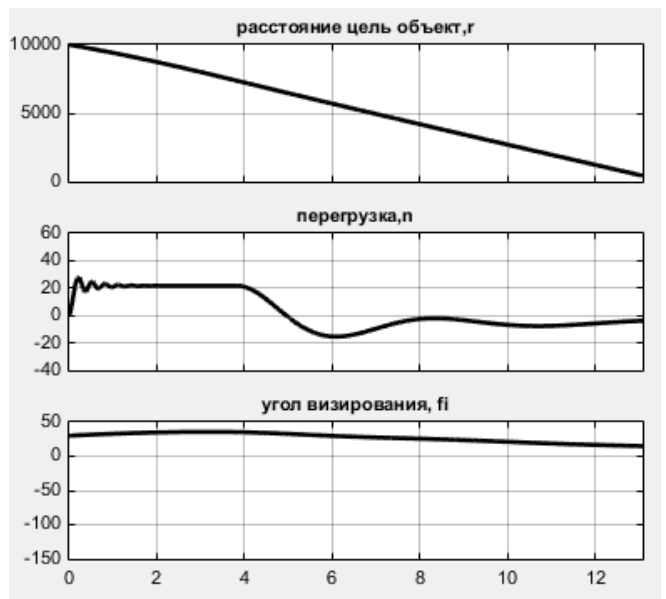


б) динамическая траектория

Рисунок 49 – Моделирование метода погони при  $\theta_c = 15^\circ$



а) кинематическая траектория



б) динамическая траектория

Рисунок 50 – Графики расстояния между ракетой и целью  $r$ , перегрузки  $n$  ракеты, изменения угла визирования  $\varphi$  при  $\theta_c = 15^\circ$

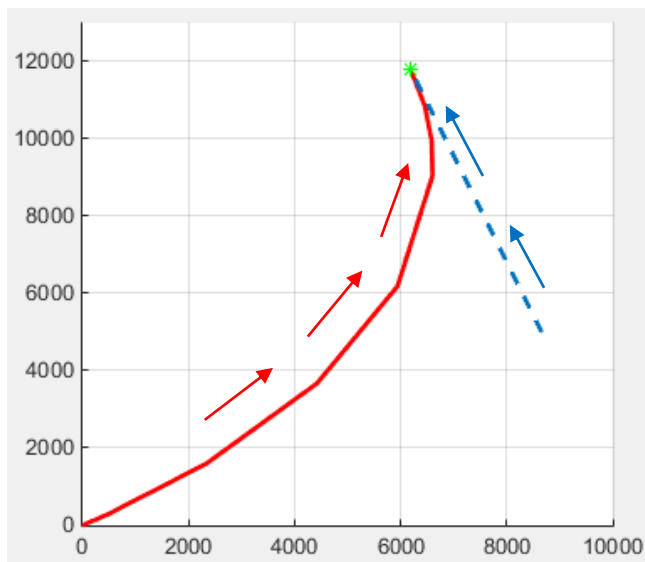
Из графика перегрузки (рисунок 50) видно, что в начальный момент времени недопустимых перегрузок и скачков нет, угол визирования стремится к углу наклона траектории цели  $\theta_c$

$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 100$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

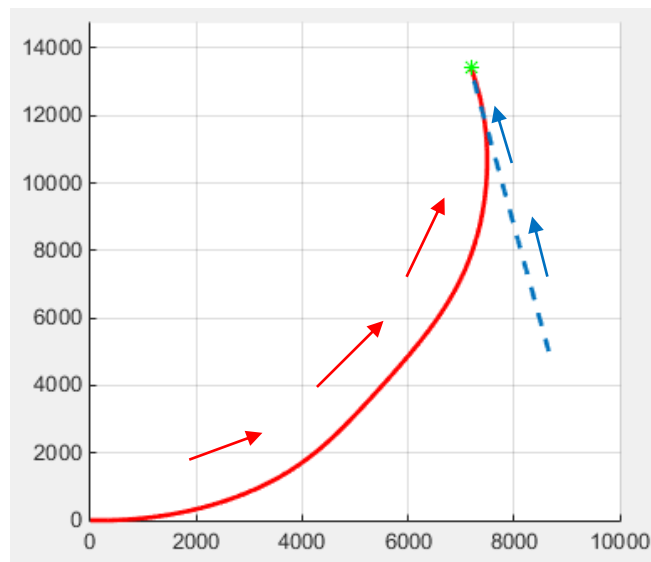
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

По результатам моделирования построены кинематическая и динамическая траектории, изображенные на рисунке 51.

На рисунке 52 показаны графики изменения основных параметров моделирования: расстояние между ракетой и целью, перегрузка ракеты и угол визирования ракеты.

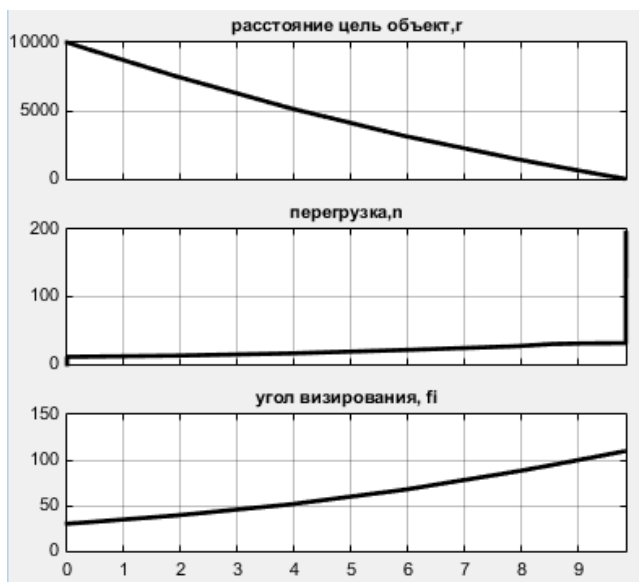


а) кинематическая траектория

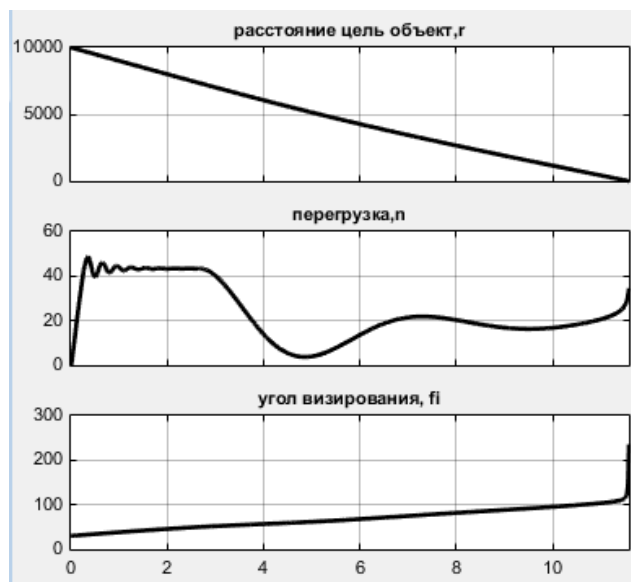


б) динамическая траектория

Рисунок 51 – Результаты моделирования траекторий наведения для метода погони при  $\theta_c = 100^\circ$



а) кинематическая траектория



б) динамическая траектория

Рисунок 52 – Графики расстояния между ракетой и целью  $r$ , перегрузки  $n$  ракеты, изменения угла визирования  $\varphi$  при  $\theta_c = 100^\circ$

Из графика перегрузки (рисунок 52) видно, что при стрельбе навстречу в начальный момент времени в динамической модели имеются перегрузки,

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

превышающие допустимые. Это объясняется большой кривизной траектории в начальный момент времени и неточностью прицеливания.

**Метод пропорционального наведения.** На рисунке представлена функциональная схема метода пропорционального сближения

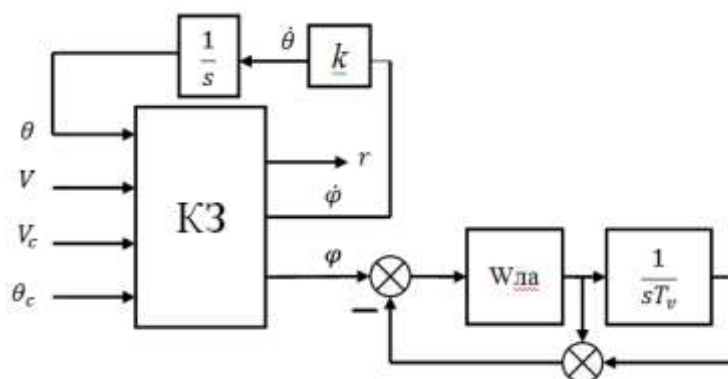


Рисунок 52 – Функциональная схема метода пропорционального сближения

Схема для моделирования в программном пакете Matlab Simulink представлена в приложении Б.

Метод пропорциональной навигации применяется для наведения УО на быстродвижущиеся и маневрирующие цели. Сущность метода состоит в том, что при движении УО задается оптимальное значение трансверсального ускорения УО. Закон управления вырабатывается через угловую скорость линии визирования.

$$J_{пт\ опт} = N_0 V_{сб} \omega_{виз}^* + 1,5 J_{цт}^*$$

где  $N_0$  – навигационная константа;

$V_{сб} = -\dot{r}$  – скорость сближения УО с целью;

$\omega_{виз}^* = \dot{\eta}$  – измеренная аппаратурой УО угловая скорость линии визирования;

$J_{цт}^*$  – измеренное трансверсальное ускорение цели.

С целью упрощения аппаратуры УО применяется метод упрощенного пропорционального наведения, без учета ускорения цели.

$$J_{пт\ опт} = N_0 |\dot{r}| |\dot{\eta}|.$$

Выбор навигационной константы определяется располагаемой перегрузкой УО. Так, относительная перегрузка

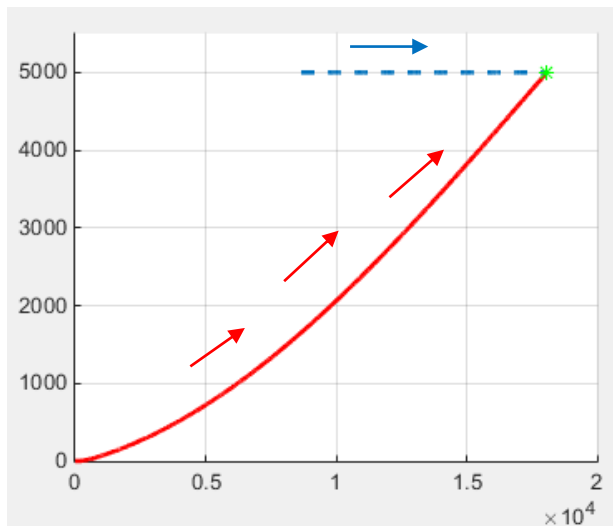
$$\bar{n} = \frac{n_p}{n_u} = \frac{N_0}{N_0 - 2}.$$

$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 0$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

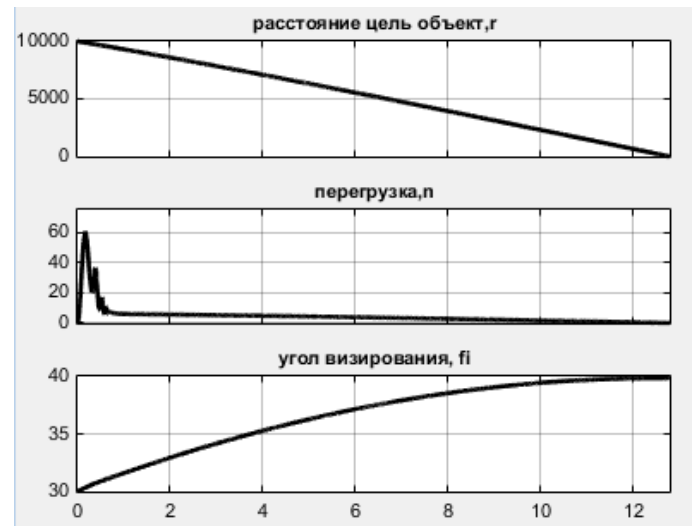
На рисунке 53 показаны результаты моделирования, в виде динамической



траектории ЛА и графиков изменения основных параметров моделирования.



а) динамические траектории

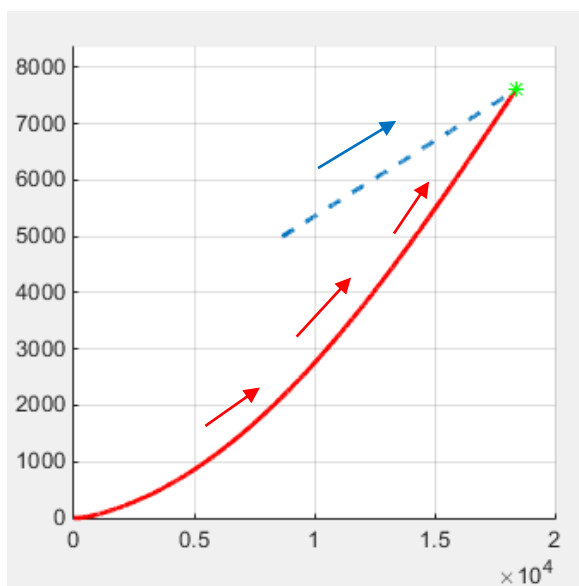


б) основные параметры моделирования

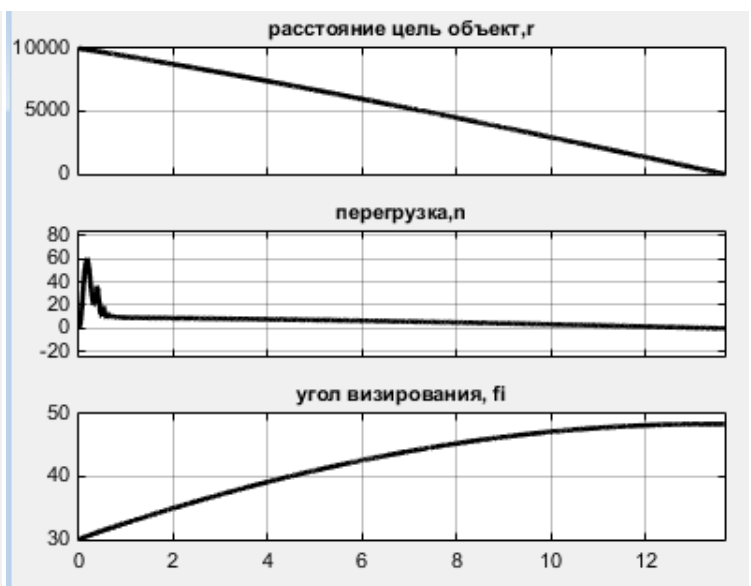
Рисунок 53 – Результаты моделирования метода пропорционального наведения при  $\theta_c = 0^\circ$

$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 15$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

На рисунке 54 показаны результаты моделирования, в виде динамической траектории ЛА и графиков изменения основных параметров моделирования.



а) динамическая траектория



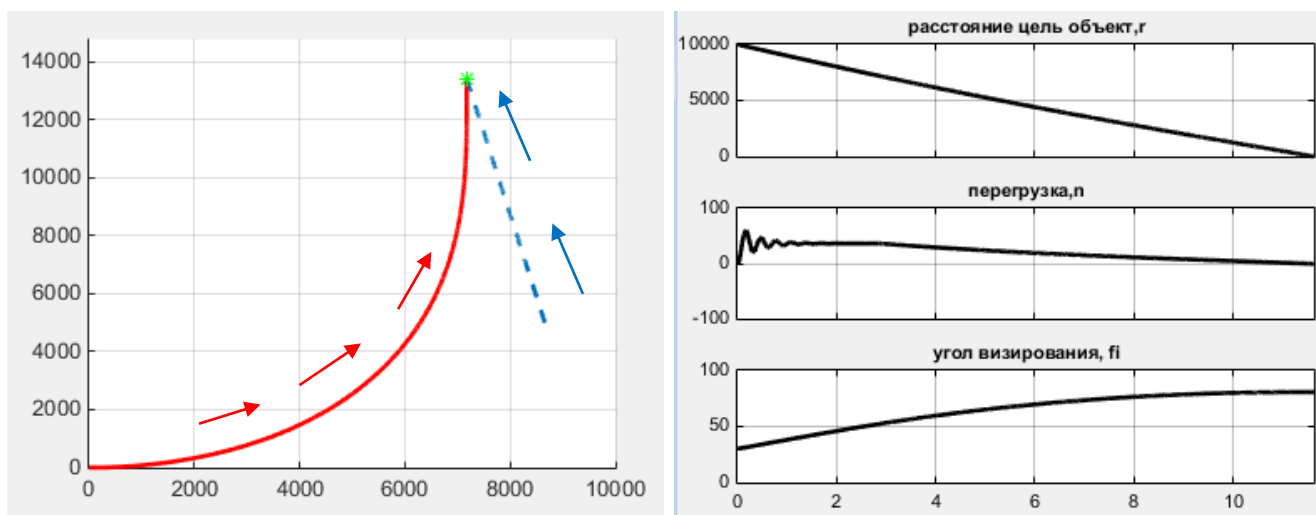
б) основные параметры моделирования

Рисунок 54 – Результаты моделирования метода пропорционального наведения при  $\theta_c = 15^\circ$

Перегрузки в начальный момент превышают допустимые значения.

$r_0 = 10000$  м, курсовой угол цели  $\theta_c = 100$  град, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 736$  м/с, скорость ракеты  $V_p = 14730$  м/с.

На рисунке 55 показаны результаты моделирования, в виде динамической траектории ЛА и графиков изменения основных параметров моделирования.



а) динамическая траектория

б) основные параметры моделирования

Рисунок 55 – Результаты моделирования метода пропорционального наведения при  $\theta_c = 100^\circ$

Так же выполним моделирование динамических траекторий при различных значениях навигационной константы:

при  $N_0 = 1$  метод вырождается в метод погони (рисунок 56).

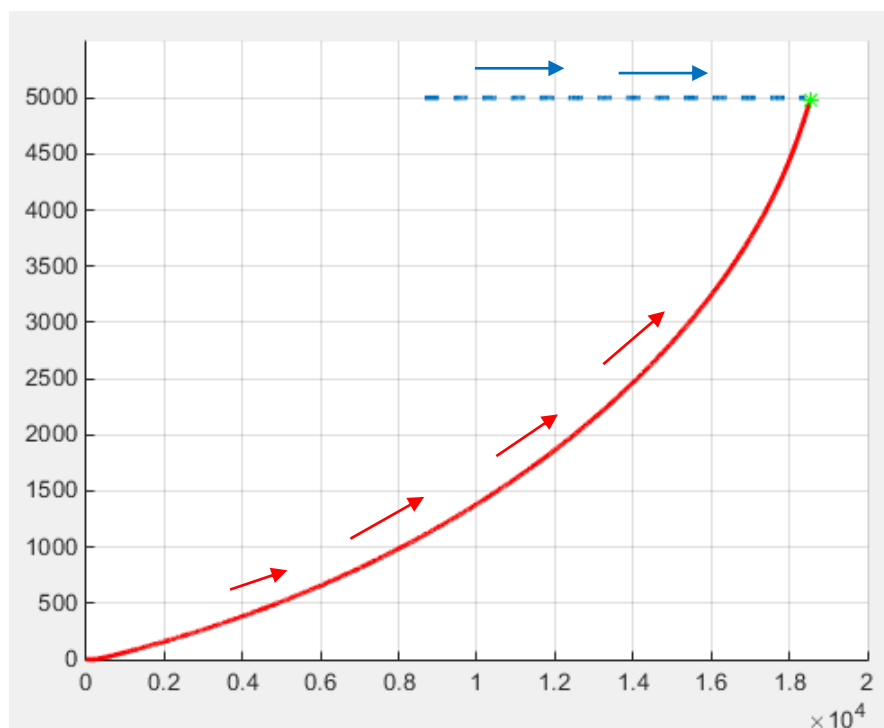


Рисунок 56 – Траектория наведения при навигационной константе  $N_0 = 1$

При  $N_0 = 2$  контур управления неустойчив, т.к.  $\bar{n} \rightarrow \infty$ .

Значение  $N=3$  является минимальным для метода пропорциональной

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

навигации. В этом случае  $\bar{n} \leq 3$ .

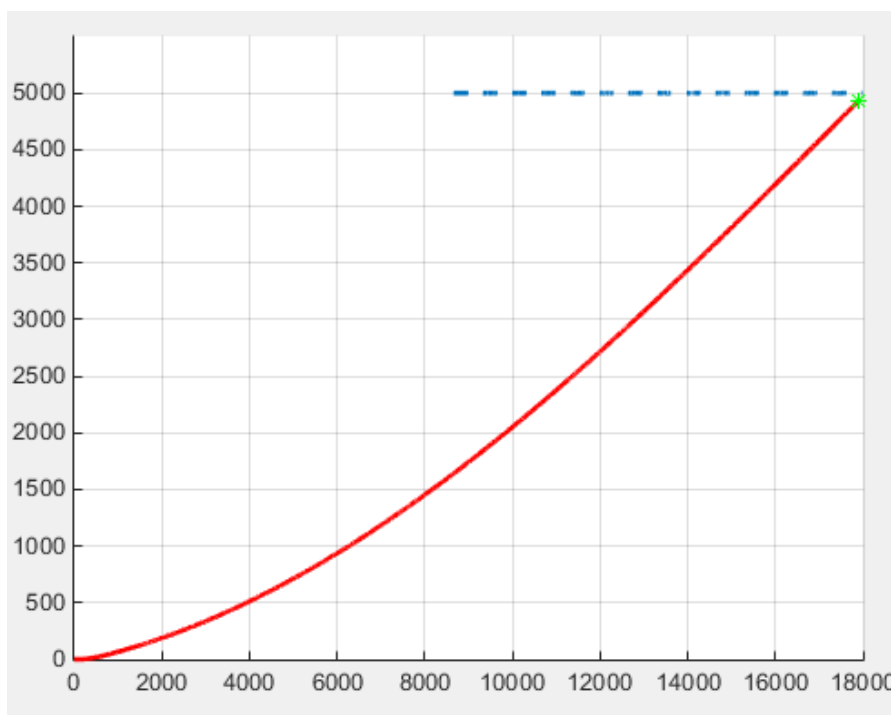


Рисунок 57 – Траектория наведения при навигационной константе  $N_0 = 3$

При  $N_0 \rightarrow \infty$   $\bar{n} \rightarrow 1$ , т.е. перегрузка УО не превосходит перегрузки цели. В данном случае реализуется метод параллельного сближения, когда выполняется условие  $\dot{\eta} = 0$ .

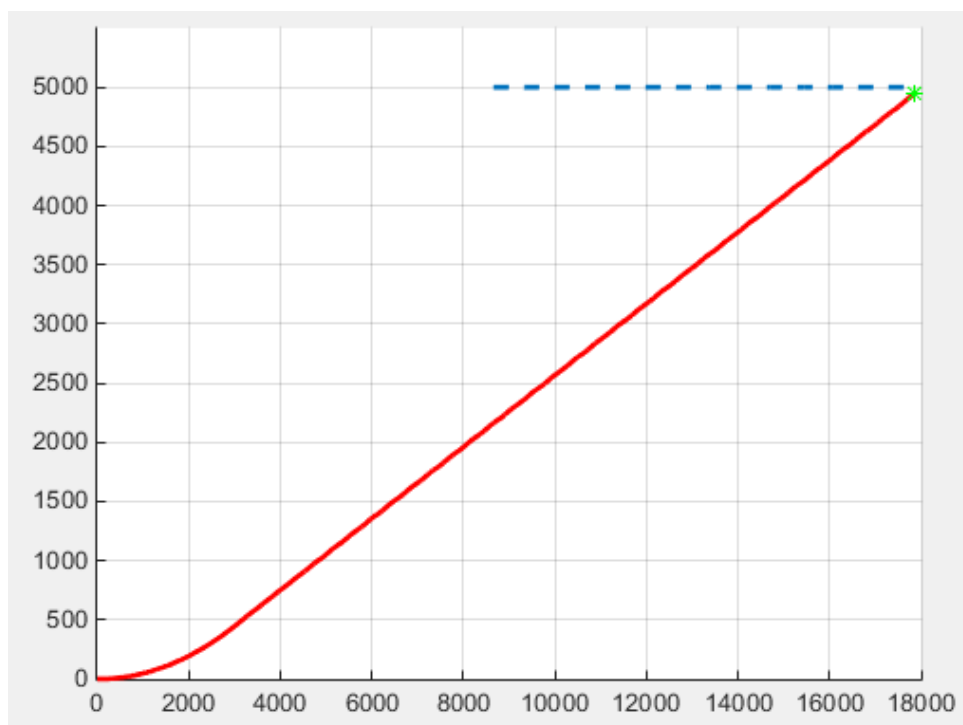


Рисунок 58 – Траектория наведения при навигационной константе  $N_0 \rightarrow \infty$

Пропорциональное сближение является довольно общим методом, он позволяет получать за счет выбора коэффициента  $k$  траектории со свойствами,

промежуточными между свойствами кривых погони и свойствами траекторий параллельного сближения. В частности, по мере увеличения коэффициента пропорциональности  $k$  линия визирования цели вращается медленнее и при  $k = \infty$  перемещается параллельно самой себе при любых начальных условиях. Соответственно с увеличением коэффициента  $k$  траектории наведения все менее и менее отличаются от прямолинейных, а потребные нормальные перегрузки уменьшаются.

Достоинства метода пропорционального наведения:

- Простота приборной реализации метода;
- Применение метода в широком диапазоне отношений скорости цели и ракеты.

Недостатки метода:

- Условия стрельбы вдогон более благоприятны, чем на встречном курсе;
- Предъявление более жестких требований к маневренным свойствам ракеты при наведении на маневрирующую цель.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						70
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## Выводы по главе один

В ходе выполнения работы были рассмотрены основные непрерывные методы наведения зенитных управляемых ракет на цели аэробаллистического типа

По проделанной работе можно сделать вывод, что каждый метод имеет свои сложности реализации.

Метод прямого наведения может быть успешно применен только для наведения летательного аппарата на неподвижную цель, например, в управляемых бомбах и самолетах-снарядах, или на цель, скорость которой во много раз меньше скорости ЛА. При этом необходимо, чтобы угол атаки  $\alpha$  был минимальным, т. е. чтобы направление продольной оси ракеты как можно точнее совпадало с направлением вектора скорости ракеты.

При методе погони следует иметь в виду два возможных случая: преследование удаляющейся цели (на попутных курсах) и преследование приближающейся цели (на встречнопересекающихся курсах). Траектория летательного аппарата сильно искривлена, особенно при встречнопересекающихся курсах.

Пропорциональный метод наведения [4] на данный момент является наиболее эффективным и используемым методом наведения самонаводящихся ракет для наведения как на не маневрирующие цели, так и на маневрирующие.

При проверке зависимости данного метода от коэффициента навигации  $N_0$ , было получено, что при  $N_0 = 1$  метод вырождается в метод погони; при  $N_0 = 2$  контур управления неустойчив, т.к.  $\bar{n} \rightarrow \infty$ . Значение  $N=3$  является минимальным для метода пропорциональной навигации. В этом случае  $\bar{n} \leq 3$ . При  $N_0 \rightarrow \infty$   $\bar{n} \rightarrow 1$ , т.е. перегрузка УО не превосходит перегрузки цели. В данном случае реализуется метод параллельного сближения, когда выполняется условие  $\dot{\eta} = 0$ .

В таблицах 3, 4 приведены значения текущего промаха и перегрузки ЛА, полученные при моделировании различных методов наведения.

Таблица 3 – Значения текущего промаха для различных методов наведения

Метод наведения	Метод погони			Метод прямого наведения			Пропорциональное наведение		
	$0^\circ$	$15^\circ$	$100^\circ$	$0^\circ$	$15^\circ$	$100^\circ$	$0^\circ$	$15^\circ$	$100^\circ$
Курсовой угол цели $\theta_c$									
Текущий промах $h_y$ , м	0,65	0,55	0,654	0,55	0,96	0,23	0,1	0,01	0,01

По данным таблицы 3 можно сделать вывод, что при методе пропорционального наведения значения промаха  $h$  наиболее близки к нулю.

Таблица 4 – Значения перегрузки ЛА для различных методов наведения

Метод наведения	Метод погони			Метод прямого наведения			Пропорциональное наведение		
	0°	15°	100°	0°	15°	100°	0°	15°	100°
Курсовой угол цели $\theta_c$									
Перегрузка $n, g$	5,172	4,1	24,5	35,47	21,7	36,26	0,15	0,1	0,58

По данным, представленным в таблице 4, можно отметить, что при стрельбе ракеты навстречу цели (при  $\theta_c = 100^\circ$ ) ракета имеет наибольшее значение перегрузки. Перегрузки в установившемся режиме в методе пропорционального наведения самые близкие к нулю.

Для надежного поражения цели необходимо выбирать такие методы наведения, использование которых не требует высоких нагрузок на ракету даже при самых неблагоприятных условиях стрельбы.

Дальнейшим этапом исследования является анализ возможности применения перечисленных классических методов самонаведения для полета в условиях космоса.

## 2 АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ НЕПРЕРЫВНЫХ МЕТОДОВ НАВЕДЕНИЯ НА ОБЪЕКТЫ КОСМИЧЕСКОГО ТИПА.

### 2.1 Задача самонаведения в условиях космического полета ЛА

Милитаризация космоса произошла уже довольно давно — практически каждый спутник, космический аппарат, американского, российского или иного производства, имеет двойное назначение, второе из которых – военное. Это общеизвестный и практически никем не оспариваемый факт. Очевидно, что с развитием коммерческой космической инфраструктуры, например, такой как группировки спутников, раздающих интернет, борьба в космосе будет только обостряться. О том, что космическое пространство становится ареной стратегического противостояния, военно-политические руководства великих держав активно говорят уже долгое время.

Конфронтация в космосе требует изобретения современного оружия, которое будет действовать за пределами воздушного пространства Земли, что сопровождается резким увеличением технической сложности по сравнению с наземным, воздушным и морским оружием. Расширяется масштаб международной конкуренции, поскольку к ней присоединяются Япония, Индия и, возможно, Иран. Предполагаемые космические войны могут проходить на орбитах, начиная с 160 и до 42 тысяч километров над уровнем моря, при этом Международная космическая станция находится на высоте около 400 километров от поверхности земного шара.

Перечислим некоторые возможные способы применения космического оружия:

- поражение воздушных летательных аппаратов при попытке атаки охраняемых территорий;
- подавление радиосвязи на обширных территориях и вывод из строя радиоэлектронного оборудования противника;
- разрушение стратегических космических объектов противника;
- нанесение ударов по территории противника из космоса;
- поражение удалённых целей в космическом пространстве (лучевое и ракетное поражение удалённых станций и др.);
- противоастероидная защита.

Реально возможное космическое оружие будущего по способу воздействия на противника практически подразделяется на следующие категории:

- фугасное оружие, принцип действия, которого основан на применении большого числа взрывчатого вещества, которое при детонации высвобождает энергию и образует взрывную волну, совмещенную с высокой температурой.

Возможные подвиды такого оружия:

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		73

– торпеды – скоростные управляемые ракеты или снаряды с иным собственным двигателем (например, гравитационным);

– различные противокорабельные мины – дрейфующие самонаводящиеся торпеды, атакующие космические суда, оказавшиеся в пределах радиуса действия систем самонаведения таких торпед.

- Энергетическое оружие:

– лучевое оружие – оружие, воздействующее на противника лучеобразным направленным непрерывным или квазинепрерывным потоком: фотонов (боевые лазеры: эксимерные и лазеры на свободных электронах или рентгеновские), различных высокоэнергичных частиц (протонов, электронов, ионов, нейтронов или иных высокоэнергичных частиц), гравитационные лучи и т. д;

– пучковое оружие, воздействующее на противника выстреливаемыми сгусткам высокоэнергичных частиц (протонов, электронов, ионов, нейтронов или иных высокоэнергичных частиц);

– кинетическое – любое оружие, использующее в качестве поражающего элемента снаряды-болванки, разгоняемые до очень больших скоростей (не менее 100 км/с).

Из перечисленных видов космического оружия, именно над кинетическим оружием ведется наибольшее число разработок.

По известным данным, возможность осуществления кинетического перехвата прорабатывалась в США почти с самого начала создания противоракетной обороны. Однако ввиду большой сложности такая концепция долго не получала реального развития, из-за чего старые противоракеты несли осколочные или специальные боевые части. Интерес к кинетическому перехвату вновь возник только в начале девяностых годов.

В 1992 году была запущена разработка принципиально нового наземного мобильного противоракетного комплекса ТНААД. На этот раз речь шла о создании системы ПРО, способной перехватывать боевые блоки баллистических ракет средней дальности за пределами земной атмосферы. Максимальная скорость перехватываемой цели должна была достигать 2500-2800 м/с. Разработка заняла несколько лет, и в 1995 году опытные образцы средств будущего ТНААД вышли на полигон для испытаний.

Ракета комплекса ТНААД представляет собой изделие длиной 6,2 м диаметром 340 мм со стартовой массой 900 кг. Имеется твердотопливный двигатель, обеспечивающий дальность полета более 200 км и высоту поражения цели до 150 км. Противоракета ТНААД оснащается инфракрасной головкой самонаведения. Отдельная

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		74



боевая часть, даже вспомогательного назначения, отсутствует. Поражение цели осуществляется путем наведения и столкновения.

Наиболее крупной, заметной и амбициозной разработкой США в области ПРО является комплекс GBMD (Ground-Based Midcourse Defense – «Наземная система ПРО с перехватом на маршевом участке»), способный (потенциально) поражать своими ракетами орбитальную цель на высоте до нескольких сотен километров. Тяжелая противоракета в состоянии разогнать аппарат-перехватчик до орбитальной скорости, что позволяет ему поразить цель в любой точке орбиты, где обеспечивается выработка огневого решения: при использовании

Пока не известно о разработке США противоспутниковых систем космического базирования, однако высказывались предположения, что космолёт Boeing X-37 может быть потенциально использован для размещения противоспутникового оружия. Габариты грузового отсека аппарата допускают размещение в нём одного 64-килограммового кинетического перехватчика EKV (разработанного для противоракет программы GBMD) или нескольких легких перехватчиков LEAP (разработанных для противоракет SM-3). Пока нет подтверждений подобным планам использования.

Несмотря на то, что результаты большинства военных изобретений не афишируются, известно, что подобными разработками кинетического оружия также занимаются и в Китае. В 2007 году в Китае состоялись испытания собственного противоспутникового оружия. находящийся на полярной орбите высотой 865 км, метеоспутник FY-1C серии Fengyun, был поражен прямым попаданием так называемой кинетической боеголовкой. Ракета была запущена с мобильной пусковой установки на космодроме Сичан и перехватила спутник на встречном курсе. После столкновения, «Фэньюнь-1С» распался на три тысячи осколков, и сейчас они составляют 28% всего мусора на орбите.

Отечественные разработки противоспутниковой обороны начались ещё в Советском Союзе. В 1963 году был осуществлен запуск первого космического аппарата-перехватчика «Полет-1» с зарядом взрывчатого вещества. Он был способен выполнять многочисленные маневры изменения плоскости и высоты орбиты. «Полёт» разрабатывался опытно-конструкторским бюро 52 под руководством академика Владимира Николаевича Челомея. Маневрирующие космические аппараты дали старт к созданию истребителей спутников, стоявших на страже СССР в космосе, и управляемых межпланетных кораблей, обеспечивших возможность доставки космических станций в различные уголки нашего пространства и подготовивших перспективные межпланетные путешествия для всего человечества.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		75

Одной из перспективных разработок на сегодняшний день является новая система противоракетной обороны А-235 «Нудоль» (названная по одноименному ОКР), которая способна сбивать как МБР (межконтинентальные баллистические ракеты), так и спутники. Согласно конструкторскому замыслу ракета должна обладать возможностью сбивать гиперзвуковые средства нападения, баллистические ракеты и их боевые блоки, а также спутники в ближнем космосе.

Наиболее ожидаемой на сегодняшний день является поставка на вооружение зенитного ракетного комплекса С -500, в котором предполагается применить принцип отдельного решения задач уничтожения баллистических и аэродинамических целей. Основной задачей комплекса является отражение ударов баллистических ракет средней дальности с дальностью пуска до 3500 км.

Также среди задач зенитного комплекса ставятся уничтожение гиперзвуковых крылатых ракет, самолётов и БПЛА, как обычных высотных, так и гиперзвуковых ракет со скоростью 5 М и выше, уничтожение низкоорбитальных спутников и космических средств поражения, запускаемых с гиперзвуковых самолётов, ударных гиперзвуковых БПЛА и орбитальных платформ.

Ракеты С-500 с маневрирующими блоками с собственными РЛС для поражения кинетическим ударом, как в ТНAAD, способны сбивать ракеты, доставляющие средства противоракетной обороны для поражения МБР на самом уязвимом разгонном участке траектории, пока не произошло разделения боеголовок и выброса ложных целей.

Метод кинетического перехвата получил более широкое применение, так как обладает рядом преимуществ. Основным достоинством данного метода является наличие большой разрушительной силы, не обусловленной использованием взрывчатых веществ, а также возможность с большой вероятностью попадать в высокоскоростную маневрирующую цель при ограниченном времени на выполнение боевой задачи.

Впрочем, кинетический перехват не лишен существенных недостатков, с которыми приходится бороться на стадии проектирования. В первую очередь, такой способ поражения цели является крайне сложным с точки зрения техники. Противоракета или боевая ступень-перехватчик нуждается в усовершенствованных средствах наведения. ГСН должна обеспечить своевременное обнаружение баллистической цели, в том числе в сложной помеховой обстановке. Затем ее задачей является выведение перехватчика в точку встречи с мишенью.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		76

### 2.1.1 Этапы полета ЛА в условиях космоса и задачи систем наведения.

Техническая реализация сближения летательных аппаратов в космосе в значительной мере определяется возможностью создания системы управления движением, обеспечивающей выполнение этой операции [2]. Разработка методов наведения при сближении летательных аппаратов и создание аппаратуры, реализующей эти методы, - непереносимое условие успешного решения поставленной задачи.

**Этап полета** - это характерный участок, который отличает или определенное состояние ЛА, или выполняемый режим, или решаемая на участке промежуточная задача полета. Деление на этапы в известной степени условно.

Основные этапы:

1. старт и выведение;
2. дальнейшее наведение;
3. поиск и захват цели;
4. сближение;
5. причаливание;
6. ликвидация цели.

Нас будут интересовать траектории полета, соответствующие этапам дальнего и ближнего наведения.

На этапе дальнего наведения наземный командно-измерительный комплекс определяет движение ЛА и цели, прогнозирует их движение и рассчитывает активные маневры, необходимые для выведения ЛА в зону действия бортовой аппаратуры измерения параметров относительного движения. На этапе дальнего наведения можно использовать также информацию от бортовой радиолокационной станции. Как правило, это делается для дублирования расчетов наземного комплекса с целью достижения необходимой надежности операции встречи.

В связи с погрешностями проведения маневров при дальнем наведении, обусловленными действиями различных возмущающих факторов, к которым можно отнести, например, отличие принятой модели движения объектов от реальной, погрешности функционирования системы управления и двигательной установки и т.д., наряду с дальним наведением предусматривается этап сближения, на котором выбираются указанные погрешности.

Этапы сближения и дальнего наведения условно отличаются по расстоянию между ЛА и целью. Этапом дальнего наведения принято называть сближение объектов на дальностях более 100 км.

Этап сближения происходит после поиска и захвата цели бортовыми средствами, в качестве которых обычно используют радиолокационную станцию.

Все маневры на этом этапе совершаются автономно, т.е. без помощи наземного

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		77

командно-измерительного комплекса. Роль последнего в этот период сводится к дублированию бортовых измерительных и вычислительных средств и их контролю.

На этапе сближения или ближнего наведения работа бортовой системы управления движением активного ЛА основывается на использовании, главным образом, информации о параметрах относительного движения. Однако в ряде случаев, когда алгоритм наведения при сближении основан на использовании законов орбитальной механики, в системе управления используется информация о параметрах орбиты цели. Нередко последний участок ближнего наведения выделяют в так называемый участок причаливания, в котором резко изменяется характер управления движением ЛА.

Причаливанием принято называть этап сближения с дальности примерно в 300...1000 м при скоростях сближения несколько м/с. Особенность управления на этапе причаливания – постоянная ориентация продольных осей объектов по направлению друг к другу.

При управлении наведением ЛА на ближнем участке возможны два метода: первый, основанный на использовании законов орбитального движения (метод свободных траекторий), и второй - метод сближения по линии визирования (метод параллельного сближения); первый из них использует свойства орбитального движения. Сообщая активному ЛА кратковременные и малые импульсы, можно так изменить траекторию его полета, что в некоторый момент времени он окажется в непосредственной близости от станции, причем их относительные скорости будут лежать в пределах, обеспечивающих переход к процессу причаливания. Теоретически минимальное количество импульсов сближения сводится к двум, хотя практически их требуется несколько больше. Особенностью рассматриваемого метода является необходимость «привязки» его к орбитальной системе координат. Как известно, свойства измененного импульсом РД орбитального движения существенным образом зависят от направления импульса скорости относительно притягивающего центра (в данном случае центра Земли) и плоскости орбиты. Поэтому при целенаправленном использовании свойств орбитального движения система управления сближением должна располагать не только сведениями о взаимном положении активного ЛА и цели и их орбит, но и знать (с высокой точностью) положение активного КА относительно орбитальных осей. Следовательно, приборный состав аппаратуры сближения будет включать не только средства измерения дальности до цели, направления на станцию (линии визирования), относительных скоростей двух сближаемых ЛА, но и приборы, дающие направление местной вертикали и положение плоскости орбиты.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		78

Метод сближения по линии визирования основан на сближении, происходящем по прямой, соединяющей два сближаемых ЛА. Методы данной группы берут свое начало от методов наведения управляемых снарядов [30]. Кинематическая сущность этих методов применительно к сближению летательных аппаратов в космосе, в общем, остается той же самой, но значительно изменяется их динамическое содержание и, следовательно, аппаратная реализация. Это связано с тем, что при движении в достаточно плотной среде наведение осуществляется за счет поворотов аэродинамических рулей, приводящих вследствие взаимодействия корпуса аппарата со средой и изменению направления скорости практически без изменения ее величины, тогда как в условиях космического полета управление движением центра масс возможно только за счет приложения реактивной тяги, изменяющей из-за ограниченности расходов в основном величину, а не направление орбитальной скорости.

При наведении по линии визирования угловая скорость поворота линии визирования в абсолютном пространстве все время остается равной нулю (в практической реализации - близкой к нулю) и сближаемые ЛА не испытывают боковых (относительно линии визирования) смещений в процессе сближения. Для реализации этого метода необходимо знание положения и характера движения ЛА друг относительно друга; их положения относительно центра Земли и плоскости орбиты не существенны.

Простота описанного метода сближения требует, однако, заметного увеличения запасов топлива, так как движение по прямой не является естественным свободным движением ЛА, поэтому естественную траекторию ЛА необходимо постоянно «спрямлять» путем включения РД. Избыточный сравнительно с методом свободных траекторий расход топлива будет тем больше, чем сильнее естественная траектория отличается от прямой. Из этого следует, что при сравнительно малых начальных дистанциях сближения, когда искривление свободной траектории мало, расходы топлива, потребные для сближения по обоим методам наведения, будут отличаться мало.

При разработке ЛА, предназначенного для активного сближения, необходим выбор метода сближения с полным учетом его преимуществ и недостатков. Обычно в основе такого выбора лежит учет сложности аппаратуры и потребных для сближения суммарных масс аппаратуры и топлива. Недостаток метода свободных траекторий заключается в относительно большой массе и сложности аппаратуры, которая будет окупаться лишь в случае заметного уменьшения массы потребного топлива, что, как уже говорилось, возможно, только при достаточно больших начальных дистанциях автономного сближения.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						79
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

Схема подсистемы автономного сближения ЛА представлена на рисунке 59.

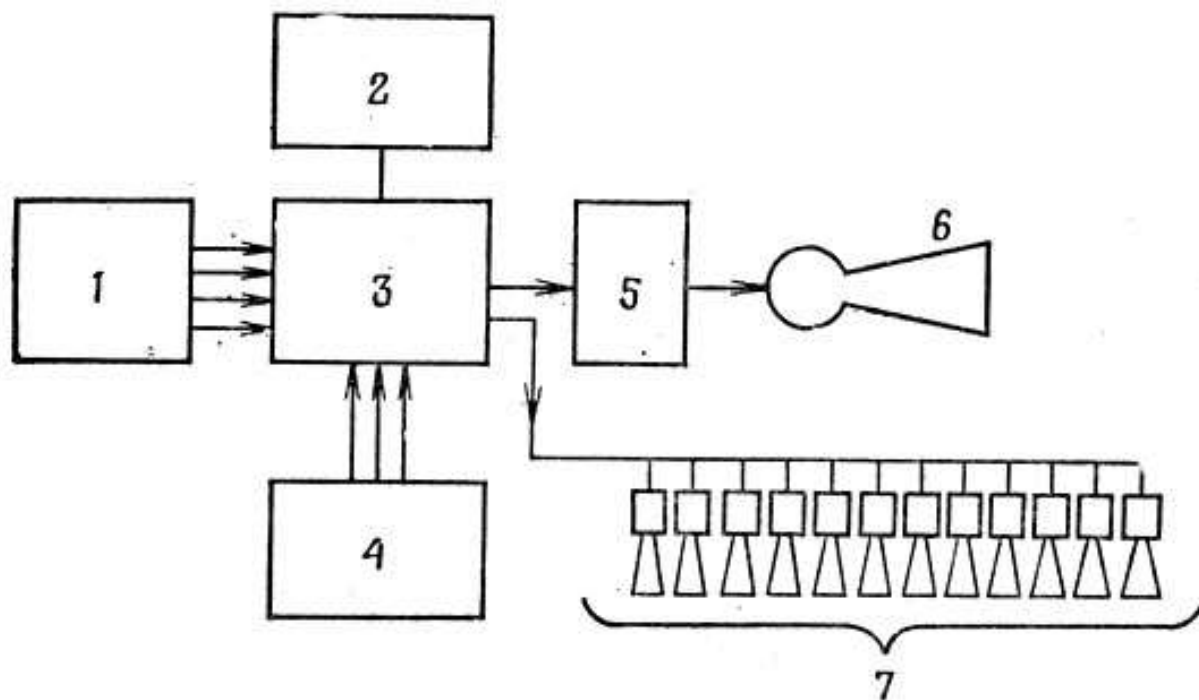


Рисунок 59 – Схема подсистемы автономного сближения КА:

1 - приборы измерения относительного взаимного движения сближающихся КА; 2 - блок датчиков угловых скоростей КА; 3 - вычислительное устройство; 4 - приборы для определения орбитального движения КА; 5 - подсистема управления маршевым двигателем; 6 - маршевый двигатель; 7 - двигатели причаливания и ориентации.

Приборы измерения параметров относительного движения (обычно это какая-либо радиолокационная система) измеряют текущие значения расстояния между ЛА, компоненту их относительной скорости (вдоль линии визирования), угловые координаты станции и компоненты вектора угловой скорости линии визирования (они позволяют найти боковые составляющие относительной линейной скорости ЛА). Эта информация поступает в вычислительное устройство, в которое, кроме того, поступают данные о векторе собственной угловой скорости активного ЛА из блока датчиков угловых скоростей, информация об орбитальном движении ЛА (направление местной вертикали, положение плоскости орбиты и др.) от приборов ориентации. Все данные, поступающие в вычислительное устройство, выбираются так, чтобы решение задачи о потребном характере движения активного ЛА было бы обеспечено. Сигналы управления, выработанные в вычислительном устройстве, поступают на исполнительные органы - РД со своей подсистемой стабилизации и на РД причаливания и ориентации. В том случае, если реализуется относительно

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

80

простой метод сближения по линии визирования, приборы ориентации могут отсутствовать, а вычислительное устройство может быть достаточно простым в отличие от БЦВМ для метода свободных траекторий.

В заключение следует добавить, что возможно и комбинированное использование методов сближения, например, метода свободных траекторий для автономного сближения КА со значительных начальных расстояний и метода параллельного сближения на достаточно малых расстояниях между КА.

На последнем этапе встреча ЛА с целью может носить разный характер. При мягкой контактной встрече ЛА должен оставаться невредимым. При ударной контактной встрече ЛА разрушается, но при этом уничтожается и цель. Наконец, при бесконтактной встрече воздействие ЛА на цель осуществляется путем стрельбы, бомбометания, пуска ракет, и т. д.

В состав основных задач систем наведения летательных аппаратов в условиях космоса входит расчет таких управляющих воздействий, чтобы космический аппарат достигал заданной точки пространства с заданной скоростью и в требуемый момент времени [2].

К частным задачам наведения космических аппаратов относят:

- построение траектории движения, обеспечивающей приведение ЛА в заданную точку;
- расчет необходимых сил и моментов, которые выведут ЛА на требуемую траекторию;
- определение закона изменения параметров управления, их зависимости от параметров движения, которые необходимо реализовать для обеспечения полета по требуемой траектории.

### 2.1.2 Варианты организации управления двигательной установкой

В зависимости от типа КЛА применяют соответствующие типы исполнительных органов систем управления (таблица 5).

В качестве двигателей системы исполнительных органов используются ЖРД малой тяги и ЭРД. Используемые в СИО ЖРД могут быть двухкомпонентные и однокомпонентные [34].

По назначению двигатели подразделяют на маршевые двигатели, двигатели ориентации и двигатели стабилизации. Первые предназначены для разворота КЛА относительно орбитальной системы координат, вторые – стабилизируют связанную с КЛА систему координат относительно выбранной системы координат. В зависимости от рода выполняемой работы осуществляют компоновку двигателей.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		81

Таблица 5 – Типы исполнительных органов КЛА

Тип КЛА	Тип исполнительного органа					
	ЖРД	ГРД	ЭРД	Маховик	Силовой гироскоп	Магнито-провод
Пилотируемый	+	–	–	–	–	–
Метеоспутник	+	+	–	+	–	–
Навигационные	+	+	+	–	–	+
Связи	+	+	+	+	–	–
Специальные	+	+	+	+	+	+

*Примечание.* ЖРД – жидкостный реактивный двигатель; ГРД – газоструйный реактивный двигатель; ЭРД – электрореактивный двигатель; знак «+» означает, что рекомендуется применение для этого типа КЛА.

Ориентацию ЛА можно осуществлять в различных системах координат. Двигатели размещают в зависимости от выбранной системы координат.

В сферической системе координат ориентация ЛА выполняется с помощью одного двигателя, устанавливаемого по одной из связанных осей аппарата, как правило, это ось  $X$  (рисунок 60).

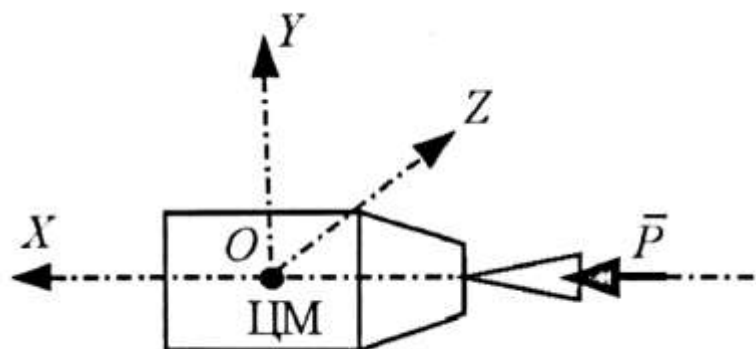


Рисунок 60 – размещение двигателя ориентации в сферической СК:  
 $X, Y, Z$  – координатные оси;  $\bar{P}$  – вектор тяги маршевого двигателя,  
 ЦМ – положение центра масс

Если требуется провести маневр в направлении осей  $OY$  или  $OZ$ , аппарат с помощью системы стабилизации разворачивается в заданном направлении.

Недостатком управления в подобной системе координат является то, что она имеет большое время запаздывания, необходимое на разворот ЛА в заданном направлении.

В цилиндрической системе координат ИСО ориентации состоит из двух двигателей, размещаемых по осям связанной СК. Один из двигателей размещается



по оси  $OX$ . Второй – по одной из осей:  $OY$  или  $OZ$  (рисунок 61).

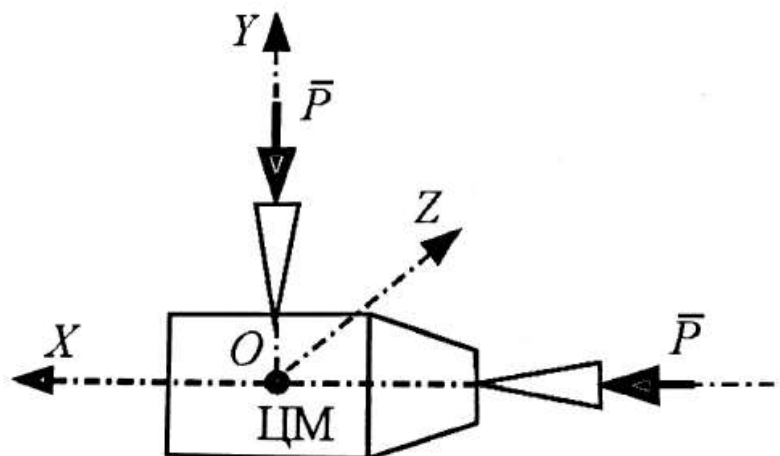


Рисунок 61 – размещение двигателя ориентации при управлении в цилиндрической системе координат:  $X, Y, Z$  – координатные оси;  $\bar{P}$  – вектор тяги маршевого двигателя, ЦМ – положение центра масс

Для управления по оси  $OZ$  при размещении двигателя по оси  $OY$  аппарат разворачивают с помощью двигателей стабилизации по крену на необходимый угол. Для управления по оси  $OY$  в случае размещения двигателя по оси  $OZ$  аппарат разворачивают с помощью двигателей стабилизации по крену на необходимый угол.

Быстродействие при управлении в цилиндрической системе координат выше, чем при управлении в сферической СК.

Для управления в декартовой (прямоугольной) СК двигатели устанавливают по всем трем связанным осям ЛА (рисунок 62)

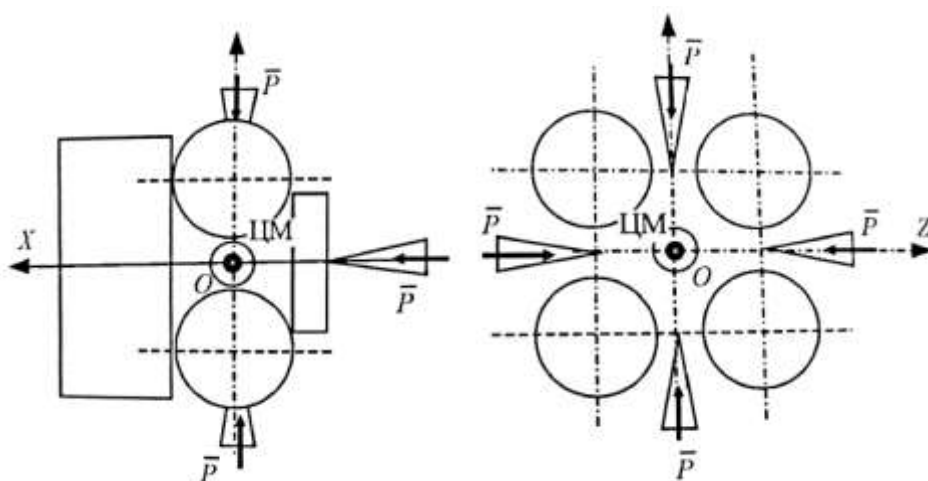


Рисунок 62 – Размещение двигателей ориентации при управлении в декартовой СК:  $X, Y, Z$  – координатные оси;  $\bar{P}$  – вектор тяги маршевого двигателя, ЦМ – положение центра масс.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

83

Теоретически для декартового управления вектором суммарной тяги достаточно шести РД (по два на ось, так как тяга РД не изменяет знака), однако их количество рационально удваивать, чем решаются сразу две задачи: во-первых, эти РД можно использовать и для управления ориентацией продольной оси КА, а во-вторых, не требуется точной установки оси такого бокового РД относительно центра масс КА; последнее трудно потому, что положение центра масс не всегда известно с нужной точностью, оно смещается расходом топлива и т. п. Кроме того, возможность «разнесения» РД упрощает компоновку КА, так как установке их точно по оси КА (для торможений и разгонов) мешает маршевый РД большой тяги.

Газодинамические органы управления. Существуют различные способы создания управляющей силы путем отклонения струи реактивного двигателя.

На рисунке 63 показаны способы установки маршевых двигателей. Они могут поворачиваться относительно одной из осей или в любой плоскости в кардановом подвесе попарно. Одна пара обеспечивает управление по курсу, другая – по тангажу.

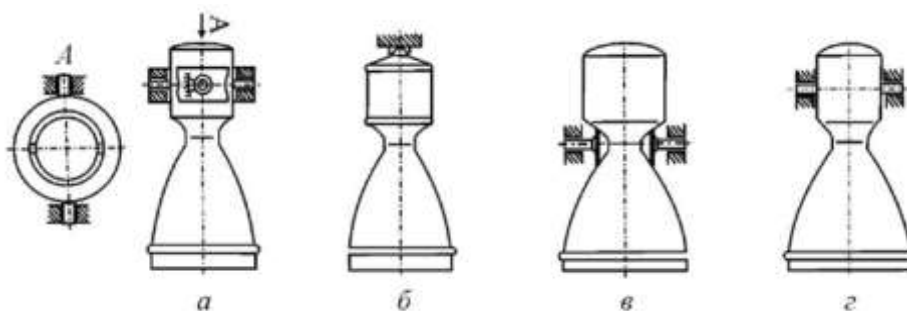


Рисунок 63 – Варианты крепления качающихся камер:

*а* – крепление в кардановом подвесе, качание в двух плоскостях; *б* – крепление на шаровой опоре; *в* – крепление в кардановом подвесе; качание в одной плоскости, опора размещена в области критического сечения; *г* – крепление в кардановом подвесе, качание в одной плоскости, опора размещена на корпусе камеры сгорания.

Отклонение струи газов осуществляют посредством вдува газа или впрыска жидкости в расширяющуюся часть сопла (рисунок 64), при этом образуется местный скачок уплотнения, который поворачивает струю газов, истекающих из сопла, возникает поперечная сила, создающая управляющий момент.

Отклонение струи истекающих газов реализуют с помощью газовых рулей, которые устанавливаются на срезе сопла (рисунок 65).

Газовые рули – это управляющие поверхности, аналогичные воздушным рулям, вводимые в газовый поток. При отклонении этих рулей происходит поворот потока, что приводит к возникновению управляющего момента, разворачивающего ракету.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

84

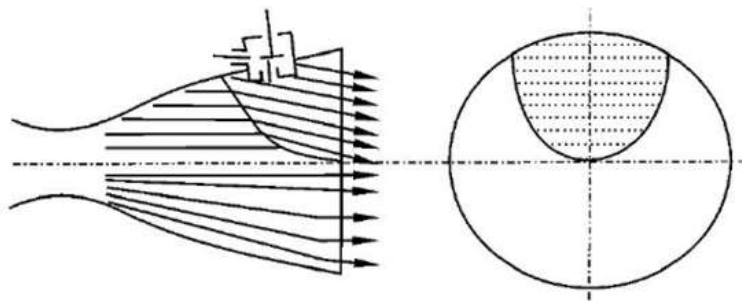


Рисунок 64 – Создание управляющего усилия при вдуве газа или впрыске жидкости в закритическую часть сопла

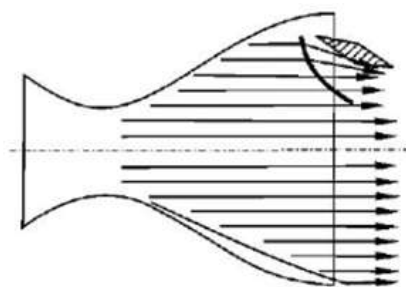


Рисунок 65 – Частичное отклонение струи, истекающей из двигателя, за счёт газодинамических рулей

Отклонение газовой струи осуществляют введением в расширяющуюся часть сопла интерцепторов или триммеров (рисунок 66).

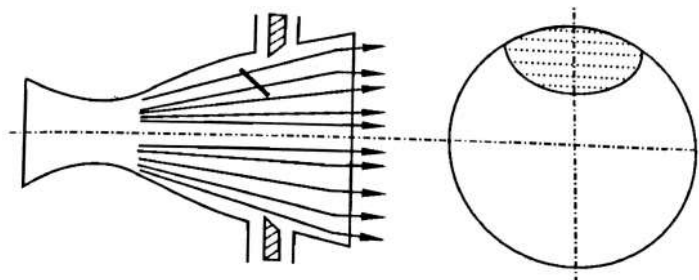


Рисунок 66 – Частичное отклонение струи, истекающей из двигателя, за счет интерцепторов

При изменении высоты триммеров происходит искривление газового потока, что создает управляющий момент. Иногда на пластины подается сигнал, изменяющийся по гармоническому закону и имеющий постоянную частоту и амплитуду. Эти пластины называют триммерами. Для создания управляющего момента на одну из пластин подается сигнал, отличный по амплитуде от основного сигнала.

Отклонение струи обеспечивают путем установки на срезе сопла дефлектора, качающегося в двух плоскостях (рисунок 67).

На срез сопла устанавливают кольцо, которое может поворачиваться. При повороте часть кольца входит в газовый поток, что приводит к повороту газовой струи, истекающей из сопла. Поворот газовой струи вызывает появление

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

управляющего момента.

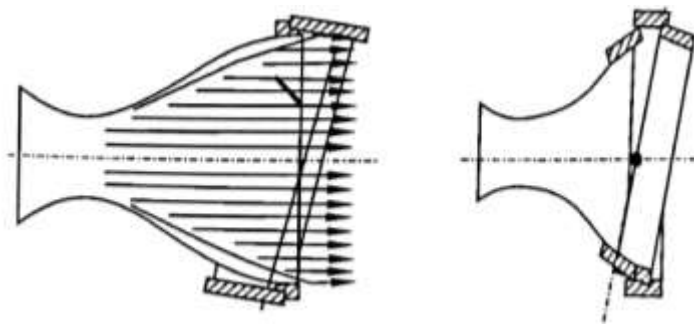


Рисунок 67 – Частичное отклонение струи, истекающей из двигателя за счёт дефлектора

Отклонение газовой струи осуществляют за счет установки на срезе сопла двигателей, которые струей газов, истекающих из их сопел, поворачивают газовую струю основного двигателя, что приводит к возникновению управляющего момента (рисунок 68).

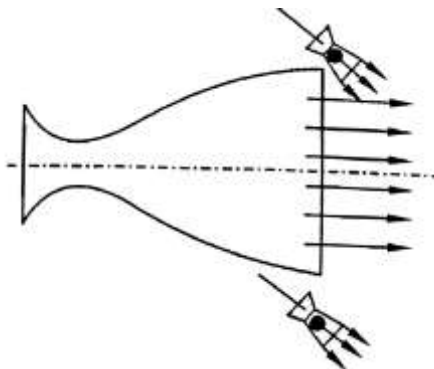


Рисунок 68 – Частичное отклонение струи, истекающей из двигателя за счет управляющих двигателей.

Отклонение газовой струи реализуют с помощью поворота соплового блока. Сопло устанавливают в шаровом шарнире, позволяющем разворачивать сопло в любом направлении, что создает необходимый управляющий момент. Конструкция шарнира обеспечивает герметичность соединения при высоких температурах давлениях. В качестве привода, разворачивающего сопло, используют гидравлический или пневматический рулевой агрегат.

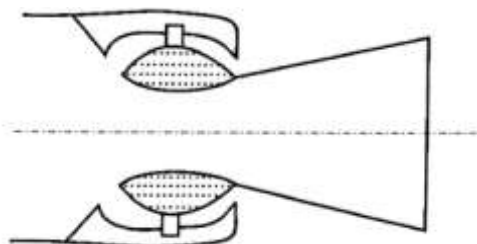


Рисунок 69 – Отклонение струи, истекающей из двигателя, за счет поворотного сопла со сферическим шарниром

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

86

## 2.2 Вывод математической модели космического летательного аппарата

Уравнения движения центра масс космической ракеты в векторной форме имеет вид:

$$m \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{P} + \bar{R} + \bar{G}, \quad (2.1)$$

где  $m$  – масса ракеты,  $\bar{V}$  – вектор скорости её центра масс,  $\bar{G}$  – сила тяжести,  $\bar{P}$  – вектор тяги двигательной установки, а  $\bar{R}$  – главный вектор аэродинамических сил.

Уравнение движения космической ракеты относительно центра масс имеет вид:

$$\frac{d\bar{K}}{dt} = \bar{L} + \bar{M}, \quad (2.2)$$

где  $\bar{K}$  – вектор момента количества движения ракеты,  $\bar{L}$  – главный момент сил, развиваемых двигательной установкой,  $\bar{M}$  – главный момент аэродинамических сил.

Так как мы предполагаем, что возможные военные действия будут происходить в дальнем космосе на расстоянии больше 1000 км, то можно считать, что сила тяжести практически не оказывает влияние на КЛА и для простоты математической модели ей можно пренебречь. В самом деле, сила гравитационного притяжения между двумя телами прямо пропорциональна произведению их масс и обратно пропорциональна расстоянию между ними.

Аэродинамическими силами и моментом аэродинамических сил в космосе так же можно пренебречь из-за отсутствия атмосферы. Математически это выражается тем, что для космической ракеты величина  $q = \rho V^2 / 2$  в уравнениях движения равна нулю. Управление космической ракетой осуществляется путём изменения поперечных составляющих и моментов силы тяги. Что касается углов  $\alpha$  и  $\beta$  определяющих отклонение вектора скорости центра массы ракеты от её продольной оси, то для космической ракеты они могут быть произвольными и их нельзя считать малыми.

Перепишем уравнения (2.1) и (2.2) с учетом высказанных предположений:

$$m \frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{P}; \quad (2.3)$$

$$\frac{d\bar{K}}{dt} = \bar{L}, \quad (2.4)$$

Аналогично задаче самонаведения атмосферного ЛА, определим проекцию всех векторов, входящих в уравнения (2.3 – 2.4) на оси скоростной системы координат.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		87

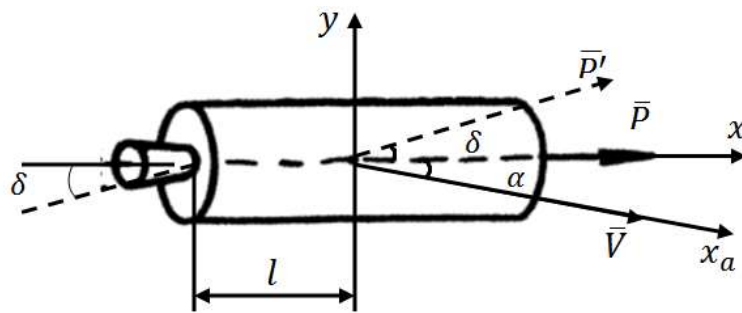


Рисунок 70 – К выводу уравнений движения ЛА с полярной схемой управления ДУ

$$\frac{m dV_p}{dt} = P \cos(\alpha + \delta); \quad (2.5)$$

$$m V_p \frac{d\theta}{dt} = P \sin(\alpha + \delta); \quad (2.6)$$

$$J \frac{d^2\vartheta}{dt^2} = -P \cdot l \cdot \sin\delta, \quad (2.7)$$

где  $J$  – момент инерции космической ракеты относительно оси  $z$ ;  $l$  – расстояние от центра масс ракеты до места крепления двигательной установки;  $\delta$  – угол отклонения камеры сгорания;  $\alpha$  – угол атаки,  $\vartheta$  – угол тангажа.

Для космического летательного аппарата также справедливо кинематическое соотношение угла атаки, угла тангажа и угла наклона траектории

$$\vartheta = \theta + \alpha. \quad (2.8)$$

Управление в полярной системе координат производится изменением одной поперечной составляющей ускорения силы тяги  $P$  и при повороте ракеты на заданный угол вокруг продольной оси  $Ox$  путем изменения величины  $\delta$ .

### 2.3 Моделирование свойств космического аппарата и анализ особенностей динамики нелинейного ОУ

При анализе полученных уравнений было установлено, что космический аппарат представляет собой многомерный объект управления, следовательно, и система управления, в которой он содержится, является многомерной. Многомерными системами называют системы управления, в которых имеются несколько, больше одной, управляемых переменных величин.

Отличительной особенностью реальных многомерных многосвязных объектов является то, что каждая выходная, управляемая величина зависит не от одной, а от нескольких входных, управляющих величин, а также нескольких возмущений. Для упрощения управления многомерными объектами стараются «развязать» выходные

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

88

величины так, чтобы каждая выходная, управляемая величина зависела только от «своей» (своих) входной, управляющей. Но даже при осуществлении такой развязки при последующем включении многомерного объекта в контуры управления, оказывается, что в системе управления возникают более или менее сложные контура, которые, в принципе, потенциально могут привести к потере устойчивости системой управления. Потери устойчивости и нужно избежать при проектировании системы управления.

В рассматриваемой модели входом или управляющим воздействием является отклонение качающейся камеры сгорания, а управляемыми величинами являются скорость космической ракеты, угол наклона траектории, угол тангажа и угол атаки (рисунок 71).



Рисунок 71 – Многомерный объект управления

Исследование объекта будем проводить постепенно, переходя от простой модели, учитывающей лишь ряд свойств, к более сложной.

Начальные условия приняты следующими:

$m=300$  кг – масса ЛА;

$J = 3$  кг/м<sup>2</sup> – момент инерции летального аппарата относительно оси z;

$l = 1$  м – расстояние от центра масс ракеты до места крепления двигательной установки;

$P = 100$  Н – вектор тяги двигательной установки.

Схема имитационной модели летательного аппарата при полете в космосе в среде MatLab/Simulink при заданных начальных условиях показана на рисунке 72.

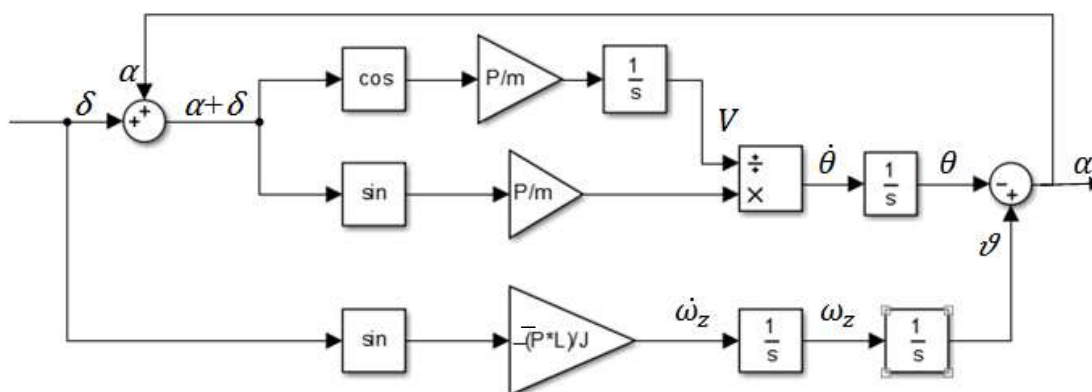


Рисунок 72 – Схема имитационной модели в среде MatLab/Simulink

ЛА, математическая модель которого представлена нелинейными уравнениями в вертикальной плоскости (2.5 – 2.8), является объектом управления (наведения). Поскольку аналитическое решение подобных уравнений невозможно, исследуем его свойства методом компьютерного моделирования.

Исследуем полученную модель ЛА на устойчивость. Для этого будем подавать на вход системы типовые воздействия, чтобы получить представление о преобразовательных свойствах такого ОУ: сначала ступенчатый сигнал величиной  $20^\circ$ , а затем линейно нарастающий сигнал, чтобы проследить, как изменяются выходные параметры.

На рисунках 73, 74 приведены кривые переходных процессов (функций).

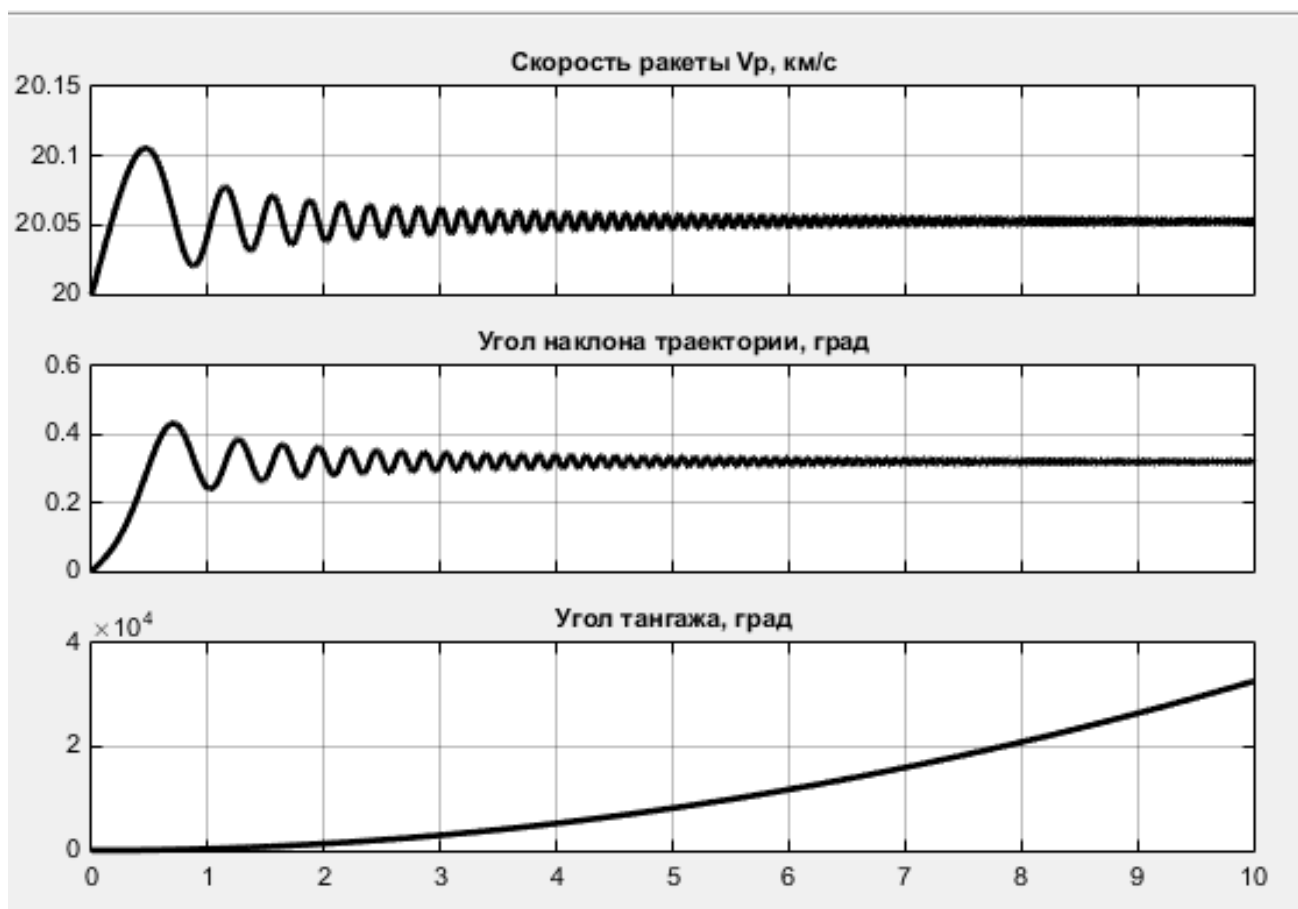


Рисунок 73 – Реакция нелинейного ОУ на ступенчатое воздействие

Полученные графики переходных процессов показывают, что такой ОУ плохо подходит для управления, на это указывают графики переходных процессов по углу тангажа. Объект управления не обрабатывает входной сигнал ни при ступенчатом, ни при линейном воздействии, это объясняется наличием положительной обратной связи по углу атаки. Так же по графикам продольной составляющей скорости и углу наклона траектории можно сделать вывод, что система является слабо демпфированной.

К традиционным методам обеспечения более плавных и монотонных

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист  
90



переходных процессов относится использование отрицательных обратных связей, составляющих основу автопилота (АП) для любого ЛА.

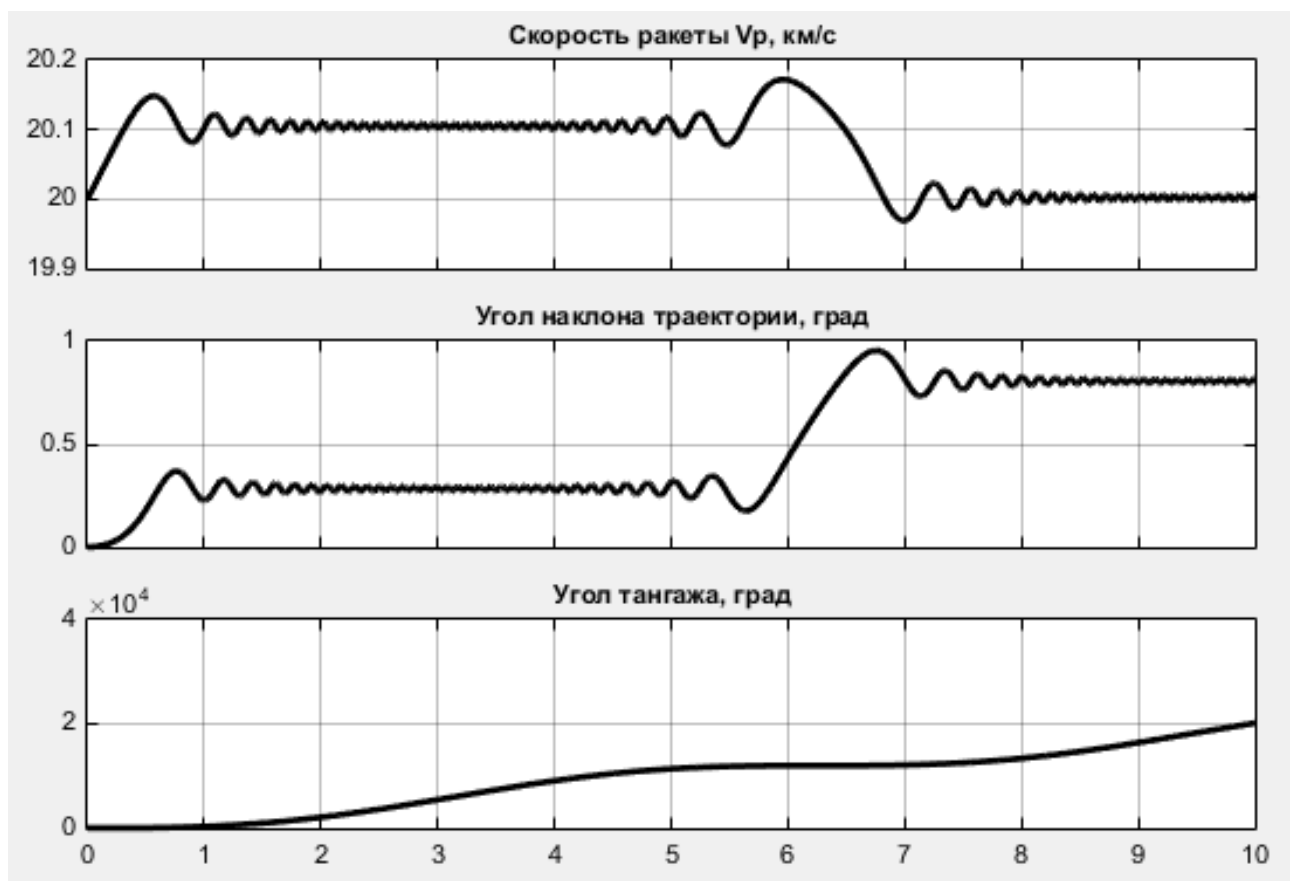


Рисунок 74 – Реакция нелинейного ОУ на линейно-нарастающий сигнал

Ввод обратных связей осуществляется через различные датчики и другие устройства (измеритель ошибки, усилитель, рулевая машинка) в составе АП. Такими датчиками являются: позиционный и скоростной гироскопы и датчик линейных ускорений. Использование обратных связей позволяет придать эквивалентному объекту управления требуемые свойства и оптимизировать переходный процесс. Подключение скоростного гироскопа и акселерометра позволяет увеличивать собственную частоту и варьировать коэффициент демпфирования. Это приводит к ускорению маневра и устранению излишних переколебаний.

Обратную связь через скоростной гироскоп называют гибкой обратной связью (ГОС), через позиционный гироскоп – жесткой обратной связью (ЖОС).

Введение ЖОС позволяет варьировать статический коэффициент передачи системы, однако, увеличивает постоянную времени.

На рисунке 75 показана имитационная модель летательного аппарата с гибкой обратной связью по углу тангажа.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

91

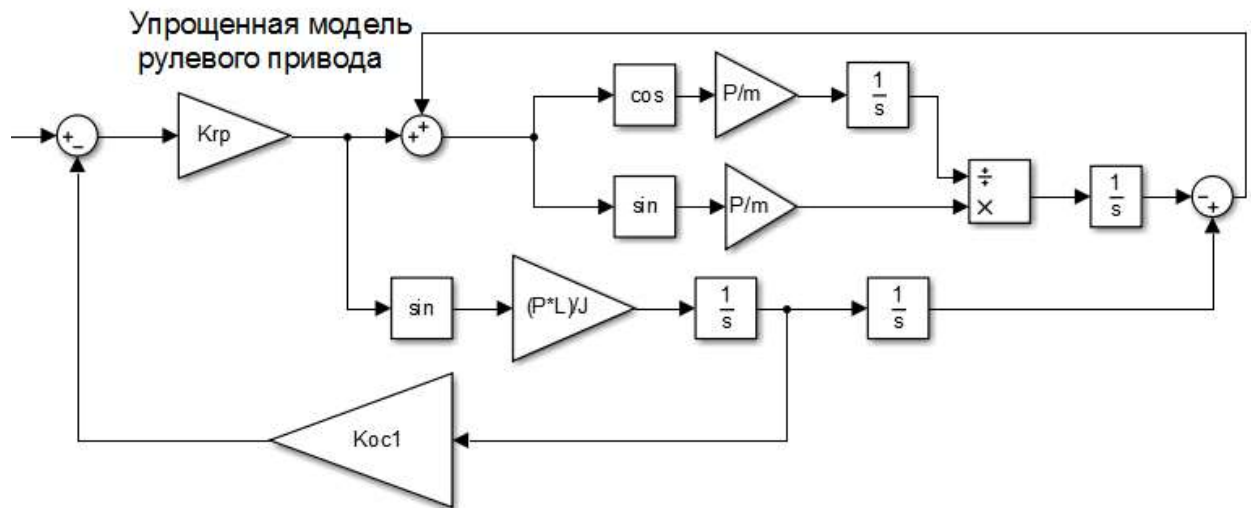


Рисунок 75 – Схема имитационной модели ЛА с гибкой обратной связью по углу тангажа в среде MatLab/Simulink

Кривые переходных процессов, полученные при подаче ступенчатого воздействия и линейно-нарастающего сигнала на имитационную модель летательного аппарата с гибкой обратной связью по углу тангажа представлены на рисунках 76, 77.

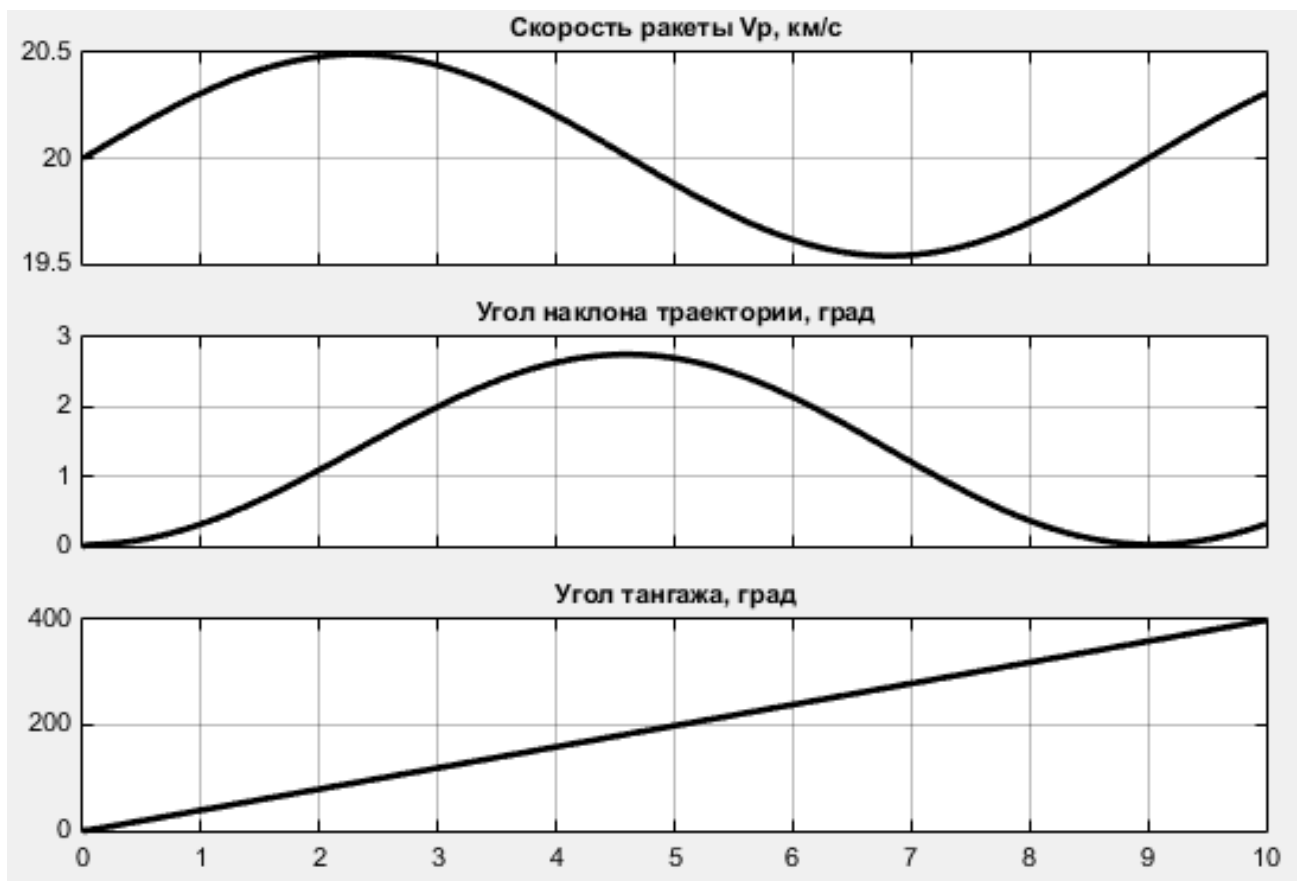


Рисунок 76 – Реакция объекта управления с гибкой обратной связью на ступенчатое воздействие

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

92

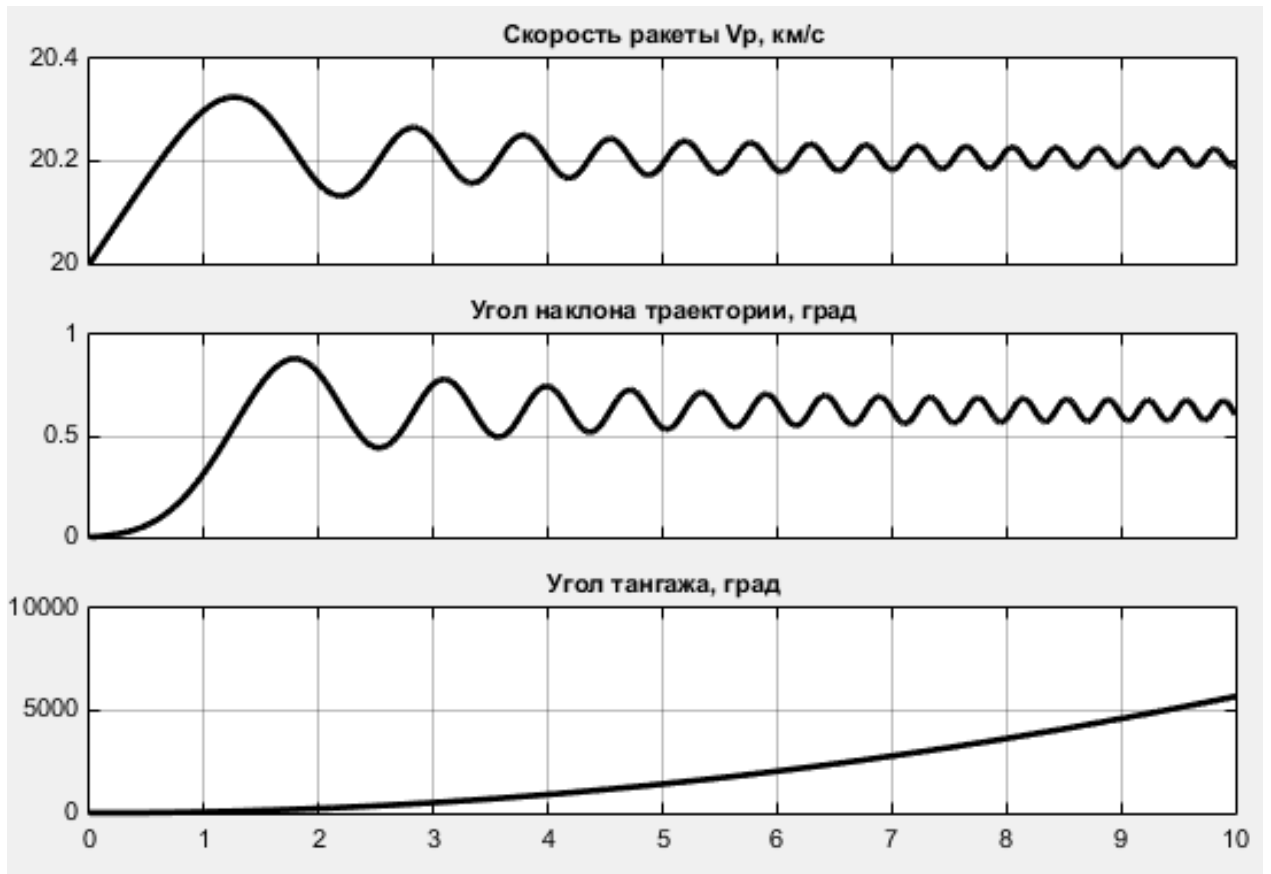


Рисунок 77 – Реакция объекта управления с ОС на линейно-нарастающий сигнал

Анализируя полученные графики, можно отметить улучшение переходных процессов. Наблюдается уменьшение колебания, но в целом система остается неустойчивой (нейтральной) по углу тангажа.

Введём жесткую обратную связь по угловой скорости угла тангажа (рисунок 78).

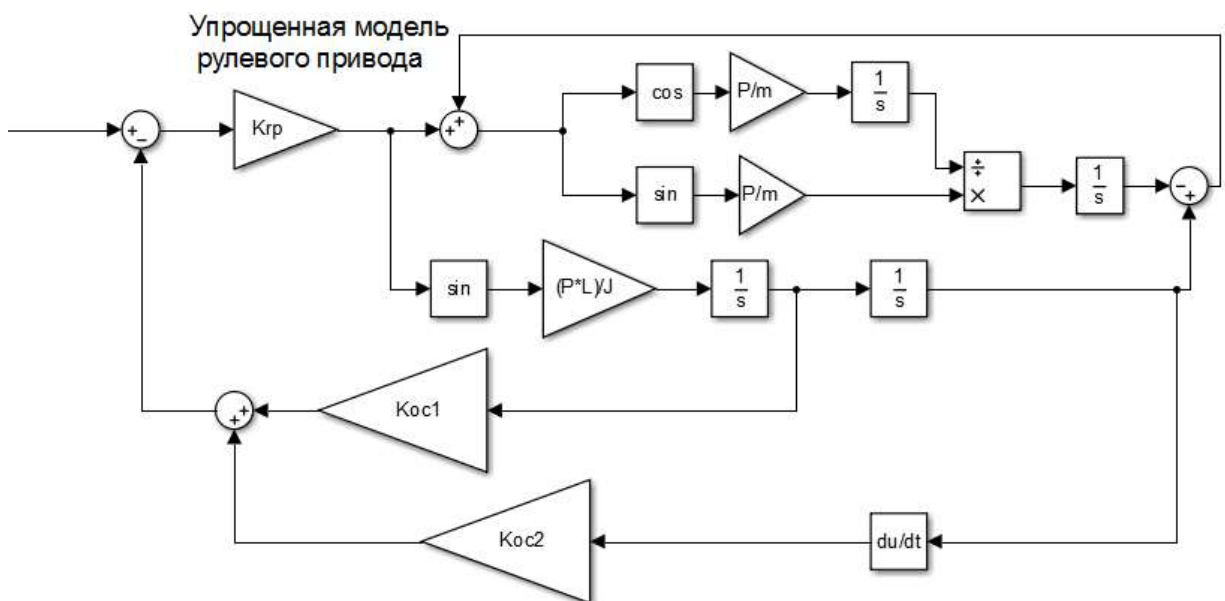


Рисунок 78 – Схема имитационной модели в среде MatLab/Simulink с использованием гибкой и жесткой обратной связи

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Кривые переходных процессов представлены на рисунке 79.

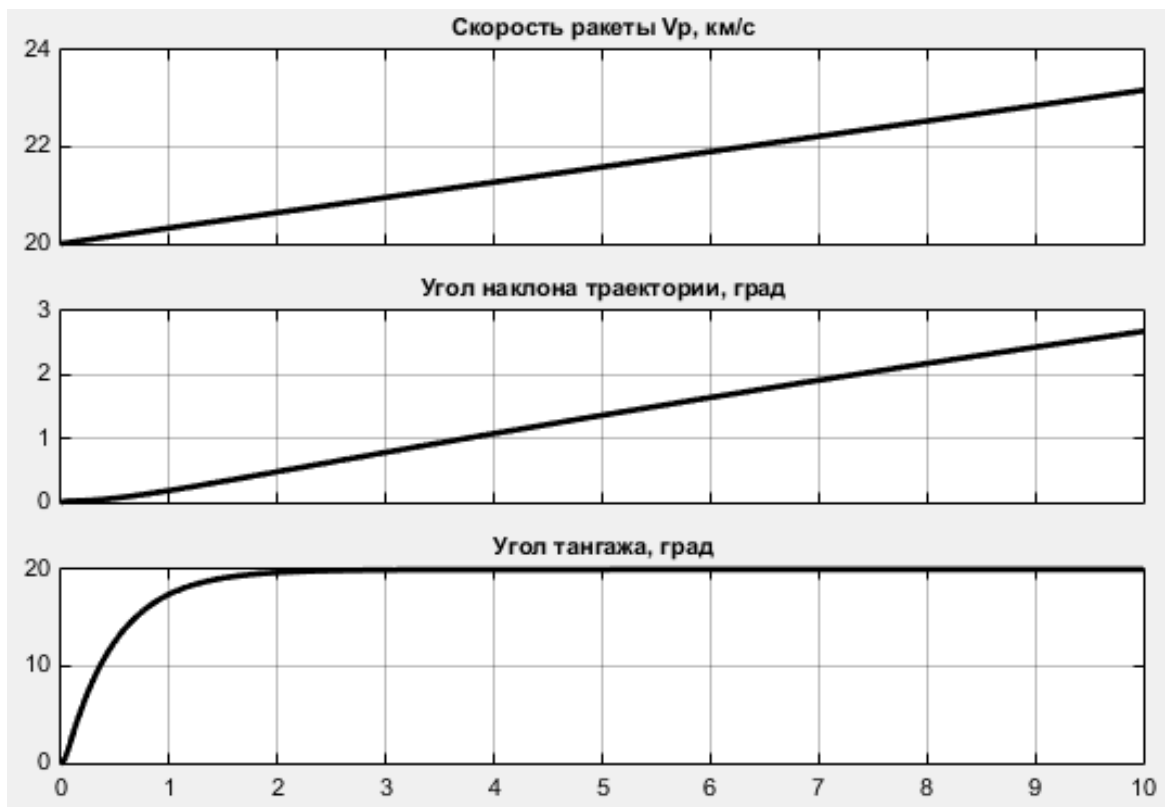


Рисунок 79 – Реакция объекта управления с использованием гибкой и жесткой обратной связи

Так же выполним моделирование при входном линейно-нарастающем сигнале (рисунок 80) и гармоническом (рисунок 81).

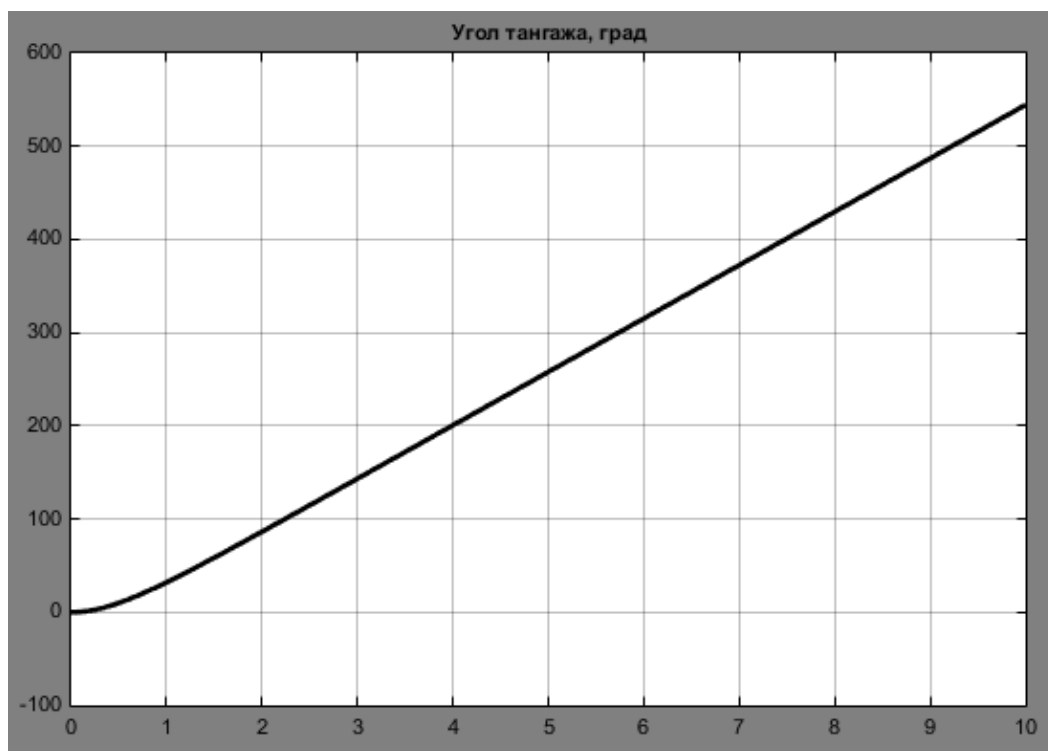


Рисунок 80 – Реакция системы на входной линейно-нарастающий сигнал

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

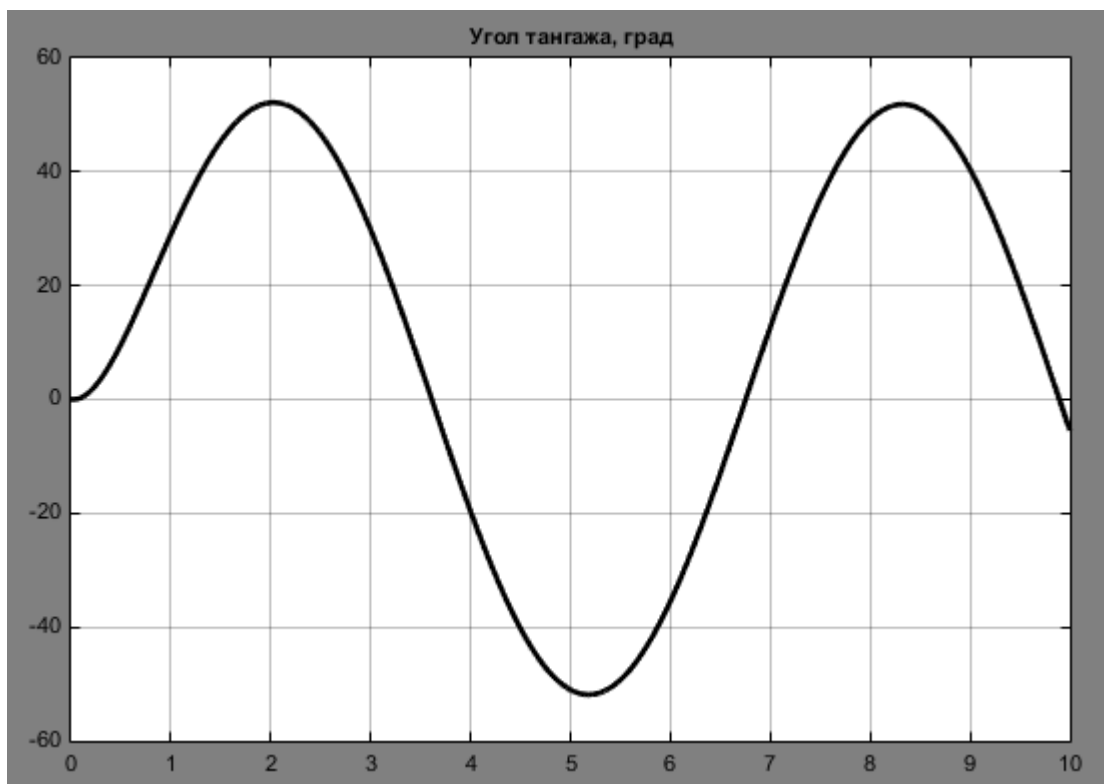


Рисунок 81 – Реакция системы на входной гармонический сигнал

По графикам реакций объекта управления на различные входные сигналы можно сделать вывод о том, что введение жесткой обратной связи позволило обеспечить отработку сигнала, устойчивость и монотонность переходного процесса по углу тангажа. Это является необходимым условием применения метода прямого наведения, при котором ОУ должен (для нормальной работы аппаратуры навигации) обеспечивать угол пеленга не более (30-40) градусов. Однако из рис 79 следует предположить, что маневренные свойства ЛА при этом слабо выражены (угол наклона траектории меняется незначительно!). Из этого следует, что контур стабилизации (АА+АП) не приспособлен к воспроизведению (отработке) криволинейные траектории наведения. А это неизбежно приведет к фактическому промаху наводимого объекта по отношению к цели.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

Лист

95

## 2.4 Моделирование контура самонаведения для нелинейного ОУ и нелинейного кинематического звена

Для реализации методов самонаведения в космосе требуется, чтобы линия визирования, в процессе сближения, занимала определенное положение относительно вектора скорости летательного аппарата и продольной оси ЛА. Очевидно, что в этом случае накладывается вполне определенная связь на изменение угла упреждения. Наиболее простым, является случай, когда продольная ось летательного аппарата направлена на цель, этот вариант называют методом прямого наведения. Для метода прямого наведения характерно нулевое значение угла пеленга  $\zeta=0$ , следовательно,  $\theta_p = \vartheta$ :

На рисунке 82 представлена схема имитационного моделирования контура самонаведения при наличии АП в контуре стабилизации ЛА.

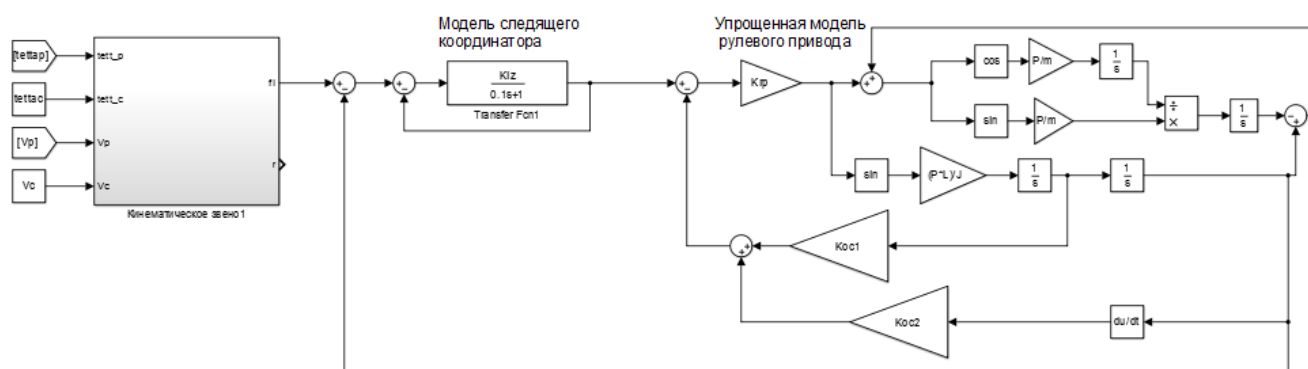


Рисунок 82 – Схема имитационного моделирования контура самонаведения

Кинематическое звено, как и для случая атмосферного полета, описывается следующими уравнениями:

$$\dot{r} = -V_p \cos(\varphi - \theta_p) + V_{ц} \cos(\varphi - \theta_{ц}),$$

$$r\dot{\varphi} = V_p \sin(\varphi - \theta_p) - V_{ц} \sin(\varphi - \theta_{ц}).$$

Проведем моделирование системы при следующих начальных параметрах и представим графики изменения продольной составляющей скорости ЛА, угла наклона траектории  $\theta_p$ , изменения угла визирования  $\varphi$  и пеленга  $\zeta$ , график изменения расстояния между ракетой и целью  $r$ :

- $r_0 = 20$  км, скорость цели  $V_c = 0.5V_p$ , скорость цели  $V_c = 10$  км/с, скорость ракеты  $V_p = 20$  км/с.

На рисунках 83 – 86 представлены графики изменения угла тангажа, угла наклона траектории, расстояния и угла визирования при моделировании метода прямого наведения.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

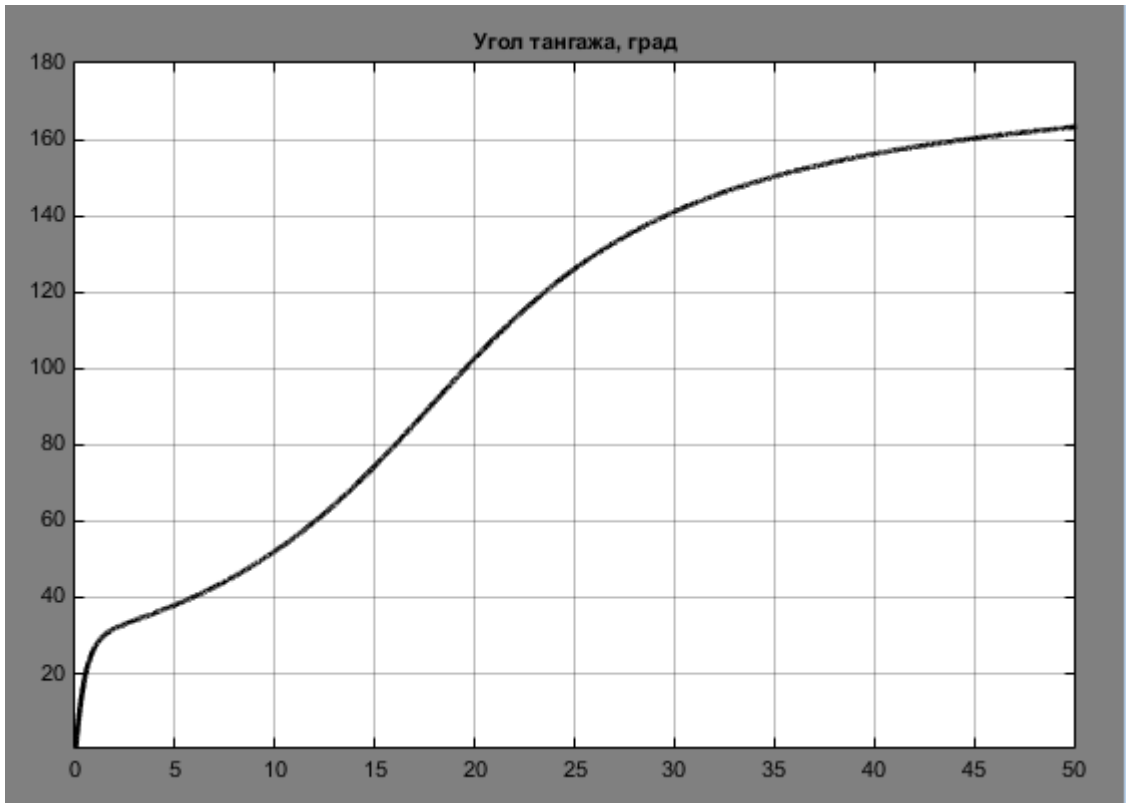


Рисунок 83 – График изменения угла тангажа  $\vartheta$  при моделировании метода прямого наведения

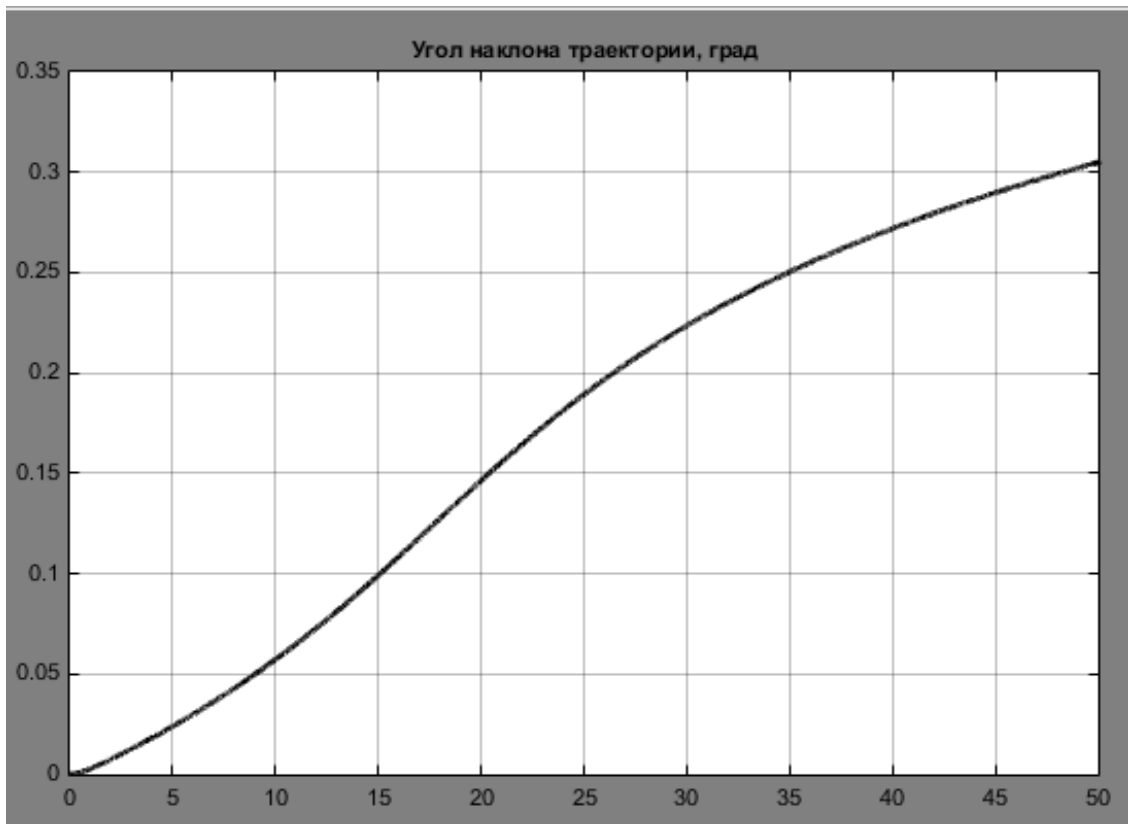


Рисунок 84 – График изменения угла наклона траектории  $\theta$  при моделировании метода прямого наведения

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР

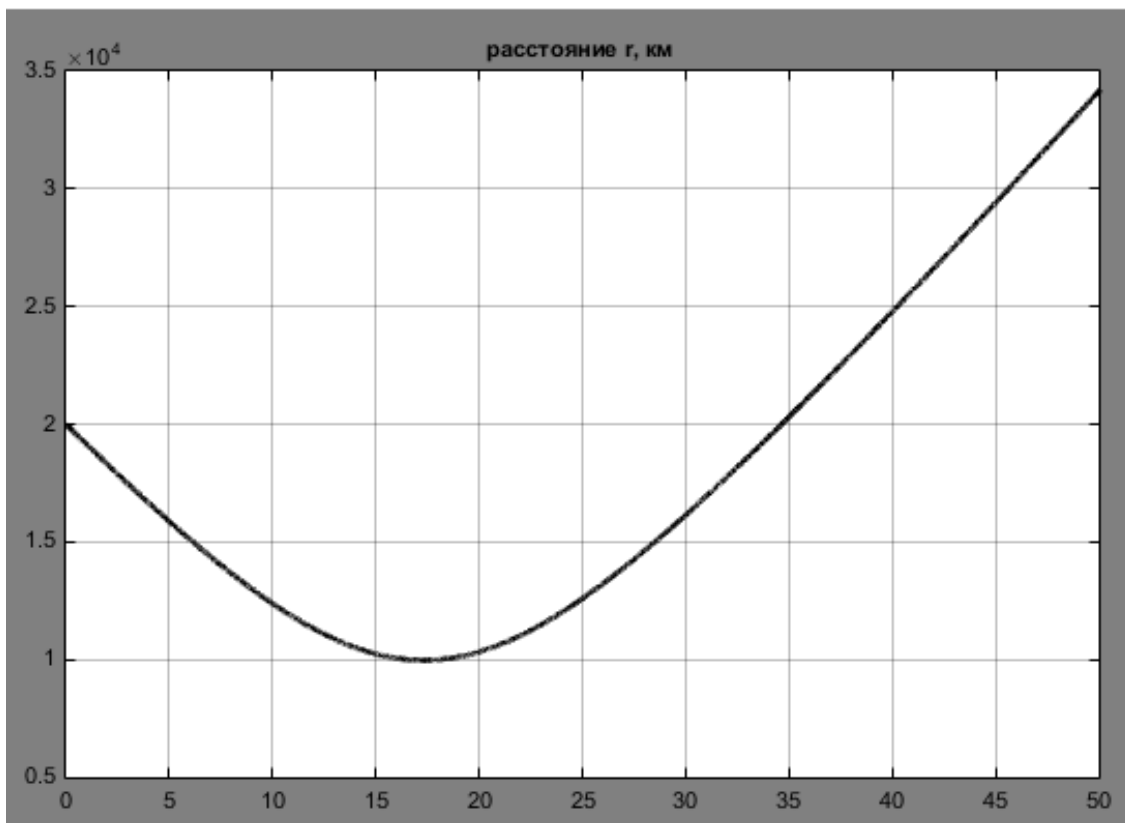


Рисунок 85 – График изменения расстояния при моделировании метода прямого наведения

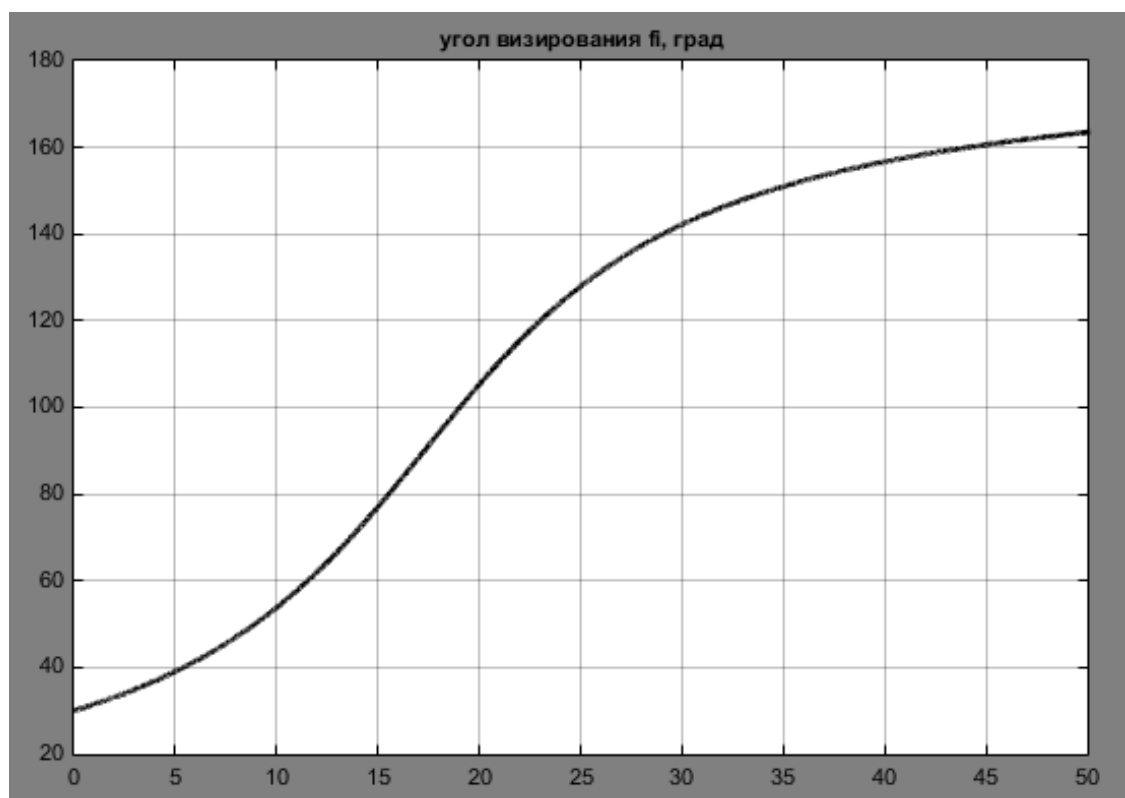


Рисунок 86 – График изменения угла визирования  $\varphi$  при моделировании метода прямого наведения

По полученным графикам можно сделать следующие выводы:

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР



– Так как угол тангажа  $\vartheta$  является углом между продольной осью летательного аппарата и горизонтальной плоскостью, то характер изменения его величины, указывает на то, что аппарат совершает вращение относительно оси  $Z$ . Неограниченное нарастание угла тангажа указывает на неустойчивость контура наведения.

– Нарастание угла наклона траектории  $\theta$  (угол между направлением вектора скорости и горизонтальной плоскостью) также свидетельствует о неконтролируемом вращении летательного аппарата.

– График изменения расстояния между летательным аппаратом и целью указывает на то, что в первые 15 секунд происходит сближение аппаратов, но затем расстояние начинает увеличиваться. Возможно, это вызвано влиянием кинематического звена.

В целом результаты моделирования указывают на то, что полученный контур наведения не обеспечивает сходимость предложенного метода наведения. Одна из возможных причин «неисправной» работы контура заключается в наличии в контуре наведения двух нелинейных многомерных звеньев: летательного аппарата и кинематического звена. Поэтому следующим этапом исследования является линеаризация указанных звеньев.

					<i>24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР</i>	<i>Лист</i>
						99
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>		

## 2.5 Получение линеаризованных моделей и структурных схем для звеньев контура СН

Определим передаточную функцию объекта управления, считая КА абсолютно жестким телом. Будем рассматривать движение в плоскости тангажа, считая, что это движения не зависит от движения в боковом направлении [21].

Пусть в некоторый момент имеем:

$$\delta = \delta_0 + \Delta\delta \text{ - отклонение по управлению;}$$

$$V = V_0 + \Delta V \text{ - отклонение по скорости;}$$

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha \text{ - отклонение по углу тангажа;}$$

$$\theta = \theta_0 + \Delta\theta \text{ - отклонение по углу наклона траектории,}$$

где  $\Delta\delta, \Delta V, \Delta\alpha, \Delta\theta$  - малые приращения указанных параметров

Из этих выражений видно, что движение ЛА можно представить состоящим из невозмущенного движения и малых отклонений от него.

Разложим уравнения (2.5 – 2.7) в ряды Тэйлора по малым приращениям и ограничиваясь линейными членами приращений получим:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{d\Delta V}{dt} = -P \cdot \sin(\alpha_0 + \delta_0) \cdot (\Delta\alpha + \Delta\delta), \\ m \left(\frac{d\theta}{dt}\right)_0 \cdot \Delta V + mV_0 \cdot \frac{d\Delta\theta}{dt} = P \cdot \cos(\alpha_0 + \delta_0) \cdot (\Delta\alpha + \Delta\delta), \\ J_z \frac{d^2\Delta\vartheta}{dt^2} = P \cdot l \cdot \cos(\delta_0) \cdot \Delta\delta. \end{array} \right.$$

Раскроем выражения и перепишем систему в следующем виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{d\Delta V}{dt} = a \cdot \Delta\alpha + a \cdot \Delta\delta, \\ m \left(\frac{d\theta}{dt}\right)_0 \cdot \Delta V + mV_0 \cdot \frac{d\Delta\theta}{dt} = b \cdot \Delta\alpha + b \cdot \Delta\delta, \\ J_z \frac{d^2\Delta\vartheta}{dt^2} = c \cdot \Delta\delta, \end{array} \right.$$

где

$$a = -P \cdot \sin(\alpha_0 + \delta_0),$$

$$b = P \cdot \cos(\alpha_0 + \delta_0),$$

$$c = P \cdot l \cdot \cos(\delta_0).$$

Для получения передаточных функций объекта управления возьмем преобразование Лапласа от обеих частей системы уравнений при нулевых начальных условиях и запишем полученные соотношения в операторном виде

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						100
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

$$\begin{cases} m \cdot s \cdot \Delta V(s) = a \cdot \Delta \alpha(s) + a \cdot \Delta \delta(s), \\ m \cdot s \cdot \theta_0 \cdot \Delta V(s) + m \cdot V_0 \cdot s \cdot \Delta \theta(s) = b \cdot \Delta \alpha(s) + b \cdot \Delta \delta(s), \\ J_z \cdot s^2 \cdot \Delta \vartheta(s) = c \cdot \Delta \delta(s). \end{cases}$$

Заметим, что  $\Delta \theta(s) = \Delta \vartheta(s) - \Delta \alpha(s)$ . С учетом этого, приведем систему к классическому виду  $A \cdot x = B$ .

Тогда:

$$A = \begin{pmatrix} m \cdot s & -a & 0 \\ m \cdot s \cdot \theta_0 & -m \cdot V_0 \cdot s - b & m \cdot V_0 \cdot s \\ 0 & 0 & J_z \cdot s^2 \end{pmatrix},$$

$$x = \begin{pmatrix} \Delta V(s) \\ \Delta \alpha(s) \\ \Delta \vartheta(s) \end{pmatrix},$$

$$B = \begin{pmatrix} a \cdot \Delta \delta(s) \\ b \cdot \Delta \delta(s) \\ c \cdot \Delta \delta(s) \end{pmatrix}.$$

Решаем эту систему алгебраических уравнений методом Крамера относительно  $\Delta \vartheta(s)$ .

$$\Delta \vartheta(s) = \frac{\begin{vmatrix} m \cdot s & -a & a \cdot \Delta \delta(s) \\ m \cdot s \cdot \theta_0 & -m \cdot V_0 \cdot s - b & b \cdot \Delta \delta(s) \\ 0 & 0 & c \cdot \Delta \delta(s) \end{vmatrix}}{J_z \cdot s^3(-m \cdot (m \cdot V_0 \cdot s + b) + m \cdot \theta_0 \cdot a)} = \frac{c \cdot \Delta \delta(s)}{J_z \cdot s^2};$$

Для перехода к стационарной системе используется метод, который называется методом замороженных коэффициентов. Он заключается в том, что систему с переменными коэффициентами при рассмотрении действия достаточно кратковременных возмущений представляется возможным заменить системой с постоянными во времени коэффициентами. При этом необходимо, чтобы за время, соответствующее периоду собственных частот системы, коэффициенты, входящие в уравнение движения, изменялись незначительно [29].

Приведем передаточные функции  $W_{\vartheta}^{\delta}(s)$  с учетом принятых допущений (отсутствие аэродинамических сил и моментов, пренебрежение силами тяготения)

$$W_{\vartheta}^{\delta}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta_{\vartheta}(s)} = \frac{c}{J_z s^2}.$$

По аналогичной методике получим передаточные функции по скорости и углу атаки:

$$W_V^\delta(s) = \frac{V(s)}{\delta_\vartheta(s)} = \frac{-a \cdot m \cdot V_0 \cdot (J_z \cdot s^2 + c)}{J_z \cdot s^2 \cdot (-m \cdot (m \cdot V_0 \cdot s + b) + m \cdot \theta_0 \cdot a)};$$

$$W_\alpha^\delta(s) = \frac{\alpha(s)}{\delta_\vartheta(s)} = \frac{m(-m \cdot V_0 \cdot c + J_z s \cdot (b - a \cdot \theta_0))}{J_z \cdot s \cdot (-m \cdot (m \cdot V_0 \cdot s + b) + m \cdot \theta_0 \cdot a)};$$

Кинематическое звено в системах самонаведения определяет в пространстве выбранной системы координат кинематические связи между ракетой и целью. В общем случае КЗ является сложным нелинейным и нестационарным объектом:

$$\dot{r} = -V_p \cos(\varphi - \theta_p) + V_\alpha \cos(\varphi - \theta_\alpha),$$

$$r\dot{\varphi} = V_p \sin(\varphi - \theta_p) - V_\alpha \sin(\varphi - \theta_\alpha).$$

Линеаризация кинематических зависимостей осуществляется с использованием ряда допущений и ограничений:

$$\cos(\varphi - \theta_p) \approx 1, \quad \cos(\varphi - \theta_\alpha) \approx 1$$

$$\sin(\varphi - \theta_p) \approx \varphi - \theta_p, \quad \sin(\varphi - \theta_\alpha) \approx \varphi - \theta_\alpha.$$

Имеется большое количество вариантов описания кинематического звена. В ставших классическими системах самонаведения управление осуществляется по угловой скорости линии дальности  $\dot{\rho}$ . Управляющее ускорение рассчитывается относительно линии дальности, а не линии относительной скорости в предположении постоянства скорости сближения.

Такое управление будет эффективным если угол между векторами  $\rho$  и  $V_p$  небольшой. Для рассмотренных условий линеаризованное кинематическое звено принимает следующий вид [16]:

$$\dot{\rho} = V_\alpha - V_p;$$

$$\dot{\varphi} \cdot \rho = V_\alpha \cdot (\varphi - \theta_\alpha) - V_p \cdot (\varphi - \theta_p).$$

Преобразуем к виду:

$$\dot{\varphi} \cdot \rho + (V_\alpha - V_p)\varphi = V_\alpha \theta_\alpha - V_p \theta_p.$$

Заменив разность  $V_\alpha - V_p$  на её значение  $\dot{\rho}$ , найдем, что

$$\dot{\varphi} \cdot \rho + \dot{\rho}\varphi = V_\alpha \theta_\alpha - V_p \theta_p;$$

$$\dot{\varphi} \cdot \rho + \dot{\rho}\varphi = \frac{d(\rho\varphi)}{dt},$$

тогда:

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		102

$$\frac{d(\rho\varphi)}{dt} = V_{ц}\theta_{ц} - V_{p}\theta_{p}, \quad (2.9)$$

или, используя символическую форму записи, окончательно запишем

$$\rho\varphi = \frac{V_{ц}}{S}\theta_{ц} - \frac{V_{p}}{S}\theta_{p}. \quad (2.10)$$

На основе уравнений на рисунке изображены структурные схемы, иллюстрирующие процесс получения параметров рассогласования:  $\zeta$  – угол пеленга и  $\eta$  – угол упреждения.

Отметим некоторые особенности приведенных схем. Как следует из рисунка кинематические соотношения при двухточечных методах наведения распадаются на три звена.

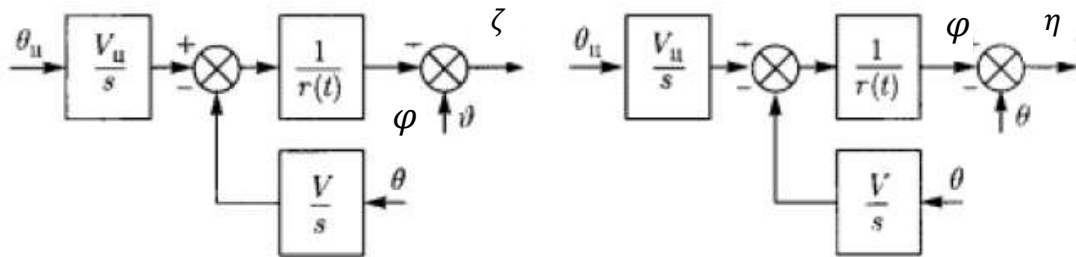


Рисунок 87 – Структурные схемы, иллюстрирующие процесс получения параметров рассогласования

Одно из них, с передаточной функцией  $W_{0ц} = V_{ц}/S$ , преобразует внешнее управляющее воздействие системы наведения, которым является угол наклона траектории цели  $\theta_{ц}(t)$ . Два других, с коэффициентом передачи  $k_r = 1/\rho(t)$  и передаточной функцией  $W_{0p} = V_p/S$ , входят в контур управления, изменяя его свойства. Особенно сильное влияние оказывает звено с коэффициентом передачи, обратно пропорциональным дальности ракета-цель.

Резкий рост этого коэффициента вблизи цели может привести к тому, что система управления окажется неспособной обрабатывать быстрое возрастание величины параметра рассогласования и процесс наведения будет нарушен до того, как ракета достигнет цели

Передаточная функция кинематического звена будет

$$W_{кз} = -\frac{V_p}{\rho_0 S}$$

На рисунке 88 представлена структурная схема линейризованного контура наведения в вертикальной плоскости.

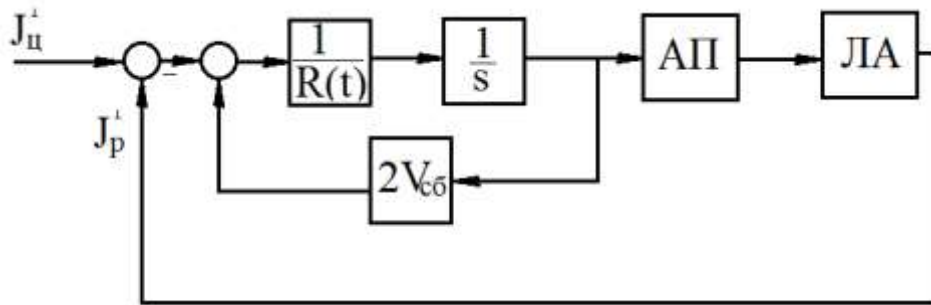


Рисунок 88 – Структурная схема линейризованного контура наведения

## Выводы по главе два

Обзор современных видов космического оружия и приоритетных разработок мировых держав, подтвердили необходимость адекватного совершенствования средств воздушно-космической обороны. Эта проблема становится все более актуальной, поскольку динамика милитаризации космического пространства с каждым годом только увеличивается.

В ходе рассмотрения данной проблематики были изучены вопросы, связанные с самонаведением летательных аппаратов в космосе, способами компоновок двигательных установок, линейризацией многомерных объектов управления

Было выполнено исследование упрощенной модели нелинейного объекта управления, с целью выявления особенностей управления данным объектом. Согласно принципам подчиненного регулирования были улучшены характеристики объекта управления: монотонность переходных процессов и устойчивость. Преимущество такого подхода состоит в том, что контуры регулирования можно настраивать по очереди: сначала внутренний, затем – внешний. Настроенный внутренний контур выступает в роли объекта управления для регулятора внешнего контура.

Важную часть работы занимает моделирование контура самонаведения. В качестве компоновки ДУ было выбрана схема с полярным управлением. Предприняты попытки управления с помощью метода прямого наведения, как наиболее простого. Возможность применения метода прямого наведения для летательного аппарата с полярной схемой управления была опровергнута. Данное утверждение подтверждается результатами имитационного моделирования.

Возможными причинами неправильной работы контура наведения может быть наличие двух нелинейных многомерных звеньев в контуре наведения, либо трудности связаны с применением полярной схемы управления. В связи с этим рекомендуется продолжить исследование данной проблемы по следующим направлениям:

1) Для линейризованного контура наведения, полученного в п.2.4 выполнить синтез блока формирования команд, для обеспечения сходимости алгоритма прямого наведения;

2) Для декартовой схемы управления двигательной установкой получить алгоритм самонаведения с применением метода прогнозирующих моделей (наиболее перспективный).

Далее в главе 3 будут представлены общие сведения о методе прогнозирующих моделей для задачи ССН.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		105

### 3 РЕКОМЕНДАЦИИ ДЛЯ ПРОДОЛЖЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ССН КОСМИЧЕСКОГО ЛАНА МАНЕВРИРУЮЩУЮ ЦЕЛЬ

Как уже было сказано во второй главе, полярная схема управления ДУ имеет ряд недостатков [33]:

- возникновение задержек на переориентацию КА, которые приводят к запаздыванию в выполнении команд управления движением его центра масс, а следовательно, и к увеличению ошибок сближения
- полярное управление на участке сближения менее 1000 метров неприменимо (ориентация корпуса КА на этом участке должна строго соответствовать условию стыковки).

Напомним ещё раз отличие полярного декартового управления с помощью рисунка 89.

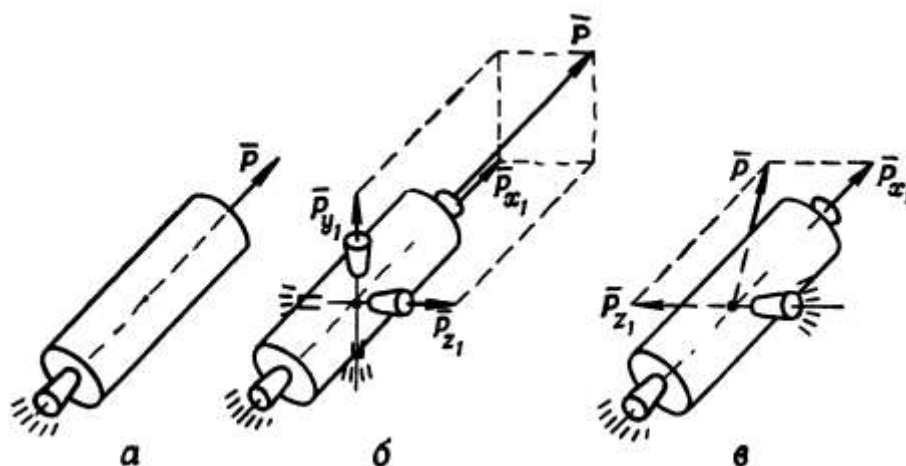


Рисунок 89 – Способы создания тяги в требуемом направлении при управлении КА: а — полярном; б — декартовом; в — промежуточном

При декартовом управлении на КА устанавливаются шесть двигателей по трем взаимно перпендикулярным осям (рисунок 89, б). Плавное регулирование тяги этих двигателей может обеспечить нужное направление вектора тяги  $\vec{P}$  без изменения ориентации аппарата и без маневра на переориентацию КА. В этом заключается одно из основных преимуществ декартового управления по сравнению с полярным, так как. Кроме того, декартовое управление может применяться в течение всего процесса сближения.

К недостаткам декартового управления следует отнести большую конструктивную сложность, меньшую надежность работы двигателей с плавным регулированием тяги и повышенный по сравнению с полярным управлением расход топлива. Последнее определяется тем, что при декартовом управлении суммарный вектор тяги  $\vec{P}$  является геометрической суммой составляющих  $P_x, P_y, P_z$  по трем взаимно перпендикулярным осям.

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата



Помимо двух рассматриваемых способов управления вектором тяги для сближения КА может быть использован еще один – промежуточный между полярным и декартовым. Маневрирующий аппарат в этом случае имеет три двигателя, два из которых расположены по продольной оси КА и направлены в разные стороны, а третий – перпендикулярно двум первым (рисунок 89, в). Тогда для создания вектора тяги в любом направлении достаточно повернуть аппарат вокруг продольной оси на некоторый угол и подобрать необходимое соотношение тяг бокового двигателя и одного из двух двигателей, расположенных вдоль продольной оси.

Создание двигателей с плавным регулированием тяги в достаточно широком диапазоне – задача довольно сложная. Поэтому в большинстве случаев для управления сближением КА используются маршевые двигатели, тяга которых не регулируется, а может принимать нулевое или максимальное значение. Управление движением в таких системах заключается в проведении импульсных коррекций вектора скорости КА. Величина и направление корректирующего импульса  $\Delta V$  рассчитываются бортовым вычислительным устройством, которое управляет ориентацией КА и выдает команды на включение и выключение двигателей.

В случае полярного управления с использованием двигателя постоянной тяги, работающего в режиме «включено — выключено», управление заключается в совмещении линии действия тяги с направлением вектора  $\Delta \vec{V}$ . Для декартового управления этот вектор раскладывается на компоненты по трем взаимно перпендикулярным осям, вдоль которых расположены двигатели КА. Эти компоненты  $(\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z)$  создаются путем включения на определенное время каждого из координатных двигателей.

Учитывая все достоинства и недостатки рассмотренных способов управления движением центра масс КА, можно сделать вывод о целесообразности применения следующих комбинированных способов [11].

1. На этапах дальнего и ближнего наведения (за исключением участка причаливания) – полярное управление или промежуточное между полярным и декартовым. Промежуточное управление позволяет иметь аппарат с меньшим числом двигателей, чем декартовое управление, и требует меньших угловых маневров корпуса, чем полярное. Недостаток полярного и промежуточного способов управления, заключающийся в запаздывании выполнения команд, не играет большой роли, так как продолжительность этапов дальнего и ближнего наведения достаточно большая и измеряется десятками минут.

2. На участке менее 1000 м – декартовое управление. Необходимые коррекции вектора скорости КА на этом участке малы и могут выполняться с помощью

маломощных двигателей. Некоторое относительное увеличение расхода топлива несущественно, так как абсолютные расходы для малых коррекций весьма невелики.

В дальнейшем для применения методов прогнозирующих моделей предлагается использование комбинированного управления с расположением двигателей, согласно рисунку 90 [27, 28].

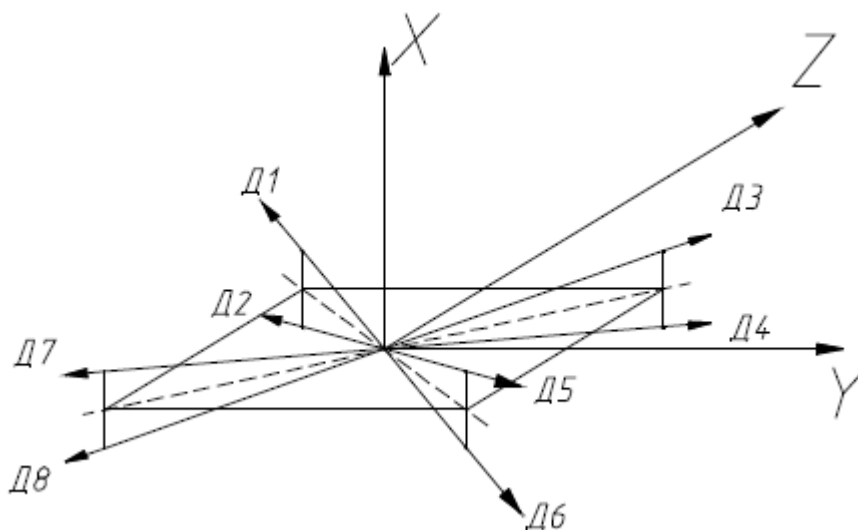


Рисунок 90 – Схема размещения двигателей и номинальные направления выдачи тяги

### 3.1 Общие сведения о методе прогнозирующих моделей для задачи ССН

Одним из современных формализованных подходов к анализу и синтезу систем управления, базирующихся на математических методах оптимизации, является теория управления динамическими объектами с использованием прогнозирующих моделей – Model Predictive Control (MPC) [26].

Этот подход начал развиваться в начале 60-х годов для управления процессами и оборудованием на производстве, где применение традиционных методов синтеза было крайне затруднено в связи с исключительной сложностью их математических моделей.

В настоящее время сфера практического приложения MPC-методов существенно расширилась, охватывая разнообразные технологические процессы в химической и строительной индустрии, легкой и пищевой промышленности, в аэрокосмических исследованиях, в современных системах энергетики и т. д.

Основным достоинством MPC-подхода, определяющим его успешное использование в практике построения и эксплуатации систем управления, служит относительная простота базовой схемы формирования обратной связи, сочетающаяся с высокими адаптивными свойствами. Последнее обстоятельство позволяет управлять многомерными и многосвязными объектами со сложной

структурой, включающей нелинейности, оптимизировать процессы в режиме реального времени в рамках ограничений на управляющие и управляемые переменные, учитывать неопределенности в задании объектов и возмущений. Кроме того, возможен учет транспортного запаздывания, учет изменений критериев качества в ходе процесса и отказов датчиков системы измерения.

Существо MPC-подхода составляет следующая схема управления динамическими объектами по принципу обратной связи:

Рассматривается некоторая (относительно простая) математическая модель объекта, начальными условиями для которой служит его текущее состояние. При заданном программном управлении выполняется интегрирование уравнений этой модели, что дает прогноз движения объекта на некотором конечном отрезке времени (горизонте прогноза).

Выполняется оптимизация программного управления, целью которого служит приближение регулируемых переменных прогнозирующей модели к соответствующим задающим сигналам на горизонте прогноза. Оптимизация осуществляется с учётом всего комплекса ограничений, наложенных на управляющие и регулируемые переменные.

На шаге вычислений, составляющем фиксированную малую часть горизонта прогноза, реализуется найденное оптимальное управление и осуществляется измерение (или восстановление по измеренным переменным) фактического состояния объекта на конец шага.

Горизонт прогноза сдвигается на шаг вперед, и повторяются пункты 1 - 3 данной последовательности действий.

Приведенная схема может быть объединена с предварительным проведением идентификации уравнений модели, используемой для выполнения прогноза.

Идея оптимизации прогнозируемого программного движения, составляющая основу MPC-методов, возникла в рамках двух независимых, однако близких по существу подходов. Первый из них, именуемый Dynamics Matrix Control (DMC), развивался усилиями специалистов компании Shell Oil в середине 60-х годов [2], а второй - Model Algorithmic Control (MAC) – был разработан французскими инженерами химической промышленности в конце 60-х [1]. На базе последнего подхода впервые был создан коммерческий пакет программ IDCOM (Identification and Command), который в известной мере послужил прообразом современной программной поддержки методов управления с предсказанием.

В настоящее время MPC-подход находится в стадии интенсивного развития, о чём свидетельствует обширная библиография опубликованных за последние годы научных работ, посвященных данной проблематике. Развитие идей управления с

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		109

прогнозированием происходит в направлении использования нелинейных моделей, обеспечения устойчивости по Ляпунову контролируемых движений, придания робастных свойств замкнутой системе управления, применения современных оптимизационных методов в реальном масштабе времени и др.

Пакет прикладных программ Model Predictive Control Toolbox (MPC Tools) представляет собой набор инструментальных средств исследования и проектирования алгоритмов управления в дискретных и непрерывных системах на основе предсказаний динамики их поведения. Сюда включены более 50 специализированных функций для проектирования, анализа и моделирования динамических систем, использующих управление с предсказанием. При этом авторы пакета, учитывая его назначение для начального освоения идеологии MPC-подхода, включили в состав рабочих инструментов только те средства, которые достаточно просты в освоении и в практическом применении. Естественно, пакет совершенно не претендует на полный охват всего современного арсенала MPC-методов. Однако все включенные в него средства вполне соответствуют запросам практики и обладают достаточно высокой вычислительной эффективностью.

Однако возможности пакета вполне позволяют привлекать его и для решения реальных практических задач по управлению технологическими процессами и техническими объектами, в том числе и космическими ЛА.

### 3.2 О применении метода MPC для решения задачи ССН КЛА

#### 3.2.1 Постановка задачи

Рассмотрим задачу наведения как задачу погони между двумя материальными точками, способными развивать ограниченные ускорения в любом направлении. Для простоты положим, что материальные точки совершают движение в плоскости  $OXY$ .

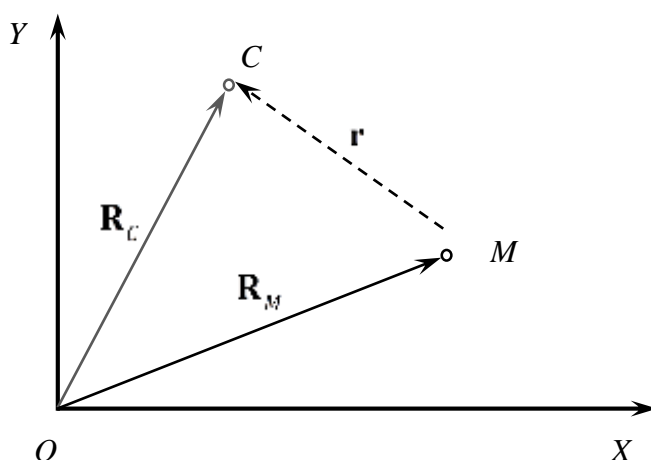


Рисунок 91 – Иллюстрация к задаче наведения

Пусть пара точек –  $M$  (преследователь) и  $C$  (цель) совершают движение в плоскости  $OXY$  и пусть динамика этого движения описывается следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \mathbf{R}_M &= \dot{\mathbf{R}}_M = \mathbf{V}_M, & \frac{d}{dt} \mathbf{R}_C &= \dot{\mathbf{R}}_C = \mathbf{V}_C, \\ \frac{d}{dt} \mathbf{V}_M &= \dot{\mathbf{V}}_M = \mathbf{u}, & \frac{d}{dt} \mathbf{V}_C &= \dot{\mathbf{V}}_C = \mathbf{w}, \end{aligned} \quad (3.1)$$

где  $\mathbf{R}_M = [x_M \ y_M]^T$  и  $\mathbf{R}_C = [x_C \ y_C]^T$  – радиус-векторы преследователя и цели соответственно;  $\mathbf{V}_M = [V_{x_M} \ V_{y_M}]^T$  и  $\mathbf{V}_C = [V_{x_C} \ V_{y_C}]^T$  – векторы скоростей преследователя и цели соответственно;  $\mathbf{u} = [u_x \ u_y]^T$  – вектор ускорения, развиваемого преследователем;  $\mathbf{w} = [w_x \ w_y]^T$  – вектор ускорения, развиваемого целью.

Далее примем ряд предположений относительно динамических возможностей преследователя и цели.

**Предположение 1.** Векторы  $\mathbf{u}$  и  $\mathbf{w}$  ограничены по модулю, т.е.:

$$\begin{aligned} |\mathbf{u}|_2 &\leq \bar{u}, \\ |\mathbf{w}|_2 &\leq \bar{w}, \end{aligned}$$

здесь и далее через  $|\mathbf{x}|_2$  обозначена евклидова норма вектора  $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ ,

$$|\mathbf{x}|_2 = \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + \dots + x_n^2}.$$

**Предположение 2.** Динамические возможности преследователя превосходят возможности цели, т.е.

$$\bar{w} < \bar{u}.$$

Предположение 2 необходимо нам для получения содержательных решений задачи, так как при условии  $\bar{w} \geq \bar{u}$  преследователь может никогда не догнать цель, для этого достаточно предположить, что  $\mathbf{w} = \bar{w}/\bar{u} \mathbf{u}$ .

Перейдем от индивидуального описания преследователя и цели (3.1) к относительному движению, для этого вычтем из уравнений движения точки  $C$  уравнения движения точки  $M$ .

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}} &= \dot{\mathbf{R}}_C - \dot{\mathbf{R}}_M = \begin{bmatrix} \dot{x}_C - \dot{x}_M \\ \dot{y}_C - \dot{y}_M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_{CM} \\ \dot{y}_{CM} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{x_{CM}} \\ V_{y_{CM}} \end{bmatrix}, \\ \dot{\mathbf{v}} &= \dot{\mathbf{V}}_C - \dot{\mathbf{V}}_M = \begin{bmatrix} \dot{V}_{x_C} - \dot{V}_{x_M} \\ \dot{V}_{y_C} - \dot{V}_{y_M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{V}_{x_{CM}} \\ \dot{V}_{y_{CM}} \end{bmatrix} = \mathbf{w} - \mathbf{u}. \end{aligned} \quad (3.2)$$

Перепишем уравнения (3.2) в векторно-матричной форме:

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{x}_{CM} \\ \dot{y}_{CM} \\ \dot{V}_{x_{CM}} \\ \dot{V}_{y_{CM}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{CM} \\ y_{CM} \\ V_{x_{CM}} \\ V_{y_{CM}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$= A_c x + B_c u + G_c w,$$

где  $x$  – вектор состояния,  $x \in \mathbb{R}^4$ ;  $u$  – вектор управления,  $u \in \mathbb{R}^2$ ;  $w$  – вектор возмущений,  $w \in \mathbb{R}^2$ ;  $A_c$  – матрица состояния,  $A_c \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ ;  $B_c$  – матрица управления,  $B_c \in \mathbb{R}^{4 \times 2}$ ;  $G_c$  – матрица возмущений,  $G_c \in \mathbb{R}^{4 \times 2}$ .

Отметим, что в силу Предположений 1 и 2 множества управления и возмущений имеют вид

$$U = \{u \in \mathbb{R}^2 : |u|_2 \leq \bar{u}\}, \quad (3.4)$$

$$W = \{w \in \mathbb{R}^2 : |w|_2 \leq \bar{w}\}, \quad \bar{w} < \bar{u}.$$

Теперь сформулируем задачу наведения как задачу управления динамической системой (3.3) с ограничениями (3.4).

**Задача 1.** Пусть для некоторого начального состояния  $x(0) = x_0 \neq 0$  требуется найти такое допустимое управление  $u = u(t, \cdot) \in U$ , что для любого допустимого возмущения  $w = w(t, \cdot) \in W$  и некоторого малого  $\varepsilon > 0$ , найдется такой момент времени  $T < \infty$ , что

$$|x(t)|_2 < \varepsilon \quad \forall t > T. \quad (3.5)$$

Отметим, что такая постановка задачи предполагает компенсацию относительной скорости сближения перед встречей. От этого можно уйти, если вместо условия (3.5) рассмотреть, например, квадратичную форму

$$x^T(t) \text{diag}([1, 1, \delta, \delta]) x(t) < \varepsilon,$$

где  $\text{diag}([1, 1, \delta, \delta])$  – диагональная матрица с указанными элементами на главной диагонали. Тогда задавая параметр  $\delta \geq 0$  можно регулировать допустимую скорость встречи. В дальнейшем будет рассматриваться только условие (3.5).

Обратим внимание на пару возможных случаев для Задачи 1.

1. Предположим, что  $[x_{CM}(0) \ y_{CM}(0)]^T \neq 0, [V_{x_{CM}}(0) \ V_{y_{CM}}(0)]^T = 0$  и что  $w \equiv 0$ , т.е. преследователь начинает движение с нулевой скоростью, при этом цель неподвижна. Тогда Задача 1 решается очевидным образом – необходимо всего лишь

начать двигаться в сторону цели так, чтобы при приближении к цели выполнялось условие (3.5). Добиться этого можно, используя, например, следующую логику: полпути осуществлять разгон с максимальным ускорением (в силу (3.4)) и полпути совершая торможение с таким же по модулю ускорением. В таком случае время сближения  $T$  составит не более чем

$$T < \sqrt{\frac{2|x(0)|_2}{\bar{u}}}.$$

В таком случае Задача 1 решается программным управлением довольно простого вида.

2. Теперь предположим, что цель маневрирует посредством изменения вектора  $w$ . В таком случае программное управление вряд ли решает нашу задачу. Поэтому необходимо организовать некоторую процедуру позиционного управления, т.е. управления с обратной связью.

В дальнейшем будем рассматривать случай  $b$ , причем для двух вариантов: в предположении, что действия цели –  $w$  случайны или независимы от действий преследователя –  $u$ ; и в условиях погони, т.е. в предположении, что  $w$  формируется так, чтобы условие **Ошибка! Источник ссылки не найден.** либо выполнилось как можно позже, либо не выполнилось вообще.

### 3.2.2 Переформулировка задачи в терминах MPC

Для решения поставленной Задачи 1 рассмотрим современный подход к организации позиционного управления на основе прогноза относительного движения – Model Predictive Control (MPC).

Для реализации указанного подхода необходимо получить вспомогательную дискретную модель системы (3.3). Для этого выполним дискретизацию модели относительного движения (3.3). Поскольку модель (3.3) довольно проста, то без особых затруднений получается соответствующая рекуррентная модель:

$$x(k+1) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & T_s & 0 \\ 0 & 1 & 0 & T_s \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x(k) + \begin{bmatrix} -0.5T_s^2 & 0 \\ 0 & -0.5T_s^2 \\ -T_s & 0 \\ 0 & -T_s \end{bmatrix} u(k) + \begin{bmatrix} 0.5T_s^2 & 0 \\ 0 & 0.5T_s^2 \\ T_s & 0 \\ 0 & T_s \end{bmatrix} w(k) = \quad (3.6)$$

$$= Ax(k) + Bu(k) + Gw(k),$$

где  $k$  –  $k$ -ый шаг дискретного времени,  $t = kT_s$ ;  $T_s$  – шаг дискретизации по времени,  $T_s > 0$ ;  $A, B, G$  – дискретные аналоги матриц непрерывной системы  $A_c, B_c, G_c$ .

Важно отметить, что для модели (3.6) ограничения (3.4) сохраняют свою силу.

Заметим, что если мы строим кусочно-постоянное управление в силу дискретной системы (3.6), т.е.

$$u(k, \cdot): u(k) = \text{const} \quad \forall t \in [kT_s, (k+1)T_s),$$

которое поступает в модель преследователя (3.1), то возмущение, вообще говоря, может быть любой функцией, удовлетворяющей ограничениям (3.4). Поэтому дискретная модель (3.6) уже содержит некоторую методическую погрешность, величина которой определяется выбором шага  $T_s$ .

Перейдем к организации пошаговой процедуры управления. Для этого построим прогноз вектора состояния на  $N$  шагов вперед в силу дискретной модели (3.6).

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k) + Gw(k), \\ x(k+2) &= Ax(k+1) + Bu(k+1) + Gw(k+1), \\ x(k+3) &= Ax(k+2) + Bu(k+2) + Gw(k+2), \\ &\vdots \\ x(k+N) &= Ax(k+N) + Bu(k+N) + Gw(k+N). \end{aligned}$$

Величина  $N$  называется *горизонтом прогнозирования*. Обратим внимание на то, что прогноз определяется только текущим состоянием  $x(k)$ , последовательностью управлений:

$$\underline{u}(k | k+N-1) = \{u(k), u(k+1), \dots, u(k+N-1)\},$$

которые совершит преследователь в будущем и последовательностью возмущений:

$$\underline{w}(k | k+N-1) = \{w(k), w(k+1), \dots, w(k+N-1)\},$$

которые совершит цель.

Действительно, подставив  $x(k+1)$  из первого уравнения во второе, затем результат для  $x(k+2)$  в третье и так далее, получим

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k) + Gw(k), \\ x(k+2) &= A^2x(k) + ABu(k) + Bu(k+1) + AGw(k) + Gw(k+1), \\ x(k+3) &= A^3x(k) + A^2Bu(k) + ABu(k+1) + Bu(k+2) + \\ &\quad + A^2Gw(k) + AGw(k+1) + Gw(k+2), \\ &\vdots \\ x(k+N) &= A^N x(k) + \sum_{i=0}^{N-1} A^i Bu(k+i) + \sum_{i=0}^{N-1} A^i Gw(k+i). \end{aligned} \tag{3.7}$$

Введя в рассмотрение вектор прогноза  $\underline{x}(k+1 | k+N)$ :

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		114



$$\underline{x}(k+1|k+N) = \begin{bmatrix} x(k+1) \\ x(k+2) \\ \vdots \\ x(k+N) \end{bmatrix}, \quad (3.8)$$

можно переписать уравнения (3.7) в векторно-матричном виде

$$\underline{x}(k+1|k+N) = \underbrace{Fx(k)}_{\text{свободное движение}} + \underbrace{H_u \underline{u}(k|k+N-1)}_{\text{управляемая часть движения}} + \underbrace{H_w \underline{w}(k|k+N-1)}_{\text{вклад от возмущений}}, \quad (3.9)$$

где  $F \in \mathbb{R}^{4N \times n}$ ,  $H_u \in \mathbb{R}^{4N \times 2N}$ ,  $H_w \in \mathbb{R}^{4N \times 2N}$  – матрицы со следующей структурой:

$$F = \begin{bmatrix} A \\ A^2 \\ \vdots \\ A^N \end{bmatrix}, \quad H_u = \begin{bmatrix} B & 0 & \cdots & 0 \\ AB & B & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ A^{N-1}B & A^{N-2}B & \cdots & B \end{bmatrix}, \quad H_w = \begin{bmatrix} G & 0 & \cdots & 0 \\ AG & G & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ A^{N-1}G & A^{N-2}G & \cdots & G \end{bmatrix}.$$

Таким образом, мы подошли к тому, чтобы переформулировать Задачу 1 в терминах MPC.

**Задача 2.** Пусть имеется некоторый критерий, характеризующий качество решения Задачи 1 на последующие  $N$  шагов и определяемый функционалом

$$J = J(\underline{x}(k+1|k+N)) = g(x(k), \underline{u}(k|k+N-1), \underline{w}(k|k+N-1)). \quad (3.10)$$

Тогда требуется построить последовательность управлений  $\underline{u}(k|k+N-1)$  таким образом, чтобы функционал (3.10) принимал наименьшее возможное значение.

Сразу скажем, что функционал (3.10) ни в коем случае не отражает качество решения Задачи 1 в целом, в этом и состоит основная идея MPC. Об оптимальности всего процесса сближения мы речи не ведем. Мы лишь строим процедуру управления, стараясь выполнить последующие  $N$  шагов как можно лучше с точки зрения критерия (3.10).

3.2.3 О выборе шага дискретизации, горизонта прогнозирования и критерия качества

Подойдем к выбору шага дискретизации в рассматриваемой задаче из следующих соображений. Если процесс сближения начинается на большом расстоянии, то выбирать довольно мелкий  $T_s$  на первом этапе не имеет никакого смысла. Это повлечет за собой лишь увеличение времени моделирования движения, и вряд ли существенно ускорит решение Задачи 1, поскольку, по

существо, здесь движение происходит в сторону цели. По мере сближения следует начать уменьшать  $T_s$ , поскольку начиная с определенной дистанции оговоренные погрешности модели (3.6) начнут вносить существенные ошибки в относительное движение. Наконец, на финальном этапе величина  $T_s$  должна быть достаточно маленькой для того, чтобы успевать среагировать на возможные маневры цели.

С другой стороны, выбор слишком мелкого шага  $T_s$  может привести к невозможности реализации процедуры управления, потому что, как будет сказано далее, процедура управления строится по результатам решения соответствующих вспомогательных задач оптимизации. Таким образом, остается лишь заключить, что выбор величины  $T_s$  остается за разработчиком.

Величину горизонта прогнозирования  $N$ , как кажется, следует выбирать как можно большей. Однако это повлечет за собой увеличение числа переменных для вспомогательных задач оптимизации и как следствие наложит ограничения на шаг  $T_s$  из соображений быстройдействия алгоритмов решения этих задач. Опять же, с другой стороны, выбор слишком короткого горизонта прогнозирования  $N$  может существенно испортить качество решения задачи 1.

Из сказанного можно сделать вывод о том, что для больших величин  $T_s$  следует выбирать больший горизонт прогнозирования  $N$  и наоборот. Однако, в первую очередь, следует определиться с наименьшим шагом  $T_s$  и величиной  $N$ , соответствующей ему, решая, например, задачу с конца.

Важно сказать, что выбирать критерий качества  $J$  только из соображений для решения Задачи 2 неправильно. Это может привести к тому, что процесс управления вообще не будет удовлетворять постановке исходной Задачи 1. Поэтому выбор критерия  $J$  особо важен и представляет наибольшую трудность. Именно, выбирать его стоит так, чтобы локально оптимальные последовательности управлений  $u^*(k|k+N-1)$  в конце концов приводили к решению Задачи 1.

В рамках рассматриваемой задачи выберем следующий критерий качества  $J$ :

$$J = \sum_{i=1}^N \left[ x^T(k+i)Q(x(k))x(k+i) + \delta_u |u(k+i-1)|_2 \right], \quad (3.11)$$

где  $\delta_u$  – коэффициент релаксации,  $\delta_u > 0$  (достаточно малое число);  $Q(x(k))$  – положительно определенная матрица, перестраиваемая в зависимости от текущего состояния  $x(k)$  следующим образом:

$$Q(x(k)) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \alpha \end{bmatrix},$$

$$\alpha = \frac{\alpha_0 |\mathbf{V}(k)|_2}{\alpha_1 |\mathbf{V}(k)|_2 + \alpha_2 |\mathbf{r}(k)|_2 + 1}, \quad \alpha_0, \alpha_1, \alpha_2 > 0.$$

Напомним, что текущее состояние  $x(k) = [x_{CM} \ y_{CM} \ V_{x_{CM}} \ V_{y_{CM}}]^T = [\mathbf{r}(k) \ \mathbf{V}(k)]^T$ .

Выбор такого функционала качества может быть прокомментирован следующим образом. На начальном этапе сближения, мы имеем, как правило, большое расстояние –  $|\mathbf{r}(k)|_2$  и малую скорость –  $|\mathbf{V}(k)|_2$ , следовательно, коэффициент  $\alpha$  будет примерно нулевым, а значит, в критерии (3.11) мы автоматически делаем упор на сокращение дальности. Далее, набрав скорость сближения, можно путем выбора констант  $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2$  добиться того, чтобы с некоторого момента (примерно на полпути) контролировалась скорость сближения, т.е. заблаговременно осуществлялось торможение. В противном случае, есть пролететь мимо цели. На финальном участке сближения такой критерий оказывается также полезным, поскольку позволяет автоматически устанавливать соотношение между скоростью сближения и дальностью.

Про выбор коэффициентов  $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2$  можно сказать, что их следует выбирать исходя из значений параметров  $T_s$  и  $N$ . Т.е. их можно принять постоянными для каждой пары  $(T_s, N)$ , определяющей этап сближения преследователя и цели.

### 3.2.4 Процедура управления

Предположим, мы определились этапами сближения (их количеством, условиями перехода и т.д.), выбрали  $T_s$  и  $N$  для каждого этапа и коэффициенты  $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2$ . Теперь обговорим процедуру построения управления. Ранее мы упомянули о решении вспомогательных задач оптимизации. И действительно, мы будем строить управление в силу решения следующей задачи оптимизации.

**Задача 3.** По известному  $x(k)$ , требуется решить задачу оптимизации

$$\min_{\underline{u}(k|k+N-1)} \max_{\underline{w}(k|k+N-1)} J$$

при условиях:

$$\underline{x}(k+1|k+N) = Fx(k) + H_{\underline{u}} \underline{u}(k|k+N-1) + H_{\underline{w}} \underline{w}(k|k+N-1),$$

$$|\underline{u}(k+i-1)|_2 < \bar{u} \quad \forall i \in [1, N],$$

$$|\underline{w}(k+i-1)|_2 < \bar{w} \quad \forall i \in [1, N].$$

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		117

Заметим, что Задача 3, в общем случае, достаточно трудна для решения. Поэтому далее обсудим способы, упрощающие ее решение.

Основную трудность составляет тот факт, что нам недоступно поведение возмущения  $\underline{w}(k|k+N-1)$ . В таком случае, можно принять допущений относительно поведения  $\underline{w}(k|k+N-1)$ .

1. Самым простым является допущение о том, что никаких возмущений нет:  $\underline{w}(k|k+N-1) \equiv 0$ , тогда Задача 3 превращается в простую задачу *квадратичного программирования*. Однако это заведомо вносит существенные искажения в модель **Ошибка! Источник ссылки не найден.**, что плохо скажется на решении Задачи 1.

2. Второе допущение состоит в том, что по ошибке между текущим состоянием  $x(k)$  и предсказанным на прошлом шаге  $\hat{x}(k)$  можно получить оценку возмущения  $\hat{w}(k)$  и во время решения Задачи 3 принять

$$\underline{w}(k|k+N-1) = [\hat{w}(k) \ \hat{w}(k) \ \dots \ \hat{w}(k)]^T.$$

Такое допущение призвано улучшить точность прогнозирования  $\underline{x}(k+1|k+N)$  хотя бы на один шаг вперед.

3. Еще одно допущение основывается на идее предсказания поведения  $\underline{w}(k|k+N-1)$  на основании предыдущих прогнозов и измерений, например, как функцию времени:

$$\hat{w} = \hat{w}(t) \Rightarrow \underline{w}(k|k+N-1) = [\hat{w}(kT_s) \ \hat{w}((k+1)T_s) \ \dots \ \hat{w}((k+N-1)T_s)].$$

Добиться этого можно путем использования экстраполяции функции  $\hat{w}(t)$ , построенной на основе интерполяционных полиномов.

4. И последняя идея заключается в том, чтобы решать непосредственно Задачу 3. Это повлечет за собой постановку более сложной эквивалентной задачи оптимизации (или даже ряда задач). Однако в таком случае, решение будет наилучшим с точки зрения преследователя в противостоянии между преследователем и целью в силу дискретной системы (3.6).

В результате, сформулируем алгоритм решения Задачи 1:

- 1) получить текущее состояние модели (3.3):  $x(t)$ ;
- 2) определить этап сближения, т.е. задать:  $T_s, N, \alpha_0, \alpha_1, \alpha_2$ ;
- 3) присвоить:  $x(k) := x(t)$ ;
- 4) решить задачу 3, т.е. найти:  $\underline{u}^*(k|k+N-1)$ ;
- 5) применить управление  $u^*(k)$  к модели (3.3) на полуинтервале  $t \in (kT_s, (k+1)T_s]$ ;

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		118

6) присвоить:  $k := k + 1$ ;

7) вернуться к пункту 1).

При этом начальными данными условиями являются величины:  $x(0) = x_0, k = 0, \bar{u}, \bar{w}, \varepsilon$ . . Условием решения задачи является первое выполнение условия (3.5).

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						119
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В первой части работы были выполнены следующие основные задачи: рассмотрены системы самонаведения летательных аппаратов атмосферного типа, получена математическая модель объекта управления и выполнено имитационное моделирование классических методов самонаведения (метод прямого наведения, метод погони, метод пропорционального наведения).

По проделанной работе можно сделать вывод, что каждый метод имеет свои сложности реализации.

Пропорциональный метод наведения на данный момент является стандартным и наиболее эффективным и используемым методом наведения самонаводящихся ракет для наведения как на не маневрирующие цели, так и на маневрирующие.

Было проведено исследование всех трех методов. Было выяснено, что все три метода поражают цель, но метод пропорционального наведения [4] имеет наиболее близкие к нулю значения промаха, метод прямого наведения [19] имеет наибольшее значение промаха (таблица 6).

Таблица 6 – Величина промаха при моделировании для различных методов наведения

Метод	Промех, $h$
Прямого наведения	0,96
Погони	0,55
Пропорционального наведения	0,01

Также было выяснено, что метод пропорционального наведения имеет наиболее близкое к нулю значение перегрузки, чем метод прямого наведения и метод погони (таблица 7).

Таблица 7 – Значение перегрузки при моделировании для различных методов наведения

Метод	Перегрузка ракеты, $n_p$
Прямого наведения	21,7
Погони	4,1
Пропорционального наведения	0,58

В связи с необходимостью разработок современного космического оружия, обусловленного активной милитаризацией космического пространства во второй части работы были рассмотрены вопросы самонаведения космических летательных аппаратов.

Была исследована модель нелинейного многомерного объекта управления, а также выполнено улучшение характеристик объекта согласно принципам

подчиненного регулирования.

Важной частью работы является моделирование контура самонаведения в программном пакете Matlab/Simulink. В качестве компоновки ДУ было выбрана схема с полярным управлением. Предприняты попытки управления с помощью метода прямого наведения, как наиболее простого. Возможность применения метода прямого наведения для летательного аппарата с полярной схемой управления была опровергнута. Данное утверждение подтверждается результатами имитационного моделирования.

Возможными причинами неправильной работы контура наведения может быть наличие двух нелинейных многомерных звеньев в контуре наведения, либо трудности связаны с применением полярной схемы управления. В связи с этим рекомендуется продолжить исследование данной проблемы по следующим направлениям:

1. Для линеаризованного контура наведения, полученного в п.2.4 выполнить синтез блока формирования команд, для обеспечения сходимости алгоритма прямого наведения;
2. Для декартовой схемы управления двигательной установкой получить алгоритм самонаведения с применением метода прогнозирующих моделей (наиболее перспективный).

В главе 3 обоснован выбор комбинированной схемы управления двигательной установкой, представлены общие сведения о методе прогнозирующих моделей для задачи ССН, сформулирована постановка задачи для дальнейшего исследования.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		121

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Афанасьев, В.А. Синтез управления полетом в атмосфере возвращаемого космического аппарата / В.А. Афанасьев, Г.Л. Дегтярев, А.С. Мещанов, Т.К. Сиразетлинов // XII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ. – 2014. – С. 3362–3370.

2. Быков, А.В. Исследование зависимости угла поворота пеленгатора системы самонаведения от навигационной константы / А.В. Быков // Двойные технологии. – 2014. – №1 (66). – С. 25–29.

3. Быков, А.В. Методическое пособие по выполнению лабораторных работ по курсу моделирование и эффективность радиосистем управления. – Ахтубинск: Изд-во МАИ, 2009. – 21 с.

4. Вейцель, В.А. Радиосистемы управления: учеб. для вузов / В.А. Вейцель, А.С. Волковский, С.А. Волковский и др.; под ред. В.А. Вейцеля. – М.: Дрофа, 2005. – 416 с.

5. Воробьев, К.А. Моделирование траектории движения маневрирующей цели в среде MATLAB/ К.А. Воробьев, Я.Ю. Сенчурин // Математическая морфология. Электронный математический и медико-биологический журнал. – 2013. – Том 12. Вып. 1. – С. 1–10.

6. Деруссо, П. Пространство состояний в теории управления / П. Деруссо, Р. Рой, Ч. Клауз. – М.: Наука, 1970. – 620 с.

7. Джеванширов, П.Ф. Повышение точности наведения зенитных управляемых ракет на участке самонаведения / П.Ф. Джеванширов, К.В. Молоканов // Вестник Концерна ПВО «Алмаз – Антей». – 2015. – №1. – С. 55– 58.

8. Казаков, И.Е. Системы управления и динамика наведения ракет / И.Е. Казаков, Д.И. Гладков, Л.З. Криксунов и др.; Под ред. И.Е. Казакова. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1973. – 498 с.

9. Лебедев, А.А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учебное пособие для вузов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – Изд. 2-е, переработанное и дополненное. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.

10. Локк А.С. Управление снарядами / А.С. Локк. – М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1958. – 776 с.

11. Максимов, М.В. Радиоэлектронные системы самонаведения / М.В. Максимов, Г.И. Горгонов. – М.: Радио и связь, 1982. – 304 с.

12. Меркулов, В.И. Исследование алгоритма самонаведения летательных аппаратов на гиперзвуковые объекты / В.И. Меркулов, Д.А. Миляков // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2004. – Выпуск №45. – С. 1–16.

13. Мизрохи, В.Я. Проектирование зенитных управляемых ракет /

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		122



В.Я. Мизрохи. – М.: ООО «Экслибрис – Пресс», 2010. – 252 с.

14. Неупокоев, Ф.К. Стрельба зенитными ракетами / Ф.К. Неупокоев. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Воениздат, 1991. – 343 с.

15. Осипов, К.Н. К вопросу имитационного моделирования управляемого движения беспилотных летательных аппаратов / К.Н. Осипов // Научно-практический электронный журнал Аллея Науки. – 2017. – №16. – С. 1–7.

16. Пупков, К.А. Высокоточные системы самонаведения: расчет и проектирование. Вычислительный эксперимент / К.А. Пупков, Н.Д. Егупов, Л.В. Колесников, Д.В. Мельников, А.И. Трофимов; Под ред. К.А. Пупкова, Н.Д. Егупова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 512 с.

17. Скорик, А.Б. Системы управления современными зенитными ракетами. Математическое моделирование контура наведения / А.Б. Скорик // Modern Information Technologies in the Sphere of Security and Defense. – 2013. – №1 (16). – С. 51–55.

18. Толпегин, О.А. Математические модели систем наведения летательных аппаратов: Учебное пособие / О.А. Толпегин. – СПб.: Балтийский государственный технический университет, 1998. – 157 с.

19. Федосов, Е.А. Динамическое проектирование систем управления автоматических маневренных летательных аппаратов: Учеб. Пособие для студентов вузов / Е.А. Федосов, В.Т. Бобронников, М.Н. Красильщиков, В.И. Кухтенко и др.; Под ред. Е.А. Федосова. – М.: Машиностроение, 1997. – 336 с.

20. Черных, И.В. Моделирование электротехнических устройств в MATLAB, SimPowerSystem и Simulink. 1-е изд. / И.В. Черных. – М.: ДМК Пресс, 2007. – 288 с.

21. Разыграев, А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб. пособие для вузов / А.П. Разыграев. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1990. – 480 с.

22. Беляев, А.В. Пять доступных лекций по наведению ракет / А.В. Беляев. – 2-е изд., испр. и доп. – М.: Изд-во Ленанд, 2018. – 83 с.

23. Аранович, Г.П. Управление и наведение самолётов и ракет / Г.П. Аранович, Д.А. Михайлин. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – 27 с.

24. Кочетков, В.Т. Теория систем телеуправления и самонаведения ракет / В.Т. Кочетков, А.М. Половко, В.М. Пономарев и др. – М.: Наука, 1964. – 536 с.

25. Литвин-Седой М.З. Введение в механику управляемого полета / М.З. Литвин-Седой. – М.: Изд-во Высшая школа, 1962. – 211 с.

26. Кисилева, М.Ю. Управление с прогнозирующей моделью с учетом запаздывания по управлению / М.Ю. Кисилева, В.И. Смагин // Вестник ТГУ. Серия «Управление, вычислительная техника и информатика». – 2010. - №2 (11). – С. 5 – 12.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		123

27. Ермошкин, Ю.М. Проведение ориентации и коррекции орбиты геостационарного КА: схема с установкой двигателей коррекции на приводах / Ю.М. Ермошкин, В.А. Раевский, В.М. Урусов // Вестник СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнева. – 2010. – Вып. 4 (30). – С. 102 – 105.

28. Ермошкин, Ю.М. Проведение ориентации и коррекции орбиты геостационарного КА: схема с неподвижным закреплением двигателей коррекции / Ю.М. Ермошкин, В.А. Раевский, В.М. Урусов // Вестник СибГАУ им. акад. М.Ф. Решетнева. – 2009. – Вып. 4 (25). – С. 99 – 105.

29. Вермишев, Ю.Х. Основы управления ракетами / Ю.Х. Вермишев. – М.: Воениздат, 1968. – 320 с.

30. Ермилов, Ю.А. Управление сближением космических аппаратов / Ю.А. Ермилов, Е.Е. Иванова, С.В. Пантюшин; под ред. Е.П. Попова. – М.: Наука, 1977. – 448 с.

31. Пугачев, В.С. Системы управления и динамика полёта ракет / В.С. Пугачев, И.Е. Казаков, Д.И. Гладков, и др.; под ред. В.С. Пугачева. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1965. – 615 с.

32. Беляев, Н.М. Реактивные системы управления космических аппаратов / Н.М. Беляев, Н.П. Велик, Е.И. Уваров. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.

33. Балахонцев, В.Г. Сближение в космосе / В.Г. Балахонцев, В.А. Иванов, В.И. Шабанов. – М.: Воениздат, 1973. – 240 с.

34. Зеленцов, В.В. Исполнительные органы систем управления движением космических летательных аппаратов и ракет: учебное пособие / В.В. Зеленцов, В.И. Никитенко; под ред. Б.Б. Петрикевича. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014 – 27 с.

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
						124
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## ПРИЛОЖЕНИЯ

### ПРИЛОЖЕНИЕ А. ЛИСТИНГ КОДА ПРОГРАММЫ ДЛЯ РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТОВ ПЕРЕДАТОЧНОЙ ФУНКЦИИ ЛА

d=0.23; %диаметр (м)  
l=3,9; %длина (м)  
m=250; %масса (кг)  
tdv=15500; %тяга двигателя (кг)  
sr=0.05; %площадь рулей (м<sup>2</sup>)  
cy=4.8; %коэф. Аэродин. Силы  
cx=0.42; %коэф. Лоб. Сопр.  
La=0.8; %плечо аэродин. (м)  
lr=2.95; %плечо руля (м)  
h=4000; %высота полета (м)  
g=9.81; %ускор. Своб. Падения

Kiz=10; %стат. Коэф. Передачи измерительного звена  
Kzv=1; %коэф. Передачи звена выработки команд  
Koc=0.12; %коэф ОС  
Km=0; %метод моделир. 1-погони, 0-прямое навед.

%расчет плотности воздуха по стандарту СА-81  
ro0=1.225; %плотность воздуха на уровне моря  
t0=288.15; %температура на уровне моря  
t=t0-0.0065\*h; %температура  
ro=ro0\*(t/t0)^4.26; %плотность воздуха

%расчет коэффициентов линеаризованной модели ЛА  
s=pi\*d^2/4; %площадь миделя  
v=sqrt(2\*tdv/cx/ro/s); %скорость ЛА  
sn=ro\*v^2/2; %динамическое давление  
k1=s\*cy\*sn; %коэф. Пропорц. Аэродин. Силы  
k2=sr\*sn\*lr; %коэф. Пропорц. Актив. Вр. Мом.  
k3=0.01\*k2; %коэф. Пропорц. Демпфир. Мом.  
k4=k1\*la; %коэф. пропорц. стабилиз. мом.  
Iy=m\*l^2/12; %мом. инерции  
tv=m\*v/(k1+tdv); %пост. вр. ЛА  
ad=k2/Iy; %коэф. числителя  
w2=(k3+k4\*tv)/Iy/tv; %кв. собств. част. колебаний ЛА  
d=(Iy+k3\*tv)/(2\*sqrt(Iy\*tv\*(k3+k4\*tv))); %коэф. демпфир.  
dlt=2\*d\*w2^0.5; %коэф. при первой производной

					24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		125

ПРИЛОЖЕНИЕ Б. СХЕМА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ МЕТОДА ПРОПОРЦИОНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ В ПРОГРАММНОМ ПАКЕТЕ MATLAB SIMULINK

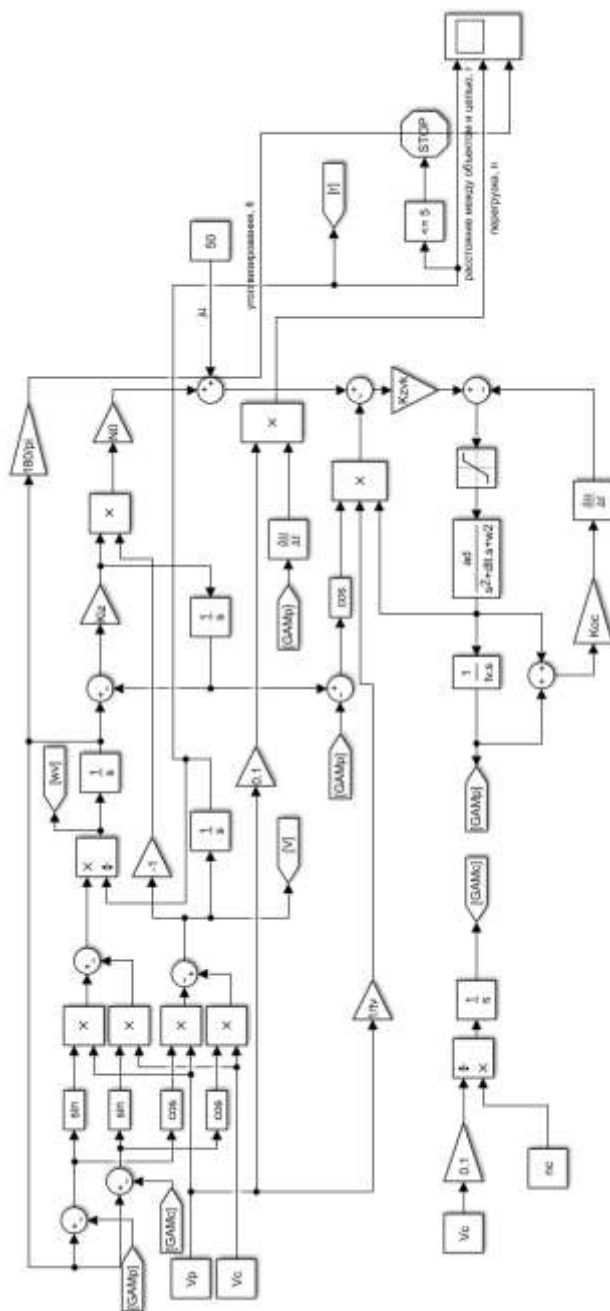


Рисунок П.1 – Схема для моделирования метода пропорционального наведения в MATLAB Simulink

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2019.356.00 ПЗ ВКР