

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ 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

\_\_\_\_\_/Воронин С.Г.

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

\_\_\_\_\_/В.И. Ширяев

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

Исследование алгоритмов управления космическим аппаратом на участке  
сближения с астероидом

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА  
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ  
ЮУрГУ – 24.05.06.2018.382.00 ПЗ ВКР

Руководитель работы

Доцент, к.т.н.

\_\_\_\_\_/В.Н. Кожеуров

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

Автор работы

студент группы КЭ-534

\_\_\_\_\_/С.А. Булаев

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

Нормоконтролер

Доцент, к.т.н.

\_\_\_\_\_/В.Н. Кожеуров

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

## АННОТАЦИЯ

Булаев С.А. Исследование алгоритмов управления КА на участке сближения с астероидом : ЮУрГУ (НИУ), ВШЭКН; 2018, 41 с. 21 ил., библиогр. список – 11 наим., 13 листов слайдов презентации ф. А4.

В первой части работы представлены общие сведения о бортовых комплексах управления летательными аппаратами. Рассмотрены различные виды систем, входящих в БКСУ и используемых для решения различных задач. Также в работе был предложен один из способов сближения КА с астероидом, описаны системы и подсистемы, входящие в БКУ и необходимы для решения данной задачи.

Во второй части было решено несколько задач, связанных с полетами на астероид. В ходе работы рассматривался только участок ближнего наведения.

					<i>24.05.06.2018.382.00 ПЗ</i>			
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>				
<i>Разраб.</i>		<i>Булаев С.А</i>			<i>Исследование алгоритмов управления КА на участке сближения с астероидом</i>	<i>Лит.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листов</i>
<i>Провер.</i>		<i>Кожеуров В.Н.</i>				<i>Д</i>	<i>4</i>	<i>41</i>
<i>Реценз.</i>		<i>Воронин С.Г.</i>				<i>ЮУрГУ Кафедра САУ</i>		
<i>Н. Контр.</i>		<i>Кожеуров В.Н.</i>						
<i>Утверд.</i>		<i>Ширяев В.И.</i>						

## Оглавление

ВВЕДЕНИЕ.....	6
1 ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ О СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДАХ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ .....	7
1.1 Космическая навигация.....	7
1.2 Разновидности КА .....	8
1.3 Бортовой комплекс управления КА .....	8
1.4 Функции и состав БКУ .....	11
1.5 Сближение космического аппарата с астероидом.....	19
1.6 Сближение космического аппарата с астероидом.....	20
1.6.1 Постановка задачи сближения.....	21
1.6.2 Решение задачи сближения.....	21
1.6.3 Сближение за назначенное время .....	25
1.6.4 Постановка задачи сближения за назначенное время.....	25
1.6.5 Решение задачи сближения за назначенное время.....	25
2 АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ АЛГОРИТМОВ И ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ПРИ ПОЛЕТЕ НА АСТЕРОИД.....	29
2.1 Метод параллельного сближения.....	32
3 МОДЕЛИРОВАНИЕ.....	35
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	40
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК .....	41

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		5

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность работы.** На сегодняшний день, когда многие страны принимают участие в гонке вооружений и стремятся к военному и техническому превосходству, задача сближения с космическими телами является одной из самых актуальных в мире. Причины такого интереса к астероидам множество, начиная от научного интереса (добыча полезных ископаемых, исследование космических тел), заканчивая возможностью использовать космические тела для военного превосходства. Также не на последнем месте стоит задача обороны Земли от возможных столкновений с другими космическими телами (кометы, астероиды). Земля движется в огромном космическом пространстве, полном астероидов, комет и другого «космического мусора», дрейфующего рядом с её орбитой. Столкновение с этими объектами может привести к гибели человечества. Судя по частоте столкновений с внеземными телами в прошлом, существует небольшая вероятность, что в ближайшие несколько десятков лет столкновение с астероидом станет причиной гибели большей части человечества, либо его полного вымирания. Так как столкновения Земли с другими космическими телами уже происходили в прошлом, то вероятность столкновения в ближайшие миллионы лет возрастает почти до 100%.

Основной целью полетов к астероидам является добыча полезных ископаемых из них, а также изменение траектории, либо уничтожение космические тела в том случае, если траектория полета астероида будет каким-либо образом угрожать обитателям Земли. Посадка на астероид — задача достаточно сложная с точки зрения управления. Связано это с тем, что астероид движется в космическом пространстве с достаточно большой скоростью и при этом вращается относительно своего центра масс. Из-за этого возникают трудности с выбором места посадки. К тому же, астероиды, как правило, имеют не геометрическую форму, а отличаются неправильной формой. Связано это с тем, что сила тяжести на астероидах настолько слаба, что она не может сжать астероид в шар. При посадке космического аппарата это создает достаточно много проблем, если цель полета связана с приземлением на астероид. Американцы в своих исследованиях пришли к выводу, что проще не садиться на астероид, а, с помощью специальной амортизирующей системы, «ударяться» об него, собирая в момент «удара», например частицы грунта, и, после нескольких таких ударов, возвращать КА на Землю. На этапе причаливания, необходимо выбрать, где лучше состыковаться с астероидом, для выполнения тех или иных задач, и направить космический аппарат так, чтобы он с максимальной точностью и за максимально малое время достиг необходимого нам участка.

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		6

# 1 ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ О СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДАХ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

## 1.1 Космическая навигация

Космическая навигация — определение местоположения космических летательных аппаратов, либо определение некоторой точки на Земле с помощью искусственных спутников.

В первом случае навигационная задача заключается в определении местоположения летательного аппарата относительно других летательных аппаратов (пассивных или активных) или космических тел и в прогнозировании движения летательного аппарата как материальной точки. Система космической навигации включает в себя как бортовые, так и внешние измерительные приборы и вычислительные средства. При этом космическая навигация может осуществляться как с участием, так и без участия человека[].

В данной работе нас интересует именно определение местоположения космических аппаратов относительно друг друга, скоростей их движения и других параметров.

Обычно при сближении КА маневрирует только один из них. Объект, с которым происходит сближение, чаще всего, движется по неизменной траектории. Один из возможных вариантов сближения в таком случае – сближение по эллипсу Хомана (рис 1.1).

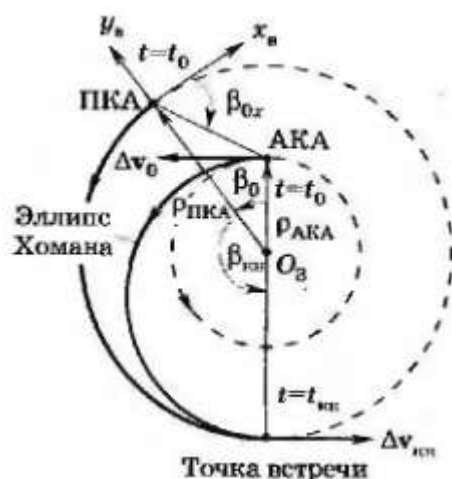


Рисунок 1.1 – Хомановское сближение

Но Хомановское сближение в работе мы рассматривать не будем, т.к. оно накладывает жесткие ограничения на начальные условия маневра сближения. Оно также является очень длительным, а нашей основной целью работы является минимизация времени сближения. Для этого есть более удобный метод – сближение по линии визирования [10]. О нем и пойдет речь.

## 1.2 Разновидности КА

По своему функциональному назначению космические аппараты (КА) могут быть разделены на следующие группы:

- КА связи;
- КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ);
- Научно-исследовательские КА.

Космическая техника непрерывно развивается, становятся более глобальными программы исследований, и, как следствие этого, усложняются системы управления космическими аппаратами и, соответственно их БКУ [1].

Управление космическим аппаратом представляет собой комплекс взаимосвязанных действий, проводимых для достижение целей полета с максимальной полнотой, безопасностью и надежностью. Управление КА осуществляется автоматически через бортовой комплекс управления, его экипажем, а также специальными наземными техническими средствами и персоналом, обслуживающим полет.



Рисунок 1.2 – Структура комплекса ЛА

Цели полета к астероидам могут быть разными, начиная от исследовательских, заканчивая военными. Мы будем рассматривать космический аппарат научного назначения, предназначенный для изучения физических свойств исследуемого космического тела.

## 1.3 Бортовой комплекс управления КА

Уже первые полеты автоматических, а затем и пилотируемых аппаратов потребовали использования целого комплекса наземных и бортовых средств управления. Этот комплекс был создан в виде сети наземных и корабельных станций

слежения, Центра управления космическими полетами (ЦУП), а также специальных систем космического корабля, обеспечивающих его автоматическое и ручное управление. На рисунках 1.3 – 1.4 приведены структурные схемы системы радиоуправления и полного комплекса радиоуправления [3].



Рисунок 1.3 – Структурная схема системы радиоуправления

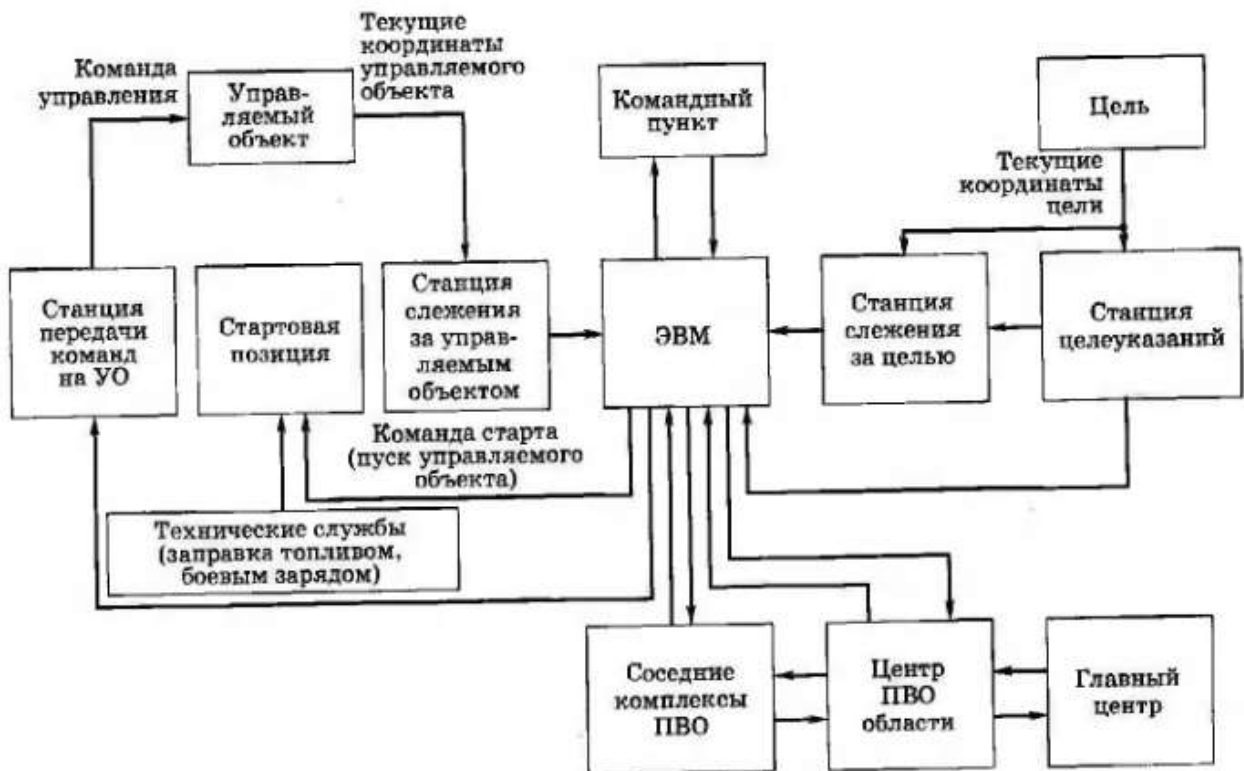


Рисунок 1.4 – Комплекс радиоуправления

Бортовой комплекс управления — комплекс систем, расположенных на борту космического летательного аппарата и позволяющих осуществлять управление этим аппаратом. В состав бортового комплекса управления может входить более 50 различных систем, отвечающих за функционирование космического аппарата. Перечислим основные системы комплекса, которые входят в его состав независимо от назначения КА. Первой является бортовая вычислительная система. Она управляет бортовыми системами и координирует их совместную работу. Может

решать задачи автономного управления, планирования, обеспечивать связь с системой управления бортовой аппаратуры. Второй системой, составляющей бортовой комплекс управления, является система управления бортовой аппаратурой, в функциональные обязанности которой входит решение задач по управлению, контролю и диагностике состояния бортовых систем.

Функционирование системы обеспечивается на основе использования данных, полученных с датчиков, функциональных выходов командной радиолинии, релейных выходов бортовой вычислительной системы, пультов управления и различных бортовых систем. Очень важной составляющей бортового комплекса управления является система управления движением и навигацией, которая совместно с комплексом управления, датчиками и исполнительными органами составляет единый комплекс по управлению движением космического летательного аппарата [8].

Эта система предназначена для решения важного списка задач, таких как стабилизация летательного аппарата после отделения ракеты-носителя, ориентация в расчетных режимах, выполнение программных разворотов в любом режиме ориентации, проведение коррекции орбиты с помощью особых маневренных двигателей, управление панелями солнечных батарей, проведение операций сближения и стыковки, расстыковки и по необходимости многие другие. Помимо перечисленных систем, в состав бортового комплекса управления входят:

- система бортовых измерений, предназначенная для получения и передачи на Землю информации о состоянии и работе систем научного оборудования и состояния здоровья членов экипажа;
- бортовой радиокomплекс, обеспечивающий двустороннюю голосовую связь, обмен командно-программной информацией, телеметрической, телевизионной информацией.

Обеспечение связи происходит через наземные комплексы или через спутник-ретранслятор, находящийся на геостационарной орбите.

Наряду с функциональным назначением КА важным для разработчика бортовых систем управления (БСУ) являются следующие позиции:

- срок активного существования (необходимый ресурс аппаратуры БСУ);
- требования по точности ориентации;
- степень автономности от наземного комплекса управления (НКУ);
- необходимость специальной ориентации КА на Землю для обеспечения устойчивой радиосвязи с наземным комплексом управления на начальном участке полета;
- исполнительные органы систем стабилизации и ориентации;



- инерционно-массовые характеристики КА;
- условия эксплуатации КА: внешние возмущающие факторы, наличие угловых маневров при целевом применении, допустимость угловых маневров при проведении технологических операций (калибровка командных приборов и целевой аппаратуры), высота орбиты и др.

#### 1.4 Функции и состав БКУ

БКУ КА в процессе космических миссий решает огромное количество задач, связанных с навигацией, ориентацией, движением и др. важными процессами, происходящими с космическим аппаратом во время его участия в космических миссиях.

Как уже говорилось ранее, космические аппараты бывают совершенно разного назначения. Соответственно для различных видов КА нужно подбирать определенные алгоритмы управления.

Но как ни странно, большинство требований к БСУ не зависит от назначения КА. Есть определенная специфика, в частности для КА ДЗЗ, как правило, требуется высокая точность стабилизации ( $10^{-4}$ - $10^{-5}$  град/сек), а также высокая точность определения ориентации (порядка 1 угл.мин). В одних случаях съемки местности проводятся сеансно, в том числе с переориентациями КА, допускаются угловые маневры на нерабочей части витка для проведения операций калибровки информационных датчиков (командных приборов). В других случаях требуется постоянная ориентация в орбитальной системе координат (ОСК), угловые маневры для калибровки не допускаются. Также могут выдвигаться специальные требования по обеспечению солнечной ориентации в интересах тепловых режимов целевой аппаратуры. Для некоторых космических аппаратов (МКС) солнце является основным источником энергии [4].

Если рассматривать типовые требования, то БСУ выполняет следующие основные функции:

- управление движением КА вокруг центра масс с использованием входящего в его состав комплекса электромеханических исполнительных органов;
- использованием командной информации от бортового комплекса верхнего уровня;
- определение параметров движения КА вокруг центра масс в базовой системе координат и осуществление стабилизации КА в заданной ориентации с требуемой точностью;
- определение текущих параметров траекторного движения КА с использованием информации, поступающей от аппаратуры спутниковой навигации - АСН (низкие орбиты) или бортового баллистического прогноза с периодической кор-

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		11

рекция из НКУ (высокие орбиты);

- демпфирование остаточной угловой скорости КА после отделения от разгонного блока (РБ) с использованием комплекса управляющих двигателей-маховиков (КУДМ) или газовых двигателей;
- автономное (без участия НКУ) обеспечение приведения КА в заданную ориентацию после завершения демпфирования;
- выполнение «разгрузки» КУДМ (уменьшение накопленного кинетического момента) с использованием магнитных исполнительных органов (низкие орбиты) или двигательной установки;
- включение и выключение двигателей на интервалах коррекции орбиты КА при заданной ориентации вектора тяги - по команднопрограммной информации из НКУ;
- управление работой двигателей;
- управление ориентацией солнечных батарей с использованием аппаратуры из состава системы энергоснабжения;
- управление работой пиросредств КА и электрочек;
- формирование команд управления целевой аппаратурой, системой электро-снабжения (СЭС);
- управление режимами работы системы телеметрических измерений (СТИ) на основании управляющей информации, поступающей из НКУ;
- управление работой средств обеспечения теплового режима;
- контроль правильности работы приборов БСУ и процессов управления движением вокруг центра масс КА;
- автоматическое парирование последствий отказов или отклонений в управлении при функционировании БСУ, выявленных в результате контроля;
- формирование телеметрической информации о состоянии аппаратуры БСУ, процессах управления и характеристиках движения КА вокруг центра масс и траекторного движения для передачи ее в СТИ;
- формирование текущей информации о параметрах движения КА, параметрах состояния БСУ для передачи в целевую аппаратуру и последующей трансляции в НКУ;
- ведение бортовой шкалы времени с заданной точностью относительно шкалы системы единого времени (СЕВ), в том числе с выдачей потребителю секундной метки.

Необходимыми составными частями БСУ (рис. 1.5) являются:

- бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС), решающая основные задачи системы управления и обеспечивающая информационное взаимодействие

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		12

с другими подсистемами;

- блоки силовой автоматики (БСА), обеспечивающие коммутацию электропитания и электрическое взаимодействие со смежными системами, имеющими аналоговый вход (выход);

- информационно-измерительная система (ИИС); ее состав и характеристики определяются условиями функционирования КА, решаемыми задачами и предъявляемыми точностными требованиями;

- исполнительные органы (ИО); их состав и характеристики определяются инерционно-массовыми характеристиками КА и заданными требованиями по динамике и точности стабилизации.

- связь БЦВС с перечисленными блоками и системами, а также с целевой аппаратурой (ЦА) и СТИ осуществляется в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 по мультиплексному каналу обмена (МКО-1);

- по второму, отдельному, каналу обмена (МКО-2) бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БАКИС), обеспечивающая прием данных от НКУ, связана с БЦВС и ЦА. БЦВС является контроллером шины (КШ) по отношению ко всем устройствам, кроме БАКИС, по отношению к которой БЦВС является оконечным устройством (ОУ);

Рассмотрим примеры БКУ некоторых космических аппаратов. На рисунках 1.5 – 1.10 представлены возможные варианты БКУ для различных КА [2]:

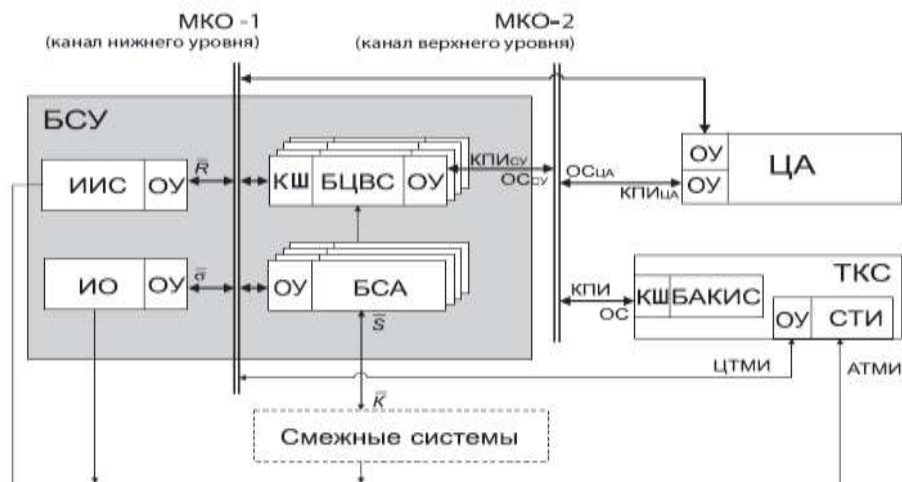


Рисунок 1.5 – Структурная схема бортовой системы управления

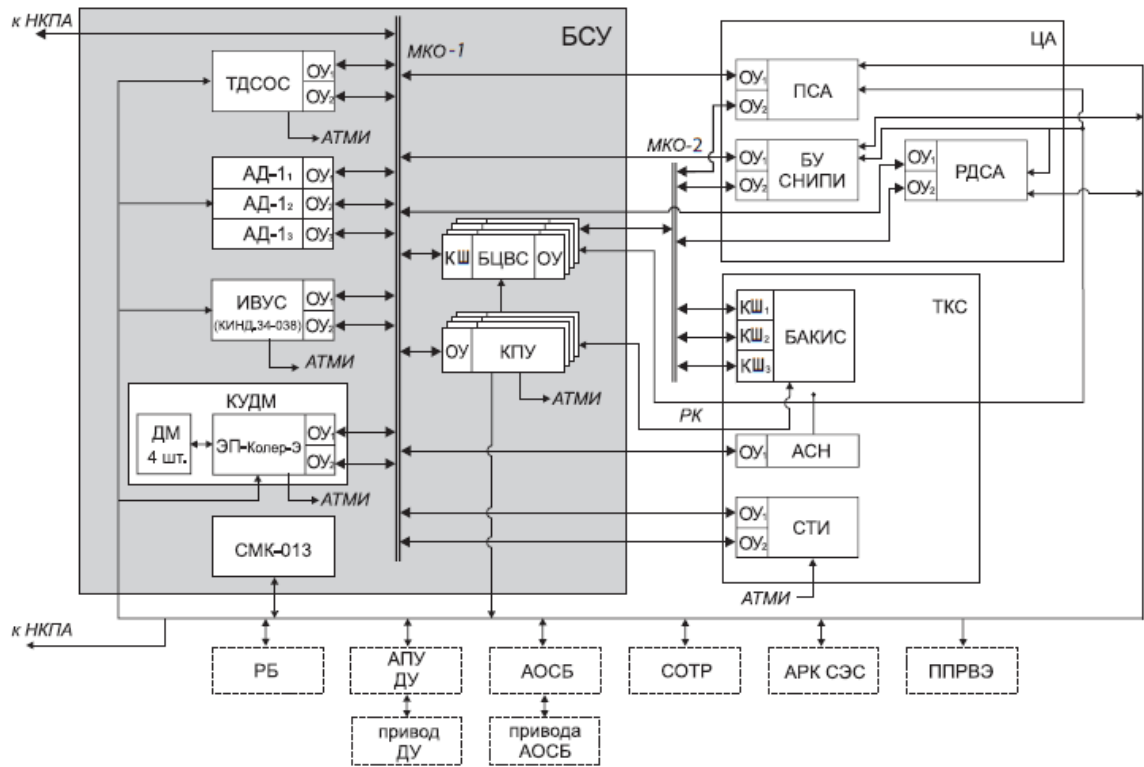


Рисунок 1.6 – Структурная схема БСУ «Монитор-Э»

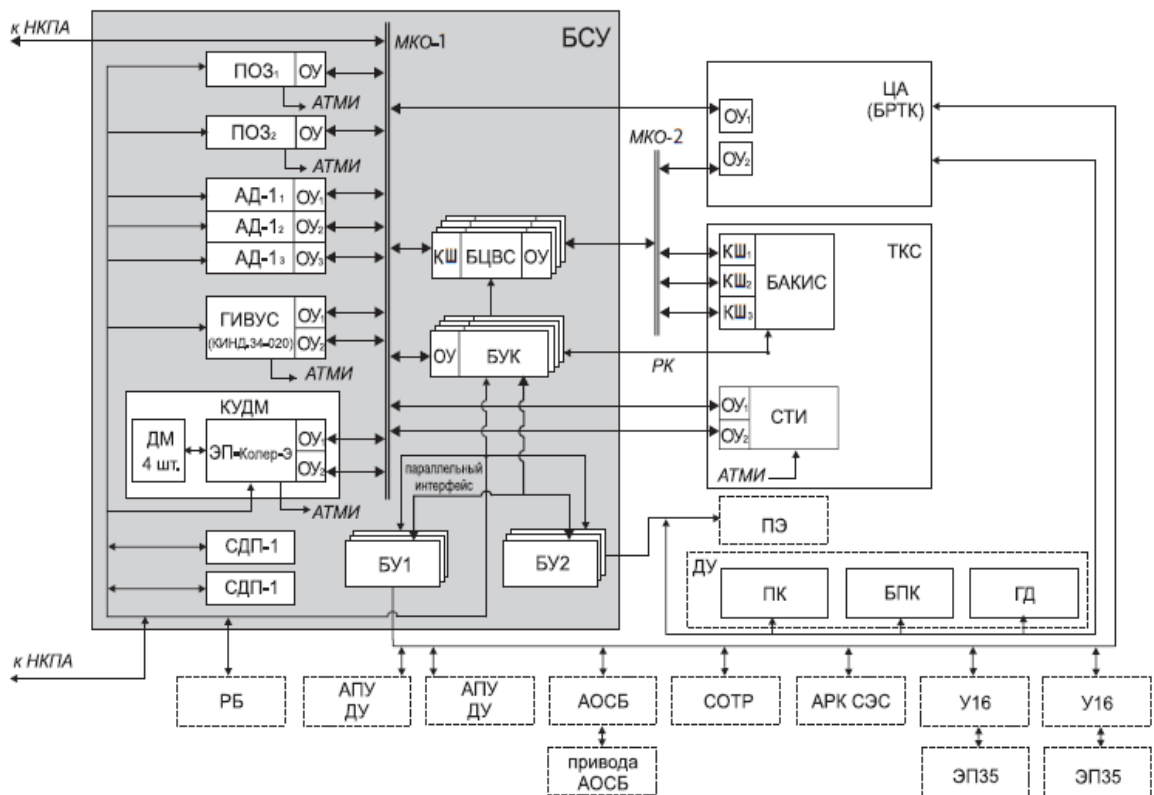


Рисунок 1.7 – Структурная схема БСУ «КазСат»

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2018.382.00 ПЗ

Лист

14

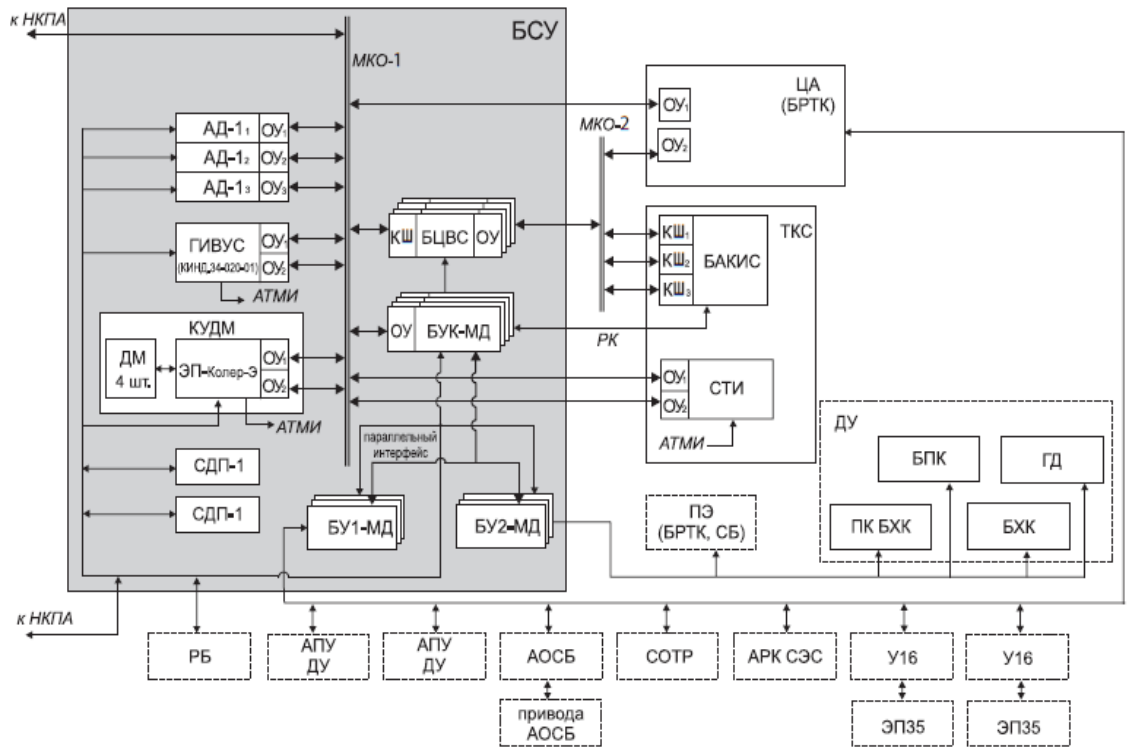


Рисунок 1.8 – Структурная схема БСУ «Экспресс-МД1»

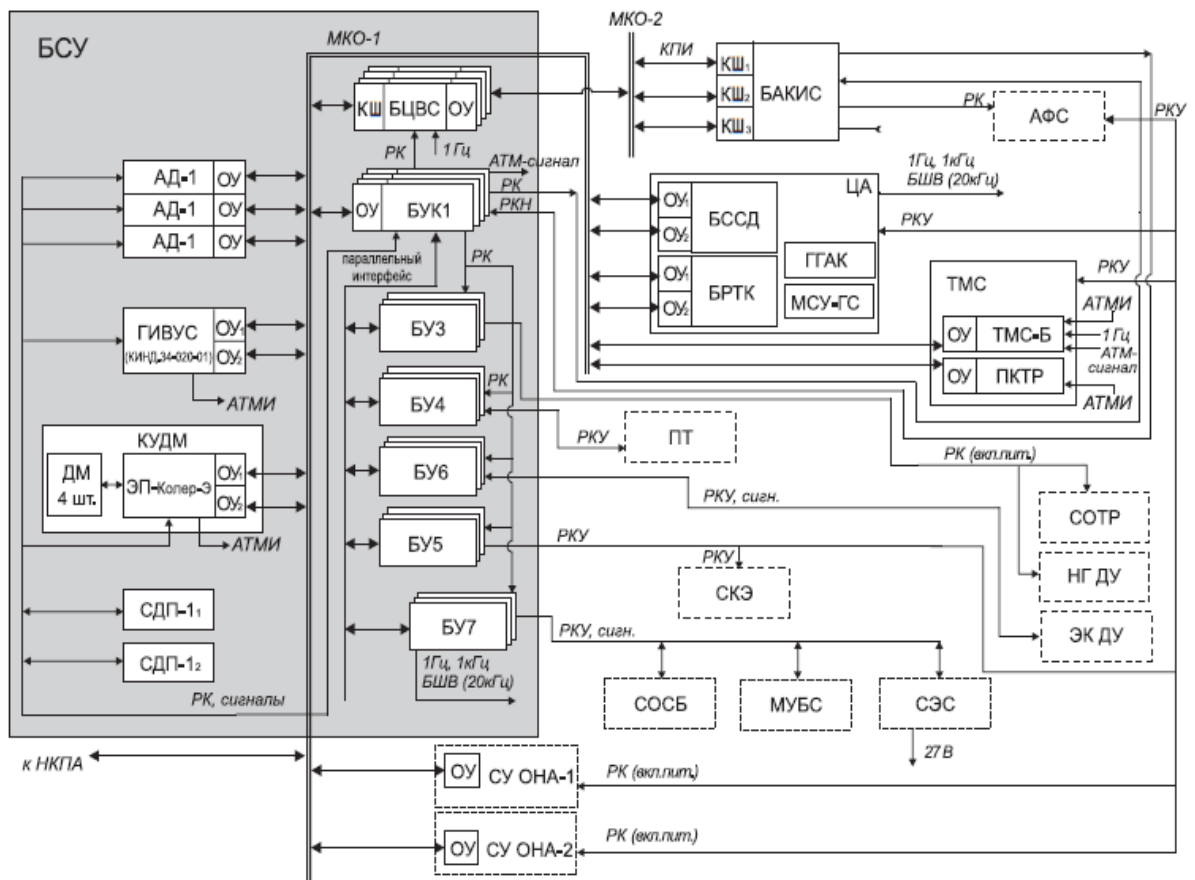


Рисунок 1.9 – Структурная схема БСУ «Электро-Л»

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2018.382.00 ПЗ

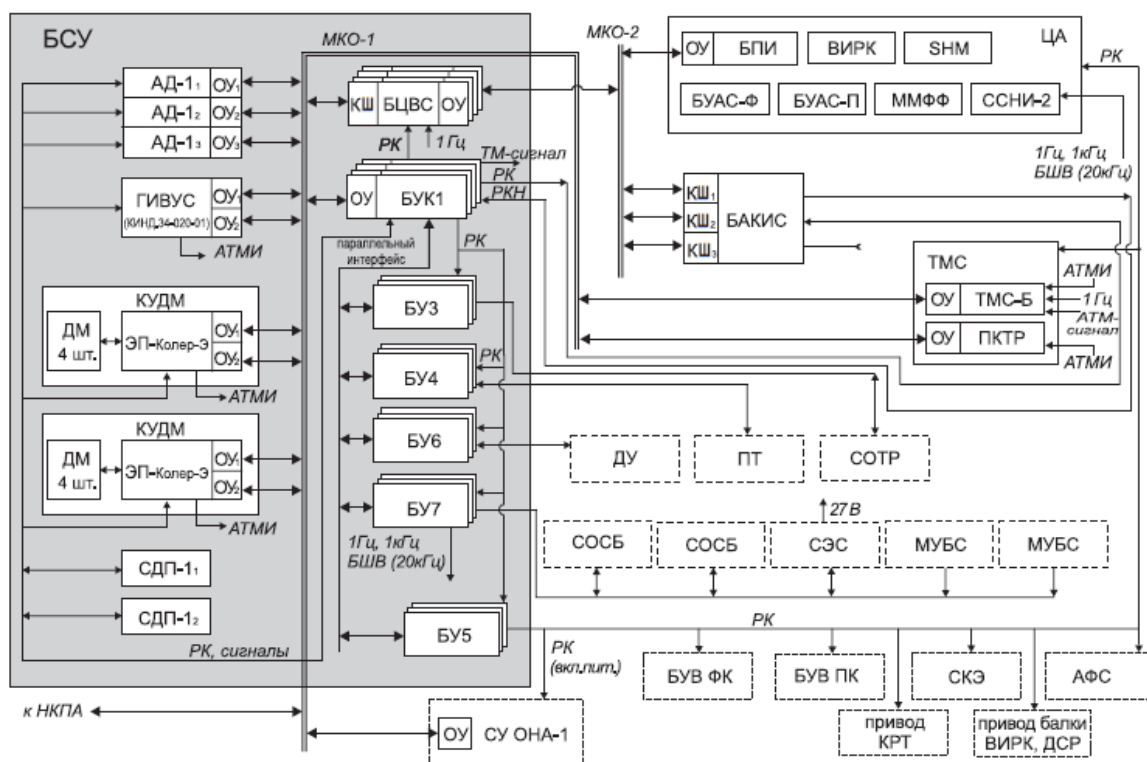


Рисунок 1.10 – Структурная схема БСУ «Спектр-Р»

На рис. 1.6 - 1.10 и в тексте работы приняты следующие обозначения:

- АД - астродатчик;
- АОСБ - аппаратура ориентации солнечных батарей;
- АПУ ДУ - аппаратура преобразования и управления двигательной установкой;
- АРК СЭС - аппаратура регулирования и контроля системы электроснабжения;
  - АСН - аппаратура спутниковой навигации;
  - АТМИ - аналоговая телеметрическая информация;
  - АФС - антенно-фидерная система;
  - БАКИС - бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
  - БПК - блок подачи ксенона;
  - БРТК - бортовой радиотрансляционный комплекс;
  - БССД - бортовая система сбора данных;
  - БСУ - бортовая система управления;
  - БУ - блок управления;
  - БУ СНИПИ - блок управления системы накопления и преобразования информации;
  - БУВ ПК - блок управления вентиляторами приборного контейнера космического радиотелескопа;

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

24.05.06.2018.382.00 ПЗ

Лист

16

- БУВ ФК - блок управления вентиляторами фокального контейнера космического радиотелескопа;
- БУК - блок управления и контроля;
- БХК - блок хранения ксенона;
- БЦВС - бортовая цифровая вычислительная система;
- БШВ - бортовая шкала времени;
- ВИРК - высокоинформативный радиокomплекс;
- ГГАК - гелиогеофизический аппаратурный комплекс;
- ГД - газовые двигатели;
- ГИВУС - гироскопический измеритель вектора угловой скорости; ДМ - двигатель-маховик;
- ДСР - датчик стопорного режима;
- ДУ - двигательная установка;
- КПИ - командно-программная информация;
- КПУ - коммутационно-преобразующее устройство;
- КРТ - космический радиотелескоп;
- КУДМ - комплекс управляющих двигателей-маховиков;
- КШ - контроллер шины;
- МД - маршевый двигатель;
- МКО - мультиплексный канал обмена;
- МСУ-ГС - многоспектральное сканирующее устройство гидрометеорологического обеспечения;
- МУБС - механическое устройство солнечной батареи;
- НГ ДУ - нагреватели двигательной установки;
- НКПА - наземная контрольно-проверочная аппаратура;
- ОУ - оконечное устройство;
- ПК - пироклапан;
- ПКТР - подсистема контроля температурного режима;
- ПОЗ - прибор ориентации на Землю;
- ППРВЭ - пиропатроны раскрытия внешних элементов;
- ПСА - панхроматическая съемочная аппаратура;
- ПТ - пиротехника;
- ПЭ - пироэлементы;
- РБ - разгонный блок;
- РДСА - распределенного доступа съемочная аппаратура;
- РК - разовая команда;

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		17

- РКН - разовая команда непосредственного исполнения;
- РКУ - релейная команда управления;
- СБ - солнечная батарея;
- СДП - солнечный датчик положения;
- СКЭ - система контроля электризации;
- СМК - силовой магнитный комплекс;
- СНИПИ - система накопления и преобразования информации; СОСБ - система ориентации солнечных батарей;
- СОТР - система обеспечения теплового режима;
- ССНИ - система сбора измерений;
- СУ ОНА - система управления остронаправленной антенны; СЭС - система электроснабжения;
- ТД СОС - термодинамическая система ориентации спутника; ТКС - телекомандная система;
- ТМС-Б - блок телеметрической системы;
- У16 - устройство-привод АОСБ;
- ЦА - целевая аппаратура;
- ЭК ДУ - электроклапаны двигательной установки;
- ЭП - электронный прибор.

ИИС формирует вектор параметров состояния  $R$  космического аппарата, который поступает в БЦВС, где используется в вычислительных алгоритмах. В результате формируется вектор управления  $a$ , который передается на исполнительные органы. БСА получают от смежных систем вектор сигналов  $S$  и передают на смежные системы вектор команд  $K$ . Командно-программная информация поступает из НКУ через телекомандную систему в БСУ, а аналоговая и цифровая телеметрическая информация - в обратном порядке. ЦА также обменивается с БСУ командно-программной информацией [5].

Выводы:

Бортовой комплекс систем управления имеет довольно сложную структуру и может содержать множество различных систем и подсистем, отвечающих за функционирование летательного аппарата. Количество и разновидность этих систем напрямую зависит от назначения и области функционирования самого ЛА. Основными из всех (применяются независимо от назначения ЛА) являются бортовая вычислительная система и система управления бортовой аппаратурой. Каждая из них встречается на любом виде летательного аппарата, независимо от того, какие функции он должен выполнять.

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		18



## 1.5 Сближение космического аппарата с астероидом

К основным техническим решениям, обеспечивающим требуемые характеристики и качество функционирования систем управления (СУ) следует отнести:

- применение высоконадежных интерфейсов, основанных на трех базовых принципах: последовательной передаче данных (минимизация массово-габаритных характеристик); биполярного и/или фазоманипулированного кодирования; асинхронного обмена с использованием информационной обратной связи. Примером такого интерфейса является магистральный последовательный интерфейс по ГОСТ Р 52070-2003. Он предполагает широкие возможности по реконфигурации программно-аппаратных средств СУ, надежен по характеристикам количества сбоев в процессе эксплуатации вследствие применения биполярного кодирования;

- применение отработанной и прошедшей летные испытания высоконадежной электронной компонентной базы, которая по вычислительным ресурсам (быстродействие, объем запоминающего устройства) реализует требования по решению функциональных задач, определяемых в техническом задании (ТЗ) на систему управления КА;

- цифровой обмен по МКО по ГОСТ Р 52070-2003;

- цифровой обмен по параллельному интерфейсу между блоками силовой автоматики;

- обмен аналоговыми командами/сигналами между исполнительными платами (ИП) БСА и подсистемами БСУ и КА в соответствии с Протоколами обмена.

- применение гибкой системы резервирования: датчики первичной информации дублированы или имеют внутреннее резервирование, блоки электроники КУДМ дублированы, если сопрягаемая с ними аппаратура по входу/выходу дублирована, или троированы по схеме «канал в канал» с мажоритированием на входе приемника команд/сигналов в случае, если сопрягаемая аппаратура троирована по входу/выходу [1].

В состав ИСУ входят три взаимозаменяемых АД. Аппаратные средства БЦВС и БСА имеют четырехкратное резервирование с одной гранью в холодном резерве для обеспечения живучести КА в условиях радиационного воздействия;

Применяются различные двигатели-маховики в составе КУДМ, устанавливаемые на КА по схеме «пирамида» (для тяжелых КА их количество может быть удвоенно). Применяется пакетная конструкция БЦВС и БСА с использованием пружинных контактов, что позволяет при характеристиках быстродействия и объема ЗУ, близких к зарубежным аналогам, получить также малые габариты и массу.

С целью повышения надежности применяется технология отработки и сдачи

									Лист
									19
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2018.382.00 ПЗ				

системы управления. Эта технология предполагает значительный объем работ в процессе математического, полунатурного моделирования, электрических проверок на различных рабочих местах и стендах, чем обеспечивается высокая степень отработки аппаратуры и программного обеспечения БСУ во взаимодействии.

Программное обеспечение (ПО) БСУ помимо реализации автоматического парирования отказных ситуаций предполагает широкий спектр возможностей реконфигурации аппаратных и программных средств с использованием командно-программной информации (КПИ) из НКУ, чем достигается рациональное распределение функций между бортовыми и наземными средствами.

Программное обеспечение БСУ имеет иерархическую модульную структуру, разрабатывается на языке высокого уровня «С». Процесс создания ПО предполагает многоуровневую процедуру разработки, написания и отладки с использованием эмуляторов аппаратных средств БЦВС и БСА, что позволяет в значительной мере сократить сроки от отладки и отработки ПО во взаимодействии с реальной аппаратурой [5].

Для решения задачи сближения в состав СУ должны входить специализированные комплексы и подсистемы:

- СУ полетом КА в космосе при маневрировании;
- навигационные средства, обеспечивающие определение вектора состояния КА с использованием глобальной спутниковой навигационной системы, а также датчиков и средств проведения автономных навигационных измерений;
- набор специализированных средств, обеспечивающих взаимодействие и управление исполнительными органами;
- один двигатель орбитального маневрирования и значительное число двигателей обеспечивающих разворота КА;
- системы обеспечения взаимодействия с бортовым радиотехническим комплексом для организации радиосвязи с НКУ.

Далее перейдем непосредственно к движению космического аппарата в космическом пространстве.

#### 1.6 Сближение космического аппарата с астероидом

Предполагается, что космический аппарат выводится на околоземную орбиту ракетой-носителем, после чего он с помощью своего маршевого ракетного двигателя выходит на орбиту астероида, сравнивая свою скорость со скоростью астероида. Для сближения, ракета должна произвести разгон, получив некоторое ускорение за счёт срабатывания маршевого двигателя, а затем торможение, в результате которого, ракета вплотную сблизится с астероидом, имея нулевую относительную скорость, и закрепится на нём [7, 9]. Будем рассматривать космический

										Лист
										20
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата						

24.05.06.2018.382.00 ПЗ

аппарат с одним маршевым двигателем, т.к. это позволит снизить массу КА и уменьшить стоимость конструкции. Однако, с точки зрения управления, реализация такого КА сложнее, т.к. при сближении появится проблема с торможением. Для торможения космический аппарат совершает угловой разворот на  $180^\circ$  вокруг одной из поперечных осей связанной системы координат с началом в центре масс, с помощью отклоняемого сопла маршевого двигателя, если это предусмотрено конструкцией, или специальных маневренных двигателей, которые используются для управления угловым движением космического аппарата [9].

Поступательное движение ракеты в условиях отсутствия аэродинамического сопротивления и гравитационного притяжения малого астероида описывается следующими дифференциальными уравнениями:

$$m\dot{V} = \pm P, \dot{h} = -V \quad (1)$$

где  $V$  – относительная поступательная скорость ракеты,  $h$  – расстояние между ракетой и астероидом,  $m$  – масса ракеты (корпус, двигатель, топливо, аппаратура),  $P$  – сила тяги маршевого двигателя:

$$P = -\dot{m}P_y g \quad (2)$$

где  $\dot{m} = dm/dt = \text{const} < 0$  – массовый секундный расход топлива,  $P_y$  – удельная тяга,  $g = \text{const} = 9,81 \text{ м/с}^2$ .

Знак плюс в уравнении (1) принимается при разгоне, знак минус при торможении. Предполагается, что расход топлива двигателем осуществляется по равномерному закону [1]:

$$m(t) = m_0 - |\dot{m}|(t - t_0) \quad (3)$$

Для уравнений (1), (2) заданы начальные условия:

$$t = t_0 = 0, V(t_0) = V_0 = 0, h(t_0) = h_0, m(t_0) = m_0 \quad (4)$$

#### 1.6.1 Постановка задачи сближения

Требуется установить закон управления работой двигателя, структура которого выражается в моменте переключения  $t_1$  поступательного ускорения с разгона на торможение и моменте выключения двигателя  $t_2$ , когда космический аппарат, имея начальное состояние (4), переходит в заданное конечное состояние:

$$t = t_2, V(t_2) = V_2 = 0, h(t_2) = h_2 \quad (5)$$

где  $t_2$  – неизвестное конечное время.

#### 1.6.2 Решение задачи сближения

Решение задачи сближения, или установление закона управления проведём методом аналитического конструирования составной траектории поступательного движения ракеты из двух отрезков: разгона и торможения, разделённых моментом переключения.

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		21

Первый отрезок,  $t \in [t_0, t_1]$ . Разгон при поступательном движении описывается уравнением:

$$m\dot{V} = -\dot{m}P_{sp}g \quad (6)$$

с начальными условиями (4). После разделения переменных приходим к уравнению:

которое после вычисления интегралов даёт следующую зависимость текущей скорости от времени:

$$\int_{V_0}^V dV = P_{sp}g \int_{m_0}^m \frac{dm}{m} \quad (7)$$

В конце первого отрезка получаем выражение для скорости:

$$V_1 = V_0 - P_{sp}g \ln[1 - \beta(t_1 - t_0)] \quad (8)$$

где  $\beta = |\dot{m}|/m_0$  – удельный массовый секундный расход топлива в двигателе. Решение второго уравнения системы (1) с учётом зависимости (7) приводит к уравнению:

$$h = h_0 - \int_{t_0}^t [V_0 - P_{sp}g \ln \frac{m_0 - |\dot{m}|(t_1 - t_0)}{m_0}] dt$$

С учётом введённого обозначения  $\beta$  предыдущее уравнение принимает вид:

$$h = h_0 - V_0(t_1 - t_0) + P_{sp}g \int_{t_0}^t \ln[1 - \beta(t_1 - t_0)] dt$$

Для его решения введём новую переменную:

$$\ln[1 - \beta(t_1 - t_0)] = z, t = t_0, z_0 = 0,$$

для которой справедливы соотношения:

$$e^z = 1 - \beta(t - t_0), \quad e^z dz = -\beta dt, \quad dt = -\frac{1}{\beta} e^z dz.$$

С новой переменной последнее уравнение принимает вид:

$$h = h_0 - V_0(t - t_0) - \frac{P_{sp}g}{\beta} \int_{z_0}^z z e^z dz.$$

Вычисляя интеграл по частям, получаем зависимость текущего расстояния между РЗ и астероидом от времени при разгоне:

$$h = h_0 - V_0(t_1 - t_0) - \frac{P_{sp}g}{\beta} * \{ [1 - \beta(t - t_0)] * \ln[1 - \beta(t - t_0)] + \beta(t - t_0) \} \quad (9)$$

В конце первого отрезка составной траектории поступательного движения расстояние вычисляется по формуле (с нулевыми начальными условиями):

$$h_1 = h_0 - \frac{P_{sp}g}{\beta} \{ [1 - \beta t_1] \ln[1 - \beta t_1] + \beta t_1 \} \quad (10)$$

Получили систему из двух уравнений с тремя неизвестными  $t_1, V_1, h_1$ .

Второй отрезок составной траектории сближения,  $t \in [t_1, t_2]$ . Здесь уже будет происходить торможение, которое описывается уравнением:

$$m\dot{V} = \dot{m}P_y g. \quad (11)$$

Получим зависимость для текущей скорости сближения от массы:

$$V = V_1 + P_{sp} g \ln \frac{m_1 - |\dot{m}|(t - t_1)}{m_1}.$$

С учётом соотношения ранее представленных уравнений приходим к выражению:

$$V = V_1 + P_{sp} g \ln \frac{1 - \beta t}{1 - \beta t_1} \quad (12)$$

Подстановка выражения для скорости (8) даёт зависимость скорости поступательного торможения от времени:

$$V = P_{sp} g \left[ -\ln(1 - \beta t_1) + \ln \frac{1 - \beta t}{1 - \beta t_1} \right],$$

или

$$V = P_{sp} g [-2 \ln(1 - \beta t_1) + \ln(1 - \beta t)] \quad (13)$$

В конце второго отрезка получаем уравнение:

$$V = P_{sp} g [-2 \ln(1 - \beta t_1) + \ln(1 - \beta t_2)] \quad (14)$$

с неизвестными  $t_1$  и  $t_2$ .

Из уравнения (14) выразим момент сближения  $t_2$  через момент переключения  $t_1$ :

$$t_2 = 2t_1 - \beta t_1^2 = (2 - \beta t_1)t_1 \quad (15)$$

Второе уравнение системы (1) с учётом зависимости (13) принимает вид:

$$\frac{dh}{dt} = P_{sp} g [2 \ln(1 - \beta t_1) - \ln(1 - \beta t)].$$

Интегрирование последнего уравнения даёт выражение для текущего расстояния между ракетой и астероидом:

$$h = h_1 + P_{sp} g \{ 2 \ln(1 - \beta t_1)(t - t_1) + \frac{1}{\beta} [\ln(1 - \beta t)(1 - \beta t) - \ln(1 - \beta t_1)(1 - \beta t_1) + \beta(t - t_1)] \}$$

Подстановка выражения для расстояния переключения (10) даёт:

$$h = h_0 - \frac{P_{sp} g}{\beta} \{ [1 - \beta t_1] \ln[1 - \beta t_1] + \beta t_1 \} + P_{sp} g \times \{ 2 \ln(1 - \beta t_1)(t - t_1) + \frac{1}{\beta} [\ln(1 - \beta t)(1 - \beta t) - \ln(1 - \beta t_1)(1 - \beta t_1) + \beta(t - t_1)] \}$$

При контакте с астероидом получаем уравнение:

$$h_2 = h_0 - \frac{P_{sp}g}{\beta} \{ [1 - \beta t_1] \ln[1 - \beta t_1] + \beta t_1 \} + \\ + P_{sp}g \{ 2 \ln(1 - \beta t_1)(t_2 - t_1) + \frac{1}{\beta} [ \ln(1 - \beta t_2)(1 - \beta t_2) - \\ - \ln(1 - \beta t_1)(1 - \beta t_1) + \beta(t_2 - t_1) ] \} = 0$$

Будем предполагать, что сближение ракеты с астероидом осуществляется с помощью двигателя, обеспечивающего ракете небольшую, например, единичную тяговооружённость, определяемую как отношение силы тяги двигателя к весу ракеты:

$$\frac{|P|}{m_0 g} = \frac{|\dot{m}| P_{sp} g}{m_0 g} = \beta P_{sp} = 1,$$

откуда следует:

$$\beta = 1/P_{sp}.$$

Кроме того, будем считать, что сближение с астероидом происходит достаточно быстро за время, не превышающее нескольких десятков секунд. Тогда с большой степенью точности логарифмические функции можно представить рядами Тейлора с одним членом разложения:

$$\ln(1 - \beta t) \approx -\beta t.$$

С логарифмическими функциями, представленными первыми членами разложения в ряд Тейлора, получаем уравнение:

$$h_0 - \frac{P_{sp}g}{\beta} \{ -\beta t_1 [1 - \beta t_1] + \beta t_1 \} + P_{sp}g \{ -2\beta t_1(t_2 - t_1) + \\ + \frac{1}{\beta} [ -\beta t_2(1 - \beta t_2) + \beta t_1(1 - \beta t_1) + \beta(t_2 - t_1) ] \} = 0,$$

которое после несложных преобразований принимает вид:

$$t_2^2 - 2t_1 t_2 + \frac{h_0}{P_{сп}g\beta} \quad (16)$$

Далее получаем уравнения четвёртой степени относительно искомой неизвестной  $t_1$ :

$$t_1^4 - \frac{2}{\beta} t_1^3 + \frac{h_0}{P_{сп}g\beta^3} \quad (17)$$

которое решается одним из приближённых численных методов.

После вычисления момента переключения время сближения вычисляется по формуле (15). Эти два момента полностью определяют закон управления разгоном – торможением ракеты при сближении с астероидом.

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист 24
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

### 1.6.3 Сближение за назначенное время

Как правило, астероиды в своём орбитальном поступательном движении совершают вращательное движение. В этом смысле становится не безразличной сторона астероида, с которой произойдёт сближение ракеты для установки зондирующей аппаратуры. Такая проблема приобретает постановку задачи управления сближением за назначенное время. Метод удобен тогда, когда мы обладаем информацией о том, в какой момент времени астероид будет повернут к нам нужной стороной.

### 1.6.4 Постановка задачи сближения за назначенное время

Требуется установить закон управления разгоном – торможением поступательного движения ракеты из начального состояния:

$$t = t_0, V(t_0) = V_0, h(t_0) = h_0 \quad (18)$$

в известное конечное состояние:

$$V(t_k) = V_k = 0, h(t_k) = h_k = 0 \quad (19)$$

за известное время.

### 1.6.5 Решение задачи сближения за назначенное время

При решении задачи сближения в разделе 1 закон управления определялся двумя моментами времени: моментом переключения и моментом сближения. Теперь при задании момента сближения необходимо иметь дополнительный управляющий параметр. Это достигается введением паузы в работе маршевого двигателя между разгоном и торможением, протяжённость которой определяется моментом окончания разгона и началом торможения. Таким образом, траектория сближения формируется из трёх отрезков: разгон, пауза и торможение.

Отрезок разгона.

Первый отрезок движения аналогичен отрезку движения из первой задачи, и для него получены выражение для скорости:

$$V_1 = -P_{sp} g \ln \frac{m_1}{m_0} = -P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1) \quad (20)$$

и выражение для расстояния

$$h_1 = h_0 - \frac{P_{sp} g}{\beta} \{ [1 - \beta t_1] \ln[1 - \beta t_1] + \beta t_1 \} \quad (21)$$

Отрезок паузы.

Поступательное движение на нём описывается уравнениями:

$$\dot{V} = 0, \dot{h} = -V, \quad (22)$$

с начальными условиями (21), (22). Из первого уравнения (23) получаем:

$$V = const = V_1 = -P_{sp} g \ln \frac{m_1}{m_0} = -P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1). \quad (23)$$

Интегрируем второе уравнение (23) с учётом (22):

$$h = h_1 + P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1)(t - t_1). \quad (24)$$

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		25

В конце второго отрезка имеем выражение для скорости и расстояния:

$$\begin{aligned} V_2 &= -P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1) \\ h_2 &= h_1 + P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1)(t_2 - t_1). \end{aligned} \quad (25)$$

В уравнение (27) подставим уравнение (22):

$$\begin{aligned} h_2 &= h_0 - \frac{P_{sp} g}{\beta} [(1 - \beta t_1) \ln(1 - \beta t_1) + \beta t_1] + \\ &+ P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1)(t_2 - t_1) \end{aligned}$$

С учётом представления логарифмических функций рядами с одним членом разложения получаем выражение для расстояния в конце второго отрезка трёхсоставной траектории:

$$h_2 = h_0 - P_{sp} g \beta t_1^2 - P_{sp} g \beta t_1^2 (t_2 - t_1). \quad (26)$$

Отрезок торможения.

Поступательное движение при торможении описывается уравнением:

$$m\dot{V} = \dot{m}P_{sp}g \quad (27)$$

с начальными условиями (26), (28). Интегрирование уравнения (29) с учётом начального условия (26) даёт выражение для текущей скорости сближения на заключительном отрезке траектории сближения:

$$V_2 = -P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1) + P_{sp} g \ln \frac{m}{m_2} \quad (28)$$

В конце третьего отрезка получаем выражение для скорости, уравнение:

$$V_3 = -P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1) + P_{sp} g \ln \frac{m_3}{m_2},$$

которое с учётом конечных условий (20) становится уравнением:

$$-P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1) + P_{sp} g \ln \frac{m_3}{m_2} \quad (29)$$

где оставшаяся масса ракеты определяется выражением:

$$m_3 = m(t_3) = m_2 - |\dot{m}|(t_3 - t_2).$$

Масса ракеты на втором отрезке не изменяется и на его конце равна массе ракеты в конце первого отрезка:

$$m_2 = m_1 = m_0 - |\dot{m}|t_1.$$

Подстановка последнего соотношения в предпоследнее даёт выражение:

$$m_3 = m_0 - |\dot{m}|(t_3 - t_2 - t_1) \quad (30)$$

Подставим предпоследнее выражение и последнее (32) в уравнение (31):

$$-P_{sp} g \ln(1 - \beta t_1) + P_{sp} g \ln \frac{m_0 - |\dot{m}|(t_3 - t_2 + t_1)}{m_0 - |\dot{m}|t_1} = 0.$$

После деления числителя и знаменателя логарифмической функции на массу 0 m получаем уравнение:



$$-\ln(1 - \beta t_1) + \ln \frac{1 - \beta(t_3 - t_2 + t_1)}{1 - \beta t_1} = 0,$$

которое после несложных преобразований приводит к зависимости между всеми тремя моментами времени, определяющими искомым закон управления:

$$-t_3 + t_2 = -t_1 + \beta t_1^2$$

Интегрируем уравнение с учётом скорости сближения (30):

$$dh = - \left( -P_{sp}g \ln(1 - \beta t_1) + P_{sp}g \ln \frac{m}{m_2} \right) dt.$$

Подстановка выражений для  $m$  и  $2m$  приводит к уравнению:

$$dh = P_{sp}g \ln(1 - \beta t_1) dt - P_{sp}g \ln \frac{1 - \beta t_2 - \beta(t - t_2)}{1 - \beta t_2} dt.$$

Это уравнение представим в виде:

$$dh = P_{sp}g \ln(1 - \beta t_1) dt - P_{sp}g \times \\ \times \{ \ln[1 - \beta t_2 - \beta(t - t_2)] - \ln(1 - \beta t_2) \} dt,$$

после чего решение уравнения сводится к вычислению интеграла:

$$h = h_2 + P_{sp}g \ln[(1 - \beta t_1)(1 - \beta t_2)](t - t_2) - \\ - P_{sp}g \int_{t_2}^t \ln[1 - \beta t] dt$$

Вычисление интеграла даёт:

$$\int_{t_2}^t \ln(1 - \beta t) dt = -\frac{1}{\beta} [\ln(1 - \beta t)(1 - \beta t) - \\ - \ln(1 - \beta t_2)(1 - \beta t_2) + \beta(t - t_2)]$$

Получим следующее соотношение:

$$h = h_2 + P_{sp}g \ln[(1 - \beta t_1)(1 - \beta t_2)](t - t_2) + P_{sp}g \frac{1}{\beta} \times \\ \times [\ln(1 - \beta t)(1 - \beta t) - \ln(1 - \beta t_2)(1 - \beta t_2) + \beta(t - t_2)]$$

В конце сближения получаем выражение:

$$h_3 = h_2 + P_{sp}g [\ln(1 - \beta t_1) + \ln(1 - \beta t_2)](t_3 - t_2) + \\ + P_{sp}g \frac{1}{\beta} [\ln(1 - \beta t_3)(1 - \beta t_3) - \\ - \ln(1 - \beta t_2)(1 - \beta t_2) + \beta(t_3 - t_2)]$$

Подстановка даёт:

$$h_3 = h_0 - P_{sp} g \beta t_1^2 - P_{sp} g \beta t_1 (t_2 - t_1) + \\ + P_{sp} g [\ln(1 - \beta t_1) + \ln(1 - \beta t_2)] (t_3 - t_2) + P_{sp} g \frac{1}{\beta} \times \\ \times [\ln(1 - \beta t_3)(1 - \beta t_3) - \ln(1 - \beta t_2)(1 - \beta t_2) + \beta(t_3 - t_2)]$$

После замены логарифмических функций рядами с одним членом разложения получаем уравнение:

$$h_3 = h_0 - P_{sp} g \beta t_1^2 - P_{sp} g \beta t_1 (t_2 - t_1) + P_{sp} g \times \\ \times [-\beta t_1 - \beta t_2] \times (t_3 - t_2) + P_{sp} g \frac{1}{\beta} \times \\ \times [-\beta t_3(1 - \beta t_3) + \beta t_2(1 - \beta t_2) + \beta(t_3 - t_2)]$$

которое после преобразований будет выглядеть так:

$$t_k - t_2 - t_1 + \frac{h_0}{P_{sp} g \beta t_k} = 0,$$

где  $t_k$  – заданное время сближения. Из соотношения выразим момент  $t_2$ :

$$t_2 = t_k - t_1 + \beta t_1^2, \\ t_k - t_k + t_1 - \beta t_1^2 - t_1 + \frac{h_0}{P_{sp} g \beta t_k} = 0.$$

После преобразований получаем формулу для вычисления момента отключения двигателя после разгона

$$t_1 = \frac{1}{\beta} \sqrt{\frac{h_0}{P_{sp} g t_k}}$$

Получим формулу формулу для вычисления момента включения двигателя после паузы:

$$t_2 = t_k - \frac{1}{\beta} \sqrt{\frac{h_0}{P_{sp} g t_k}} + \frac{1}{\beta} \frac{h_0}{P_{sp} g t_k},$$

которую запишем в виде:

$$t_2 = t_k - \frac{1}{\beta} \sqrt{\frac{h_0}{P_{sp} g t_k}} \left(1 - \sqrt{\frac{h_0}{P_{sp} g t_k}}\right) \quad (31)$$

Формула (31) определяет моменты времени  $t_2$ .

## 2 АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ АЛГОРИТМОВ И ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ПРИ ПОЛЕТЕ НА АСТЕРОИД

Общий участок сближения космического аппарата (КА) с пассивным космическим (в нашем случае, с астероидом) традиционно считается состоящим из нескольких участков, на которых используются различные методы управления. Мы будем рассматривать участок ближнего наведения. Его особенность заключается в том, что на нем, для формирования алгоритмов управления, не используются законы орбитального движения. Алгоритм управления определяется в предположении о том, что на космический аппарат и астероид действует одинаковое гравитационное ускорение. Такое предположение тем ближе к истине, чем меньше расстояние между рассматриваемыми объектами. С увеличением относительного расстояния разность гравитационных ускорений КА и А будет возрастать. На достаточно больших расстояниях разность существенно увеличивается, и мы уже не можем осуществлять сближение при сравнительно малом управляющем ускорении. В данной работе мы получим закон изменения относительной скорости КА при мягком сближении с А по линии визирования. Также будем корректировать коэффициент закона управления, что в теории приведет к ускорению сближения в случае управления космическим аппаратом с учетом динамики углового движения. Сперва необходимо вывести космический аппарат на линию визирования, а затем, уже в горизонтальной плоскости, будем выводить и исследовать сам закон управления движением по ней.

Постановка задачи. Движение центров масс КА и ОО в инерциальной системе координат OXYZ описывается векторными уравнениями

$$\begin{cases} \frac{dV_{ka}}{dt} = G_{ka} + W_{ду} \\ \frac{dR_{ka}}{dt} = V_{ka} \end{cases} \quad (32)$$

$$\begin{cases} \frac{dV_{oo}}{dt} = G_{oo} \\ \frac{dR_{oo}}{dt} = V_{oo} \end{cases} \quad (33)$$

где  $V_{ka}$  и  $V_{oo}$  — скорости КА и ОО;  $R_{ka}$  и  $R_{oo}$  — координаты КА и ОО;  $G_{ka}$  и  $G_{oo}$  — гравитационные ускорения КА и ОО;  $W_{ду}$  — ускорение КА, создаваемое двигательной установкой (ДУ), модуль которого ДУ  $\max |W_{ду}| = W_{max}$ ,  $t \in [0, t_k]$  — время.

Решение. Уравнения относительного движения для случая  $G_{ka} = G_{oo}$  формируются вычитанием системы уравнений (33) из системы (32). В проекциях на линию визирования они имеют вид:

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		29

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = W_{\text{ду}} \\ \frac{dR}{dt} = V \end{cases} \quad (34)$$

где  $V$  — скорость центра масс КА относительно ОО;  $W_{\text{ду}}$  — проекция вектора ускорения КА на линию визирования,  $W_{\text{ду}} = -W_{\text{max}} \cup 0 \cup W_{\text{max}}$ . Гамильтониан для этой системы и задачи оптимального быстрогодействия

$$\begin{aligned} H &= -1 + \lambda_1 W_{\text{ду}} + \lambda_2 V \\ H &= -1 + (At + B)W_{\text{ду}} - AV \end{aligned} \quad (35)$$

где  $\lambda_1$  и  $\lambda_2$  — сопряженные переменные, изменения которых описываются уравнениями

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_1 = -\frac{\partial H}{\partial V} = -\lambda_2 \\ \dot{\lambda}_2 = \frac{\partial H}{\partial R} = 0 \end{cases} \quad (36)$$

После интегрирования уравнений (5) гамильтониан (4) принимает вид

$$H = -1 + (At + B)W_{\text{ду}} - AV \quad (37)$$

где  $A$  и  $B$  — произвольные постоянные. Для линейной системы (3) необходимым и достаточным условием оптимальности является выбор такого значения  $W_{\text{ду}}$ , которое в каждый момент времени максимизирует гамильтониан (6). Достижение максимума зависит от знака функции  $At + B$ . Если  $At + B > 0$ , то  $W_{\text{ду}} = W_{\text{max}}$ , а если  $At + B < 0$ , то  $W_{\text{ду}} = -W_{\text{max}}$ . Знак линейной функции  $At + B$  на интервале  $[0, t_k]$  может измениться не больше одного раза. Поэтому оптимальное управление либо постоянно, либо один раз меняет свой знак. Поскольку  $R > 0$  и при мягком сближении на последнем участке ближнего наведения  $V < 0$ , то в этом случае для снижения отрицательной скорости сближения  $W_{\text{ду}} = W_{\text{max}}$ . При этом скорость сближения линейно изменяется от текущего значения до нуля по закону

$$V_{\text{опт}} = W_{\text{max}}(t - t_k), \quad (38)$$

а расстояние

$$R = 0.5W_{\text{max}}(t - t_k)^2. \quad (39)$$

Отсюда получим искомый в задаче 1 закон движения по линии визирования:

$$\begin{aligned} t - t_k &= \frac{V_{\text{опт}}}{W_{\text{max}}} \\ R &= 0.5W_{\text{max}} \frac{V_{\text{опт}}^2}{W_{\text{max}}^2} \\ R &= 0.5 \frac{V_{\text{опт}}^2}{W_{\text{max}}} \\ RW_{\text{max}} &= 0.5V_{\text{опт}}^2 \end{aligned}$$

$$V_{\text{опт}}^2 = \frac{RW_{\text{max}}}{0.5}$$

$$V_{\text{опт}} = \sqrt{\frac{RW_{\text{max}}}{0.5}}$$

$$V_{\text{опт}} = \sqrt{2RW_{\text{max}}} \quad (40)$$

В трехмерном пространстве вектор оптимальной скорости опт  $V$  определяется с учетом его модуля (9) и направления линии визирования:

$$V_{\text{опт}} = V_{\text{опт}} \frac{R_{\text{oo}} - R_{\text{ka}}}{|R_{\text{oo}} - R_{\text{ka}}|} \quad (41)$$

На рис. 2.1 для различных положений центра масс КА векторы  $V_{\text{опт}}$  показаны пунктирными стрелками.

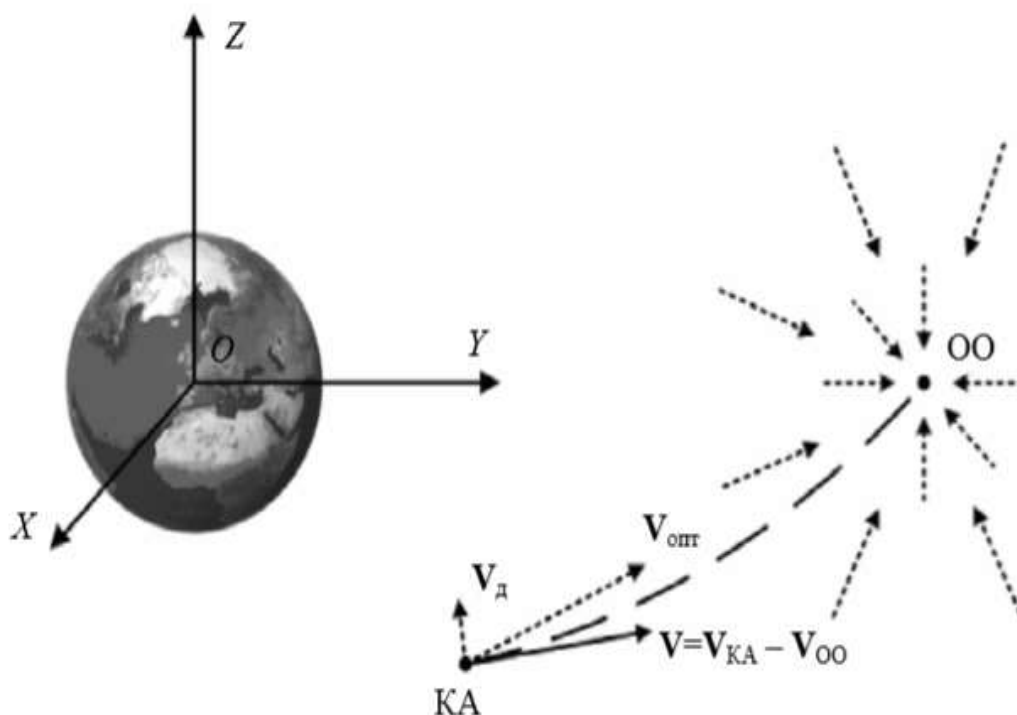


Рисунок 2.1 – Направление линии визирования

Поскольку сближение оптимизируется по быстродействию, то необходимо текущую скорость  $V_{\text{ка}}$  приблизить к оптимальной  $V_{\text{опт}}$  за минимальное время. Для этого в направлении вектора добавочной скорости КА

$$V_{\text{д}} = V_{\text{опт}} - V \quad (42)$$

требуется придать КА максимально возможное управляющее ускорение

$$W_{\text{ду}} = W_{\text{max}} \frac{V_{\text{д}}}{|V_{\text{д}}|}, \quad (43)$$

которое должно сообщаться КА до тех пор, пока космический аппарат не наберет необходимую скорость  $V_{\text{опт}}$ . В результате объект управления, движущийся в трехмерном пространстве, выйдет на траекторию движения по линии визирования.

## 2.1 Метод параллельного сближения

Итак, мы оказались на линии визирования и сейчас нам необходимо подобрать оптимальный закон управления космическим аппаратом, который будет обеспечивать выполнение задачи сближения. В данном случае был выбран метод параллельного сближения как наиболее оптимальный и простой с точки зрения расчетов. Покажем движение КА и А в общем виде (рис. 2.2):



Рисунок 2.2 – Метод параллельного сближения

Суть метода заключается в следующем: рассмотрим метод пропорционального наведения, вытекающий из теории управления. Задача управления будет состоять в том, чтобы обеспечить движение ОУ с требуемым нормальным ускорением  $W_{ду}(t)$  от момента начала сближения до фактического сближения с целью. При этом необходимо обеспечить сближения на минимальное расстояние ОУ с движущейся целью (астероид). Система управления ОУ является безынерционной, движение цели и ОУ осуществляется в одной плоскости. При таких допущениях мы можем получить оптимальный алгоритм управления, обеспечивающий минимум промаха и энергетических затрат на управление:

$$W_{ду}(t) = N(|\dot{r}| \dot{\eta} + 1.5W_{ц}(t)) , \quad (44)$$

где  $\dot{r}$  и  $\dot{\eta}$  производные по времени расстояния и угла;  $N$  - навигационный коэффициент. Данное соотношения определяет пропорциональное наведение и для его реализации необходимо, с помощью радиосистемы, измерять  $|\dot{r}|$ ,  $\dot{\eta}$  и  $W_{ц}$ .

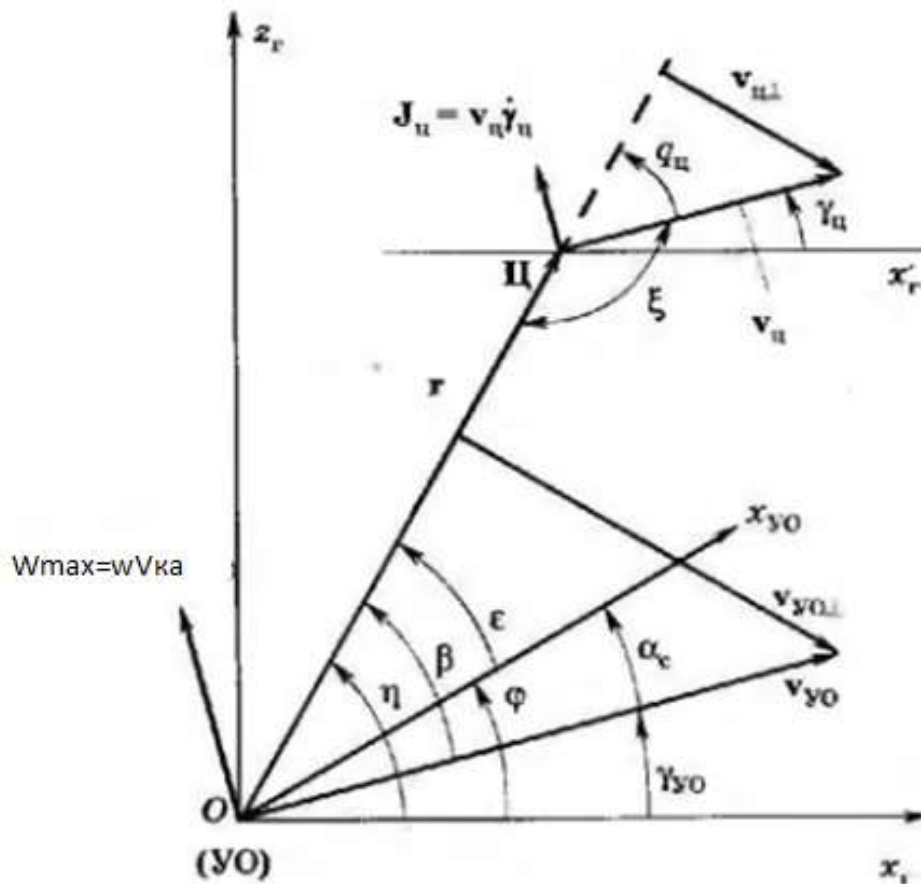


Рисунок 2.3 – Двухточечное наведение

Технически, можно упростить это правило и тогда оно примет вид:

$$W_{ду}(t) = N|\dot{r}|\dot{\eta}. \quad (45)$$

Таким образом, мы получили упрощенное правило пропорционального наведения. Навигационный коэффициент будем принимать равным  $N=1 \dots 5$ . Из вышеперечисленных формул мы можем получить уравнение упрощенного пропорционального наведения:

$$\dot{w} = A\dot{\eta}, \quad (46)$$

где  $\dot{w}$  – требуемая угловая скорость вращения вектора скорости КА, которую должна обеспечивать система управления. Предполагая, что  $A = \text{const}$ , мы получаем уравнение упрощенного пропорционального наведения, в котором  $A$  называют навигационной константой. Команда будет формироваться следующим образом:

$$u_k = k_{рк}(A\dot{\eta} - \dot{w}). \quad (47)$$

Проинтегрируем по времени при  $A = \text{const}$ :

$$w = A\eta + b, \quad (48)$$

где  $b$  – постоянная интегрирования.

Согласно данному закону, если мы будем постоянно увеличивать  $A$ , то условие может выполняться при  $\dot{\eta} \rightarrow 0$ . Это означает, что система управления должна так управлять движением КА, чтобы угловая скорость линии визирования стремилась к 0. Таким образом, мы пришли к методу параллельного сближения. Значение константы  $A$  в этом случае лежит в пределах от 1 до бесконечности. Команда управления в таком случае будет формироваться следующим образом:

$$u_k = k_{pk} \dot{\eta}. \quad (49)$$

Траектория при наведении данным методом может быть найдена графическим путем (рис.2.4). Графическое построение основывается на том, что вектор  $r$  в процессе наведения перемещается параллельно самому себе. На рисунке показаны последовательные положения цели и ОУ.



Рисунок 2.4 – Построение траектории ОУ

Разобьем траекторию цели на малые отрезки  $\Delta L_{ц}$ , чтобы каждый из них цель проходила за одинаковое время  $\Delta t$ . Предполагая, что скорость цели не меняется, получим:

$$\Delta L_{ц} = v_{ц} \Delta t. \quad (50)$$

Данный метод удобен тем, что траектории полета КА имеют маленькую кривизну. Наша цель (астероид) не маневрирует, следовательно КА будет двигаться по прямой линии.



### 3 МОДЕЛИРОВАНИЕ

Математическое моделирование сближения КА и ОО проведено с учетом управляющих моментов по осям  $ox$  и  $oz$  (движение рассматривается в горизонтальной плоскости) связанной с А системы координат:

$$M_x \in [-3.1; 3.1] \text{ Н} \cdot \text{м},$$

$$M_z \in [-3.1; 3.1] \text{ Н} \cdot \text{м}$$

и главных моментов инерции:

$$J_x = 123 \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

$$J_z = 241 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Моделирование проводилось при нескольких значениях численного коэффициента А. Чем больше значение коэффициента, тем меньше времени требуется на сближение космического аппарата и астероида. Но проблема в том, что при больших значениях А, система теряет устойчивость. Было выбрано оптимальное значение коэффициента А, обеспечивающее минимальное время сближения КА и А, при котором система оставалась устойчивой. В ходе подбора выяснилось, что оптимальным является значение  $A=3$ . Для нормального поля тяготения, заданного значения ускорения  $W_{max}$  и ряда возмущений были проведены расчеты времени сближения космического аппарата и астероида. Расчеты проводились для движения КА и ОО по близким к круговым орбитам высотой примерно 700 км. Результаты вычисления расстояния, на котором следует использовать данный метод управления сближением объектов (рис. 3.1):

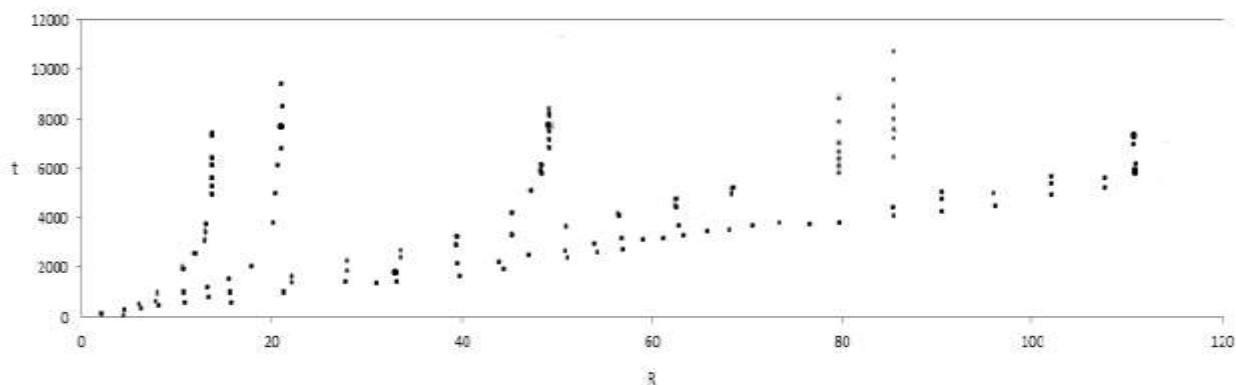


Рисунок 3.1 – Зависимость  $t_{сбл}$  от  $R_0$

На рисунке 3.1 видно, что минимальное время сближения достигается в том случае, если движение по линии визирования начнется со 116 км. При имеющихся начальных данных,  $t_{сбл}$  равно 7124 секунды. Такая продолжительность полета связана с тем, что управляющее ускорение мало. Можно придать КА большее управляющее ускорение и тогда, мы сможем приблизиться к астероиду за еще меньшее время. Но, с другой стороны, это приведет увеличению расхода топлива и, соответственно, к удорожанию. Далее построим кинематические траектории

движения космического корабля и астероида и убедимся в том, что сближение данным методом возможно, а наши предположения соответствуют полученным моделям движения. Представим функциональную схему метода параллельного сближения (рис 3.2) и схему для моделирования траекторий полета космического аппарата и астероида в Simulink (рис. 3.3):

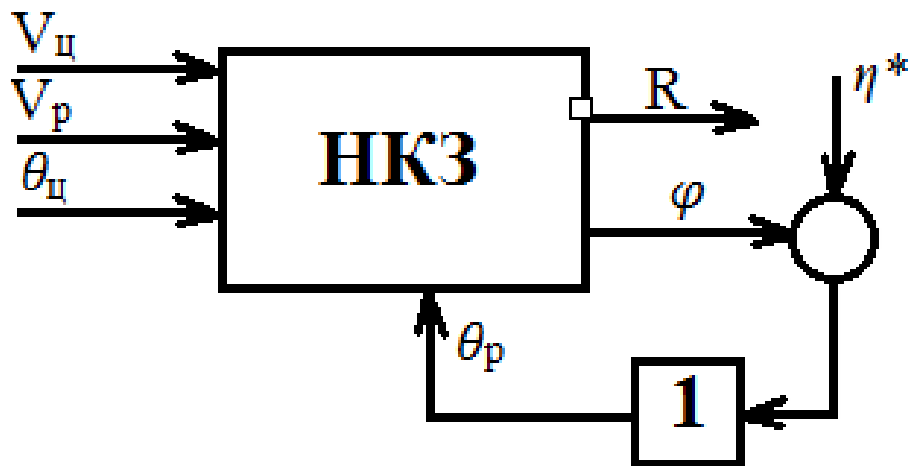


Рисунок 3.2 – Функциональная схема метода параллельного наведения  
Используя функциональную схему, представим алгоритм управления в системе Matlab:

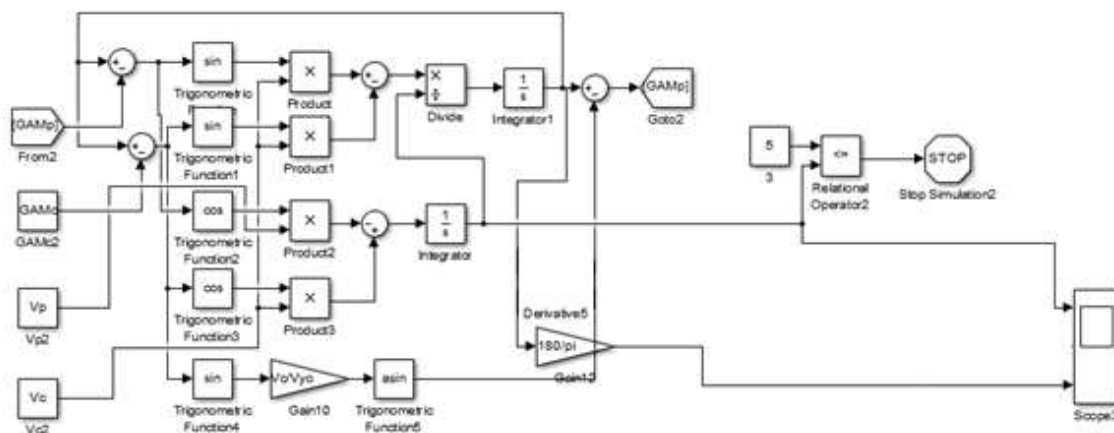


Рисунок 3.3 – Схема расчета кинематических траекторий для метода параллельного сближения

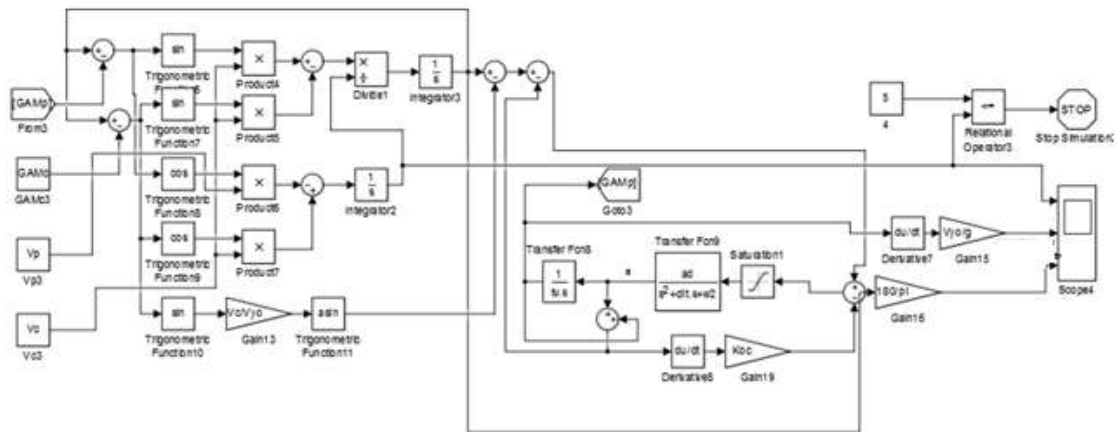


Рисунок 3.4 – Схема расчета динамических траекторий для метода параллельного сближения

Проведем моделирование схемы с нашими начальными данными:

Скорость цели	30.728 км/с
Расстояние между КА и астероидом	$R_0=116000$ м
Угол кабрирования	$\theta_c=0^\circ$
Время сближения	7124 с.

Построим кинематические траектории движения КА и астероида (рис. 3.4):

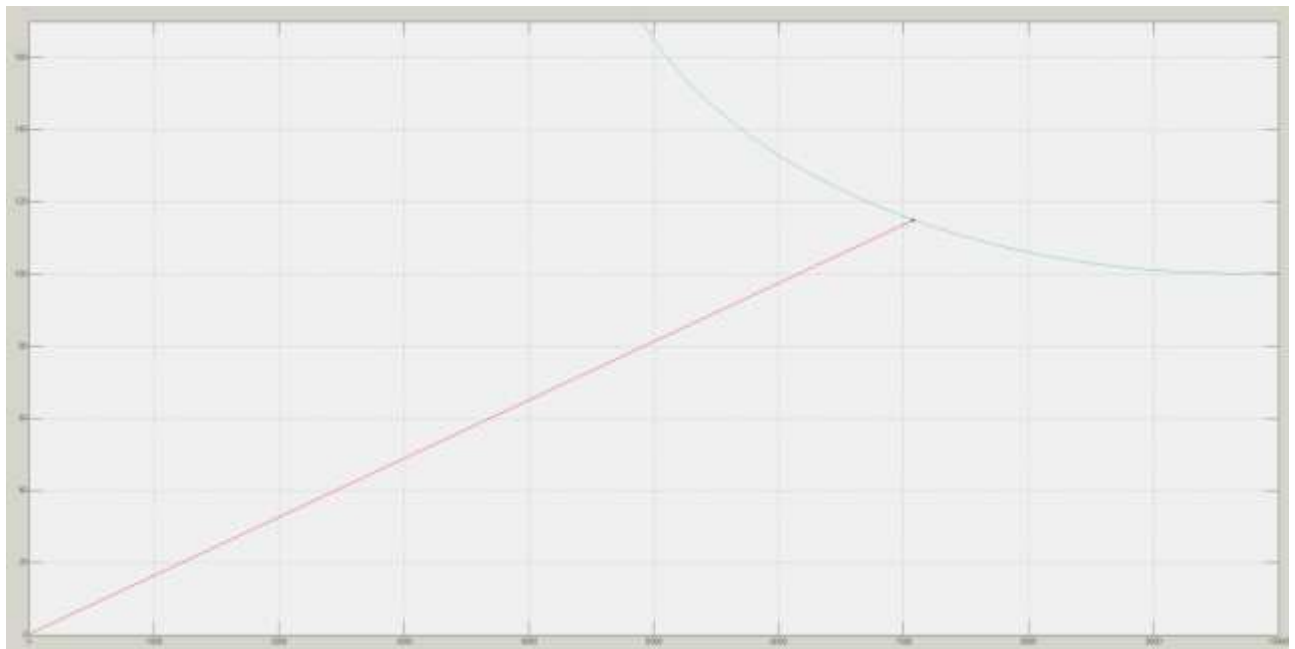


Рисунок 3.5 – Кинематические траектории движения

Мы видим, что космический аппарат действительно сближается с астероидом за полученное при расчетах время. Далее проверим наше утверждение о том, что

скорость и расстояние между сближающимися объектами изменяются по линейному закону (рис 3.5):



Рисунок 3.6 – Характер изменения скорости и расстояния

На графиках видно, что во время сближения, скорость линейно уменьшается от нашего начально значения до нуля. То же самое можно сказать и о расстоянии.

Также ранее упоминалось, что при выборе слишком большого значения коэффициента управления, система становится неустойчивой. Максимальное значение  $A$ , при котором система успешно функционирует было подобрано опытным путем. Построим графики координат состояний (рис. 3.6):

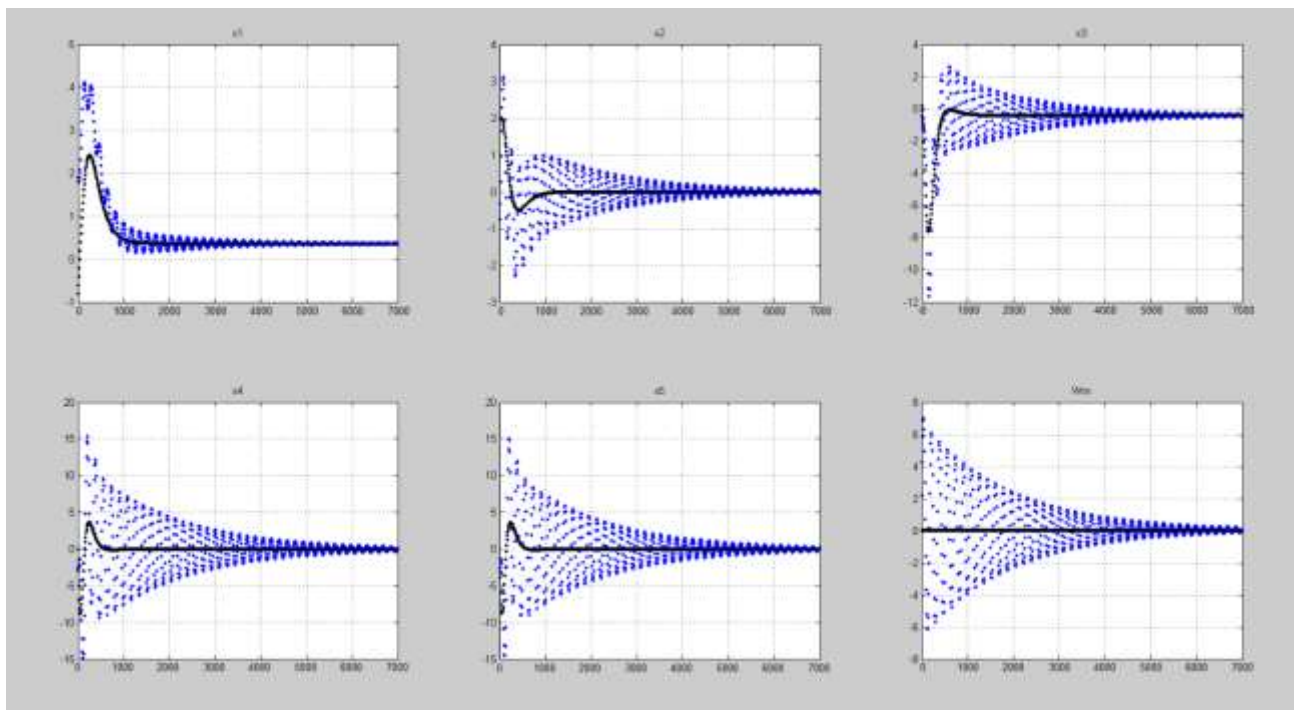


Рисунок 3.7 – График координат состояния

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

По графикам координат видно, что при заданных значениях, система управления является устойчивой, но процесс очень длительный. Тем не менее, теоретически, данный алгоритм управления КА работоспособен.

Мы убедились, что данный метод наведения работает при мягком сближении.

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		39

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены различные виды БКСУ, их состав и области применения. Проведенный анализ показал, что большинство требований к БКСУ не зависит от назначения КА. Основными из них являются отказоустойчивость, стойкость к внешним воздействующим факторам и радиационная устойчивость. Важную роль играет точность. Также необходимыми являются системы контроля давления и температуры на борту космического аппарата, в том случае, если он является пилотируемым. Если аппарат непилотируемый, тогда в состав его БКУ должны входить все необходимые системы для дистанционного контроля.

Разработан алгоритм управления сближением КА с ОО на участке ближнего наведения. Основу алгоритма составляет метод параллельного сближения, который заключается в том, что движение КА осуществляется по линии визирования. В ходе анализа и исследования алгоритма мы выяснили, что траекторией полета космического аппарата, при использовании этого метода, будет являться прямая линия, что справедливо в том случае, если цель (астероид) в ходе сближения не осуществляет никаких маневров. Был произведен расчет минимального времени сближения данным методом и расстояние, с которого нам следует осуществлять сближение. Время  $t_0 = 7124$  с.,  $R_0 = 116$  км.

Построены графики изменения скорости и расстояния между объектами на протяжении всего сближения. По графикам видно, что законы изменения скорости и расстояния между объектами имеют линейный характер. Скорость сближения линейно изменяется от начального значения до 0, что подтвердилось результатами моделирования. Это говорит о том, что у нас происходит именно мягкое сближение с астероидом, а не удар о его поверхность.

В процессе исследования также возникла проблема с подбором коэффициента управления  $A$ . Дело в том, что увеличение его значения способствует сокращению времени сближения, но при его больших значениях, система становится неустойчивой, а соответственно неработоспособной. Было подобрано оптимальное значение, которое обеспечивало бы и устойчивость системы и минимизацию времени сближения. Было принято  $A=3$ .

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
						40
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Сыров, А.С. / Бортовые системы управления космическими аппаратами / А.С Сыров – М.: Издательство «МАИ-ПРИНТ», 2010. – 302 с.
2. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / Под ред. И.С. Голубева и И.К. Туркина. — М.: МАИ. 2008. 656 с.
3. Анисимов, В.Д. / Бортовые комплексы управления космических аппаратов связи и навигации / В.Д. Анисимов / Железногорск – 2010. – 94 с.
4. Большая энциклопедия техники / Коллектив авторов // Труды IX международной научно-технической конференции «Идентификация систем и задачи управления». – М, 2012. – 456 с.
5. Сыров, А.С. / Задачи управления движением многорежимных беспилотных летательных аппаратов / А.С. Сыров, А.М. Пучков, В.Ю. Рутковский, В.М. Глумов // Проблемы управления — 2014. — № 4. — С. 45—52.
6. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / Под ред. В.С. Фетисова. — Уфа: ФОТОН, 2014. — 217 с.
7. Сыров, А.С. / Приводы систем автоматики и управления полетом летательных аппаратов. Дефицит управления, энергетика, расчет параметров. / А.С. Сыров, А.М. Пучков, М.У. Зеликин, В.Г. Стеблецов — М.: МАИ, 1997. — 111 с.
8. Многофункциональные комплексы беспилотных летательных аппаратов: монография / Под ред. Е.Я. Рубиновича. — М.: ИПУ РАН, 2015. — 204 с.
9. Авксентьев, А. А. Управление движением центра масс космического аппарата при мягком сближении с орбитальным объектом на участке ближнего наведения / А.А. Авксентьев // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 5. С. 364—369
10. Радиосистемы управления / В.А. Вейцель, А.С. Волковский, А.А. Поваляев. — М.: ДРОФА, 2005. — 416 с.
11. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А.А. Красовского. – М.: Наука, 1987. – 712 с.

					24.05.06.2018.382.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		41