

Министерство образования и науки Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования

**«ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
И РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ» (ТУСУР)**

КАФЕДРА РТС

**ТИСЛЕНКО В.И., САВИН А.А.
ВОРОШИЛИНА Е.П.**

УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ПОСОБИЕ

к лабораторным работам по курсу

«РАДИОСИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ»

для студентов специальности 210304

ТОМСК 2011

СОДЕРЖАНИЕ

.1 Общие положения по проведению занятий.....	3
2. Лабораторная работа №1.....	4
3. Лабораторная работа №2.....	15
4. Лабораторная работа №3.....	23

1. Общие положения по проведению занятий.

Лабораторные занятия по курсу «Радиосистемы управления» для студентов специальности 210304.65 в объеме 14 часов выполняются в девятом семестре. В методическом пособии представлены краткое описание теоретической части работ, задание на лабораторное исследование и контрольные вопросы к работе. Студенты на основе программных модулей, предложенных им в среде MATLAB (SIMULINK), самостоятельно составляют общую программу и выполняют исследование в соответствии с лабораторной частью задания. Отчет по работе должен содержать результаты исследований, комментарии к ним и выводы по каждому пункту задания.

Лабораторная работа №1

Исследование процессов в автопилоте АП-15

Цель работы: Изучение структуры автопилота и динамики процессов в каналах стабилизации углов крена, тангажа и курса.

Задание к лабораторной работе

1. Изучить методическое пособие к лабораторной работе «Исследование автопилота АП-15».
2. Изучить компьютерную модель автопилота (см Приложение 1).
3. Выполнить запуск компьютерной модели автопилота в Simulink.
4. Для каждого из каналов статического и астатического автопилота при оптимальных параметрах снять переходные характеристики.
5. Исследовать переходные процессы при неоптимальных параметрах, изменив соответствующие коэффициенты.
6. Задать постоянную времени, характеризующую динамические погрешности $\tau = 0.05$ с. Снять переходные характеристики.
7. Изучить реакцию системы на внешние воздействия разных типов: гармоническое, меандр, пила и шум.

В отчёте представить все рассматриваемые осциллограммы исследуемых процессов, сделать соответствующие выводы о влиянии параметров системы на переходные процессы в АП. В теоретической части отчёта пояснить:

- назначение автопилота и принцип действия;
- отличие статического и астатического автопилотов.

Описание компьютерной модели автопилота

1 Описание алгоритма программы

Компьютерная модель автопилота реализована с помощью системы инженерных вычислений MATLAB 5.2. MATLAB (Matrix Laboratory) - это высокоэффективный язык инженерных и научных вычислений. Он поддерживает математические вычисления, визуализацию графики и программирование с использованием легко осваиваемого операционного окружения, когда задачи и их решения могут быть представлены в нотации, близкой к математической. Наиболее популярными областями применения системы MATLAB являются:

1. Математика и вычисления.
2. Разработка алгоритмов.
3. Вычислительный эксперимент, имитационное моделирование, макетирование.
4. Научная и инженерная графика.
5. Разработка приложений, включая графический интерфейс пользователя.

Применение системы MATLAB для проектирования автопилота имеет ряд неоспоримых преимуществ перед обычными языками скалярного типа, таких как Object Pascal или C++, с помощью которых крайне затруднительно выполнить основную задачу компьютерной модели: построить переходную характеристику от передаточной функции некоторой радиотехнической системы. Другими словами, реализация интегральных преобразований, таких как прямое и обратное преобразование Лапласа, при использовании вышеуказанных языков является крайне трудоемким процессом и зачастую является темой отдельной работы.

Используя MATLAB, решить данную проблему достаточно просто: например, с помощью средств имитационного моделирования - пакета прикладных программ Simulink Block Library v.2.2, который наряду с мощным вычислительным потенциалом обладает удобным пользовательским интерфейсом

Структура разработанной программы включает в себя два типа модулей системы: М-файл, реализующий графический интерфейс пользователя а также являющийся связным звеном между всеми приложениями программы (главное пользовательское меню);

Модули, использующие пакет прикладных программ (ППП) Simulink Library, который позволяет осуществить имитационное моделирование и макетирование.

В данном случае с помощью средств управления графического интерфейса пользователь может выбрать для запуска один из нескольких модулей пакета Simulink Library, набор которых полностью моделирует систему автоматического управления полетом. По завершении работы в данном модуле, последний должен быть закрыт и пользователь будет иметь возможность загрузить следующий модуль, моделирующий систему управления полетом уже с иными параметрами.

Из главного меню пользователь может загрузить справочную систему MATLAB, благодаря которой сможет более эффективно использовать систему, а также получить необходимые справки и рекомендации относительно используемой программы.

Приведем наиболее обобщенный алгоритм работы разработанной программы.

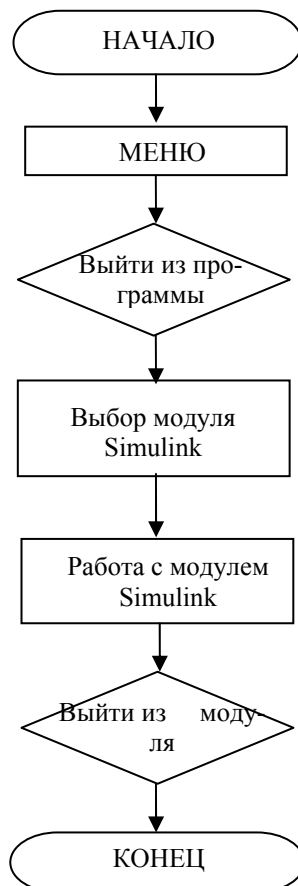


Рисунок 1. Алгоритм работы программы

2 Модули программы, использующие ППП Simulink Block Library

Основой разработанной программы являются подпрограммы, использующие Simulink Block Library v.2.2. Данные модули полностью имитируют работу системы автоматического управления полетом. Набор модулей разработан для моделирования разных видов автопилота, применительно к самолетам двух типов (тяжелому и легкому) с возможностью исследования системы, оснащенной сервоприводами имеющими динамические погрешности и не имеющими их:

1. Статический автопилот:

- канал управления продольным движением;
- канал управления курсовым углом;
- канал управления углом крена.

2. Астатический автопилот:

- канал управления продольным движением;
- канал управления курсовым углом;
- канал управления углом крена.

Работа всех модулей аналогична друг другу, поэтому для подробного описания модулей Simulink рассмотрим модуль, соответствующий автопилоту астатического вида, моделирующий канал управления продольным движением. Предполагается, что автопилот установлен на самолете «ТУ-114». Вид модуля приведен на рисунке .2.

При активизации модуля на экран выводится три окна:

- окно файла модели «AstProdDin»;
- окно переходных характеристик «Углы тангажа и атаки» (отображает изменение угловых координат самолета, в данном случае углов тангажа и атаки);
- окно переходных характеристик «Угловые скорости изменения углов» (отображает изменение скоростей отработки углов тангажа и атаки).

Окно основного файла модели содержит элементы структурной схемы системы «самолет - автопилот». Все элементы файла можно поделить на три группы:

1. Элементы, описывающие динамическое звено «самолет».
2. Элементы, относящиеся к системе «автопилот».
3. Элементы управления и отображения данных.

Рассмотрим каждую из этих групп отдельно.

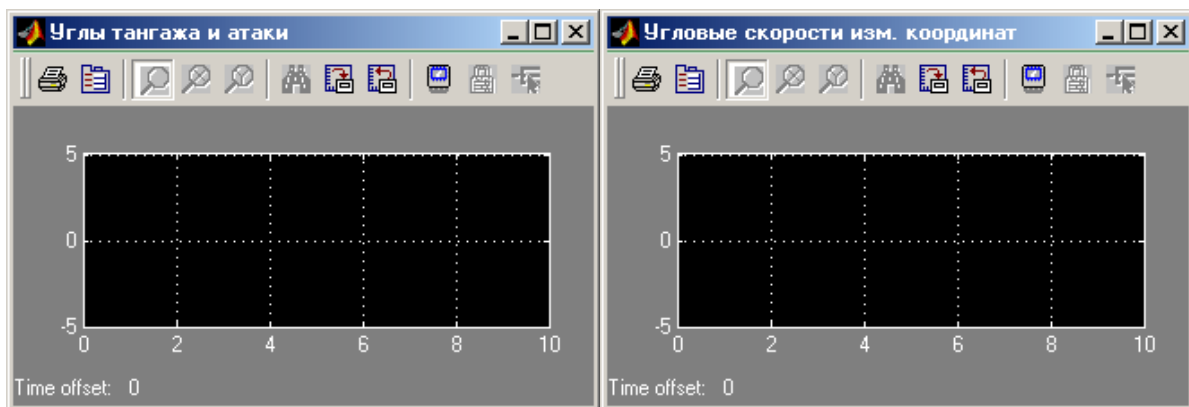
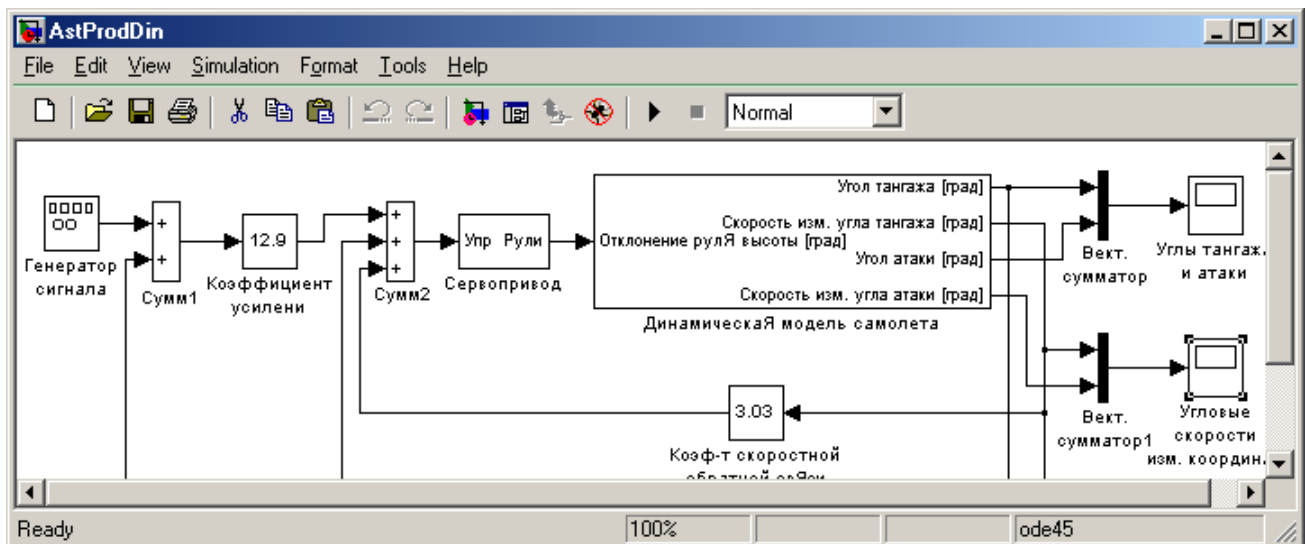


Рисунок .2. Вид модуля Simulink Block Library

Динамическое звено «самолет» (название на схеме – «динамическая модель самолета»). Чтобы открыть данный блок, необходимо дважды щелкнуть мышью на этом блоке. При этом откроется подсистема, описывающая динамическое звено «самолет» (рисунок .3).

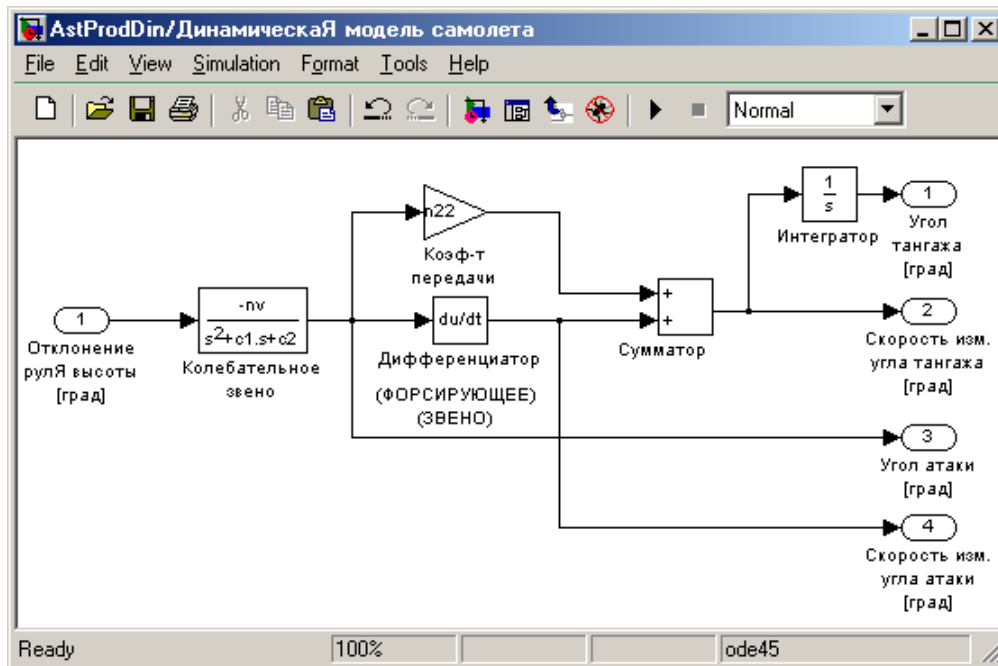


Рисунок 3. Подсистема «динамическая модель самолета»

Рассмотрим каждый из элементов, составляющих подсистему «динамическая модель самолета». Согласно п.2 (рисунок 3) модель самолета состоит из колебательно-форсирующего и интегрирующего звеньев, данная подсистема построена аналогично.

Для описания колебательного звена применяется блок «Transfer Fcn», позволяющий с помощью матричного представления описать любую передаточную функцию, в данном случае колебательное звено (рисунок 4).

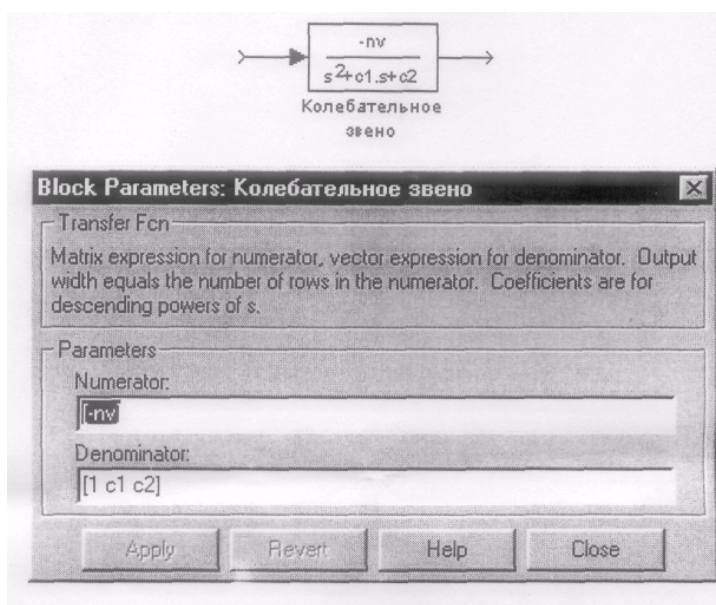


Рисунок 4. Блок "Transfer Fcn"

Окно установки параметров блока активизируется путем двойного щелчка на самом блоке. В графе "Numerator" записываются коэффициенты полинома числителя передаточной функции в виде вектора-строки в порядке убывания степени дифференциального оператора. В графе "Denominator" записываются коэффициенты полинома знаменателя передаточной функции в порядке убывания степени дифференциального оператора. В данном случае передаточная функция определена с помощью буквенных обозначений. Числовые значения параметров nv , $c1$, $c2$ приведены в специальном файле, речь о котором пойдет ниже. При необходимости в этих графах могут быть указаны непосредственно числовые значения параметров. Следующим блоком данной подсистемы является фиксированный коэффициент передачи "Gain". Его вид приведен на рисунке 5.

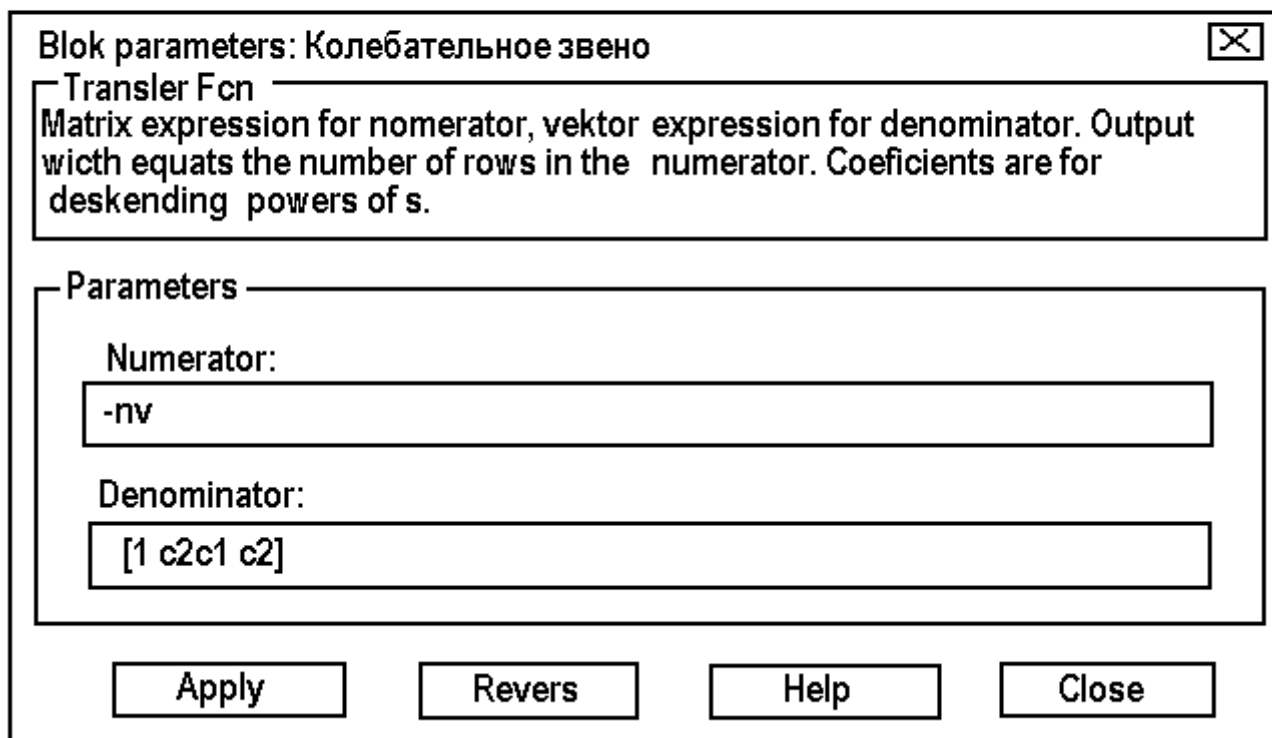
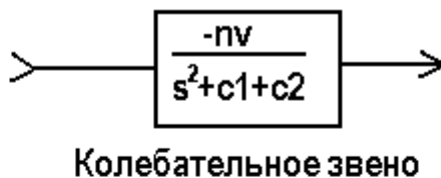


Рисунок 5. Блок "Gain"

В окне "Parameters" указывается либо числовое значение коэффициента передачи, либо символьное обозначение, как в данном случае, с необходимой ссылкой на вспомогательный M-файл в файле модели. Данный блок выполняет функцию обычного постоянного множителя передаточной функции.

Функцию дифференциального звена выполняет блок "Derivative". Его вид применительно к рассматриваемой системе с окошком параметров представлен на рисунке 6.



Рисунок 6. Блок "Derivative"

Функцию интегрирующего звена выполняет блок "Integrator". Данный блок обладает рядом свойств и установок, однако в данном модуле он используется по своему прямому назначению. Вид данного блока и окно его параметров представлены на рисунке 7.

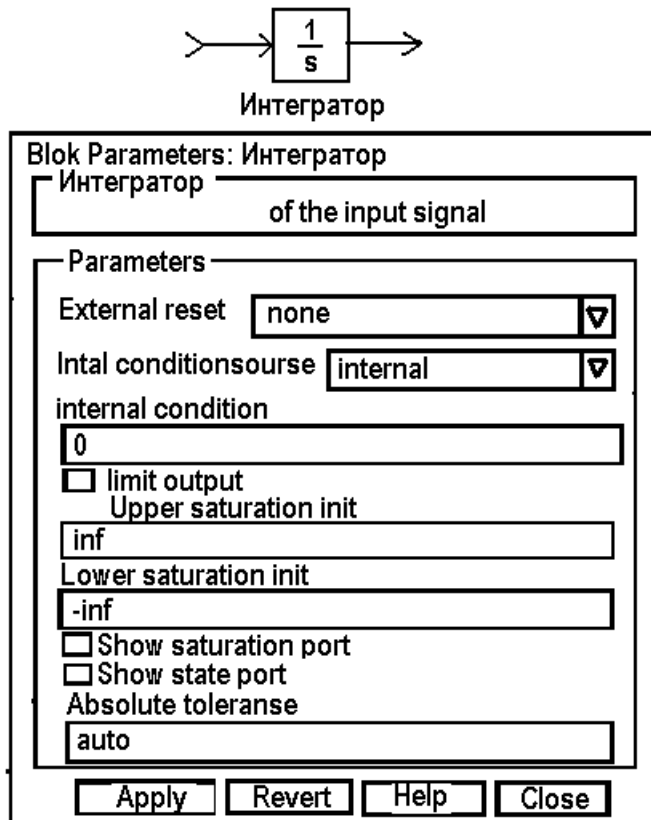


Рисунок 7. Блок "Integrator"

Следующим из блоков, применяемых в данной модели, является скалярный сумматор, называемый "Summator". С помощью данного блока можно производить сложение, вычитание множества входных сигналов с получением результирующего сигнала. Изображение блока, предназначенного для сложения двух сигналов, приведено на рисунке 8.

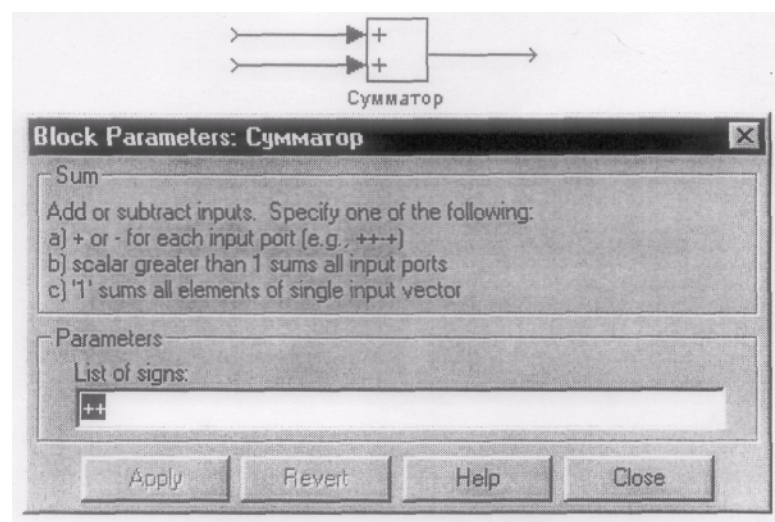


Рисунок 8. Блок "Summator"

Элементами связи подсистемы с внешней моделью являются блоки "Inport" и "Outport", представленные на рисунках 9 и 10.

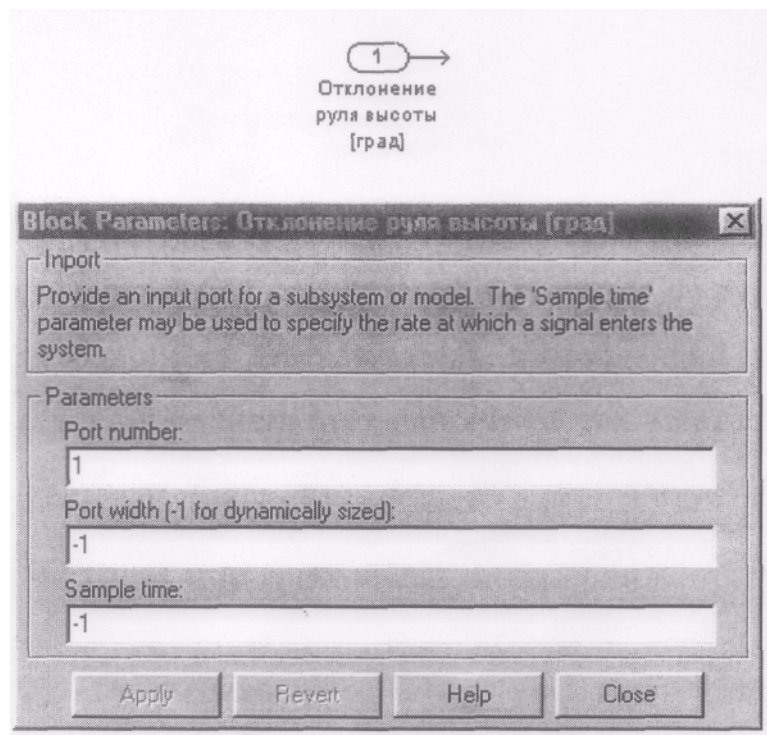


Рисунок 9. Блок "Inport"

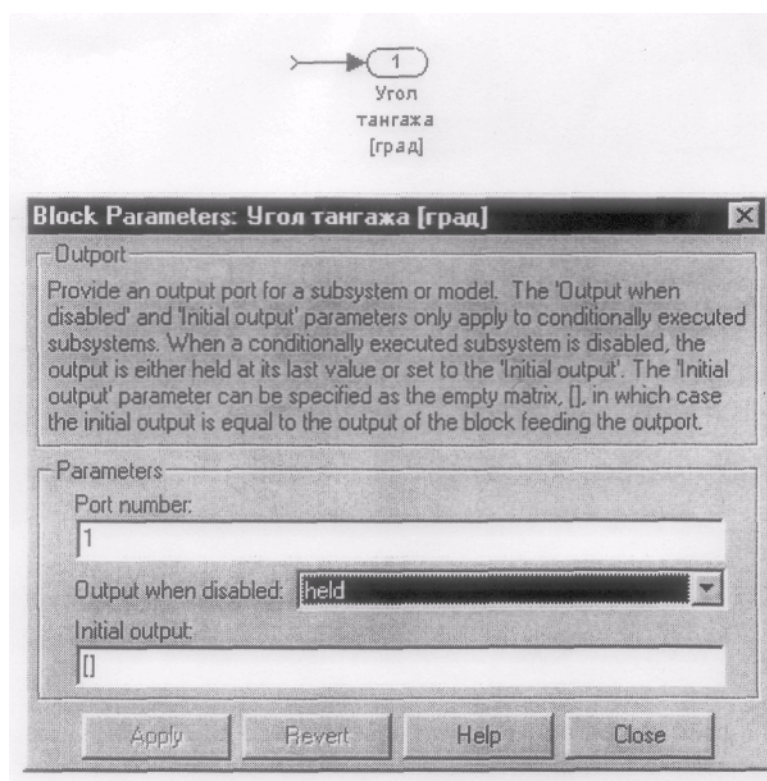


Рисунок 10. Блок "Outport"

Рассмотрим элементы модуля, непосредственно составляющие систему автоматического управления полетом. К ним относятся:

- сервопривод рулей самолета (рулевая машина);
- усилители в цепях обратных связей;
- суммирующие устройства.

Рассмотрим более подробно блок сервопривода рулей. В данной модели блок сервопривода представляет собой подсистему, состоящую из ряда блоков. Причем, подсистема сервопривода имеет переключатель, позволяющий имитировать работу привода рулей как с динамическими погрешностями, так и без динамических. Окно подсистемы активизируется с помощью двойного щелчка мышью на обозначении блока сервопривода. Вид окна приведен на рисунке 11.

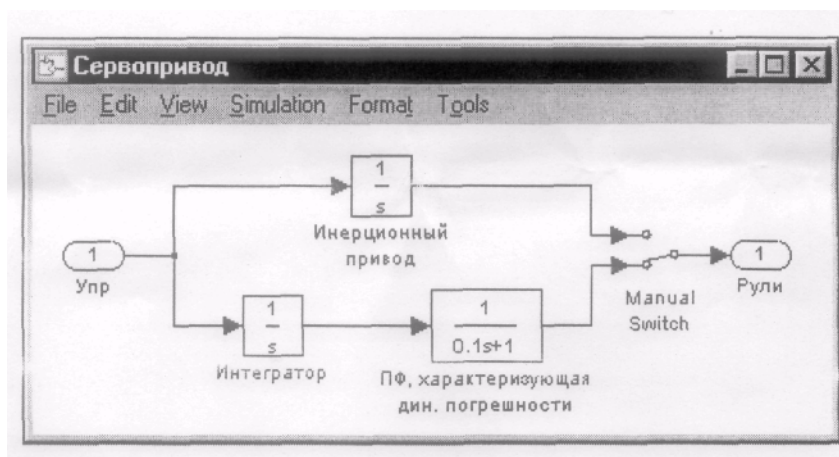


Рисунок 11. Подсистема «Сервопривод»

Как видно из рисунка, структурная схема рулевой машины в данном случае имеет разветвленную структуру. Верхняя ветвь при соответствующем положении переключателя «Manual Switch» моделирует обычный инерционный сервопривод, не имеющий динамических погрешностей, нижняя ветвь -- инерционный привод рулей, обладающий динамическими погрешностями. Это очень удобное построение данного блока, так как наличие переключателя позволяет достаточно просто переходить к рассмотрению двух разных типов рулевых машин.

Подсистема «сервопривод» в своем составе имеет уже описанные выше блоки, за исключением блока «Manual Switch», приведенного на рисунке 12.

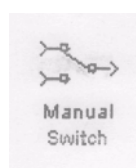


Рисунок 12. Блок «Manual Switch».

Переключение направлений на данном блоке происходит с помощью двойного щелчка мышью в области блока.

На входной порт подсистемы поступает управляющий сигнал, являющийся суперпозицией сигналов обратных связей и сигнала с датчика углового положения летательного аппарата. С выходного порта снимается угловое положение рулей, в данном случае - положение рулей высоты.

Следующим типом элементов, составляющих автопилот, являются усилители, для моделирования которых используются блоки изменяющихся коэффициентов усиления, так называемые «Slider Gain» (рисунок 13).

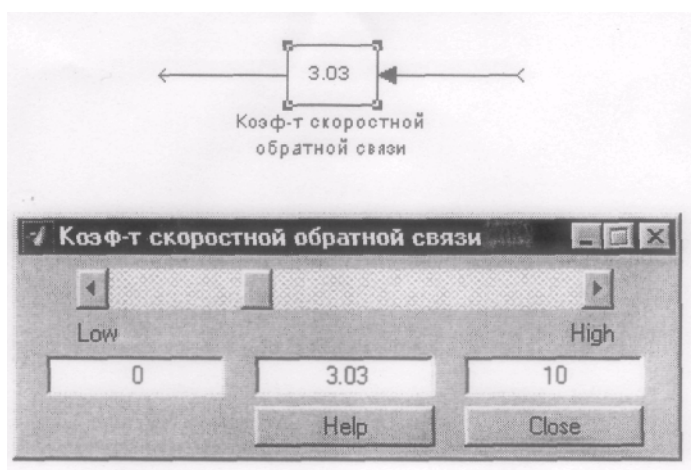


Рисунок 13. Блок «Slider Gain»

С помощью данного блока можно достаточно просто изменить значение коэффициента усиления в установленных пределах. При выделении значка данного блока, активизируется элемент графического интерфейса «ползунок», благодаря которому с помощью мыши можно изменять значение коэффициента. В данном модуле блоков такого типа три. Один из них находится в цепи прямого

прохождения сигнала и выполняет роль усилителя рулевой машины. Остальные два блока «Slider Gain» находятся в цепях обратных связей автопилота и играют роль усилителей сигналов, снятых с гироскопических датчиков системы «автопилот

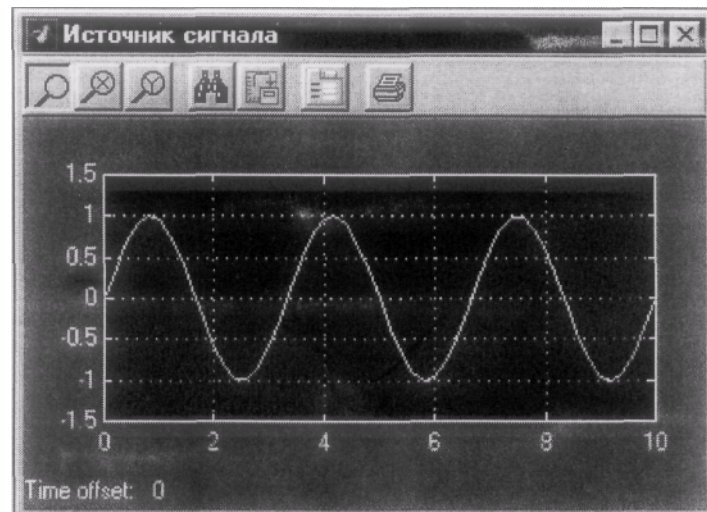
- самолет» (гироскопа с тремя степенями свободы и скоростного двухстепенного гироскопа). Применение «ползунковых» коэффициентов усиления дает возможность наглядно представить влияние изменения основных параметров автопилота на переходные процессы в системе.

Следующей группой элементов модели «AstProdDin» являются элементы управления и отображения данных. К ним относятся следующие блоки:

- «Signal Generator»;
- «Mux»;
- «Scope».

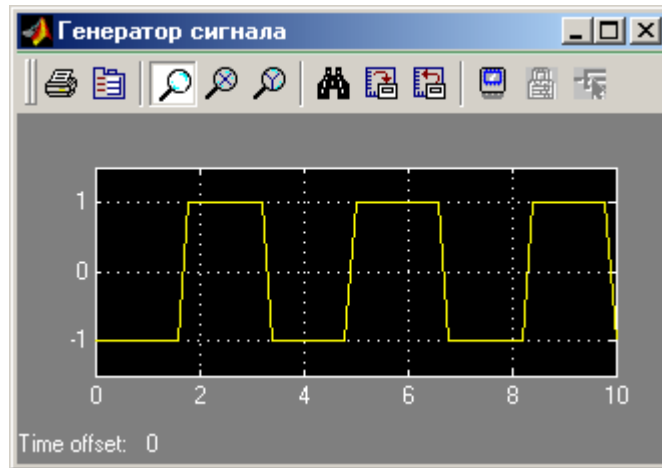
Блок «Signal Generator» является универсальным источником аналогового сигнала. С помощью данного блока можно моделировать четыре вида сигналов разной формы таких как:

- sine (синусоида);



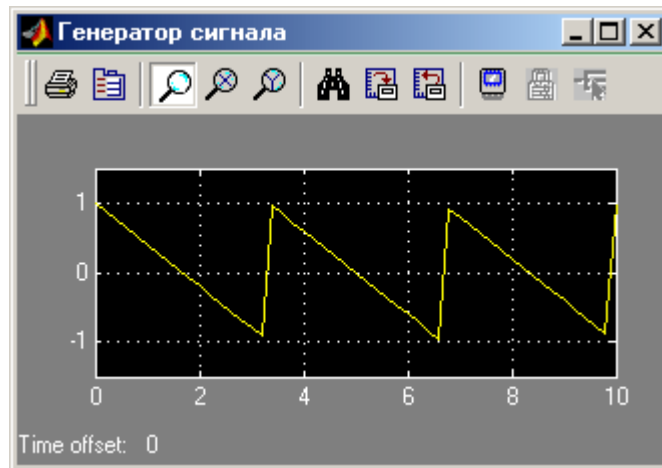
– square (меандр);

–

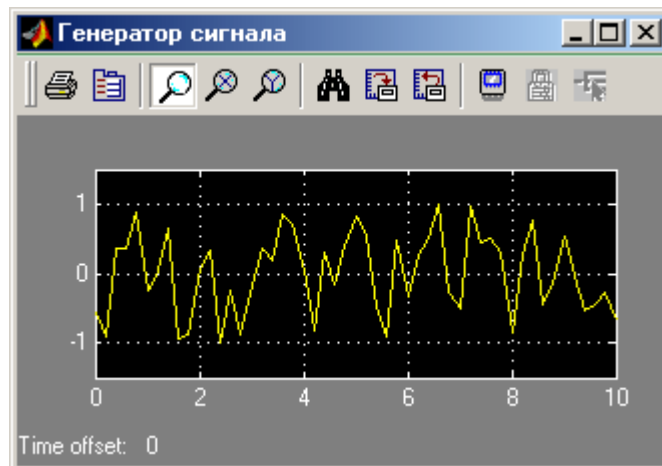


– sawtooth (пила);

–



– random (шум).



При двойном щелчке мышью по блоку «Signal Generator» выводится и активизируется окно параметров и свойств данного блока (рисунок 14). С помощью изменения свойств каждого из выбранных сигналов можно выставить необходимые параметры сигнала, такие как:

- амплитуда сигнала;
 - частота сигнала;
- размерность частоты сигнала (рад/с или герц).

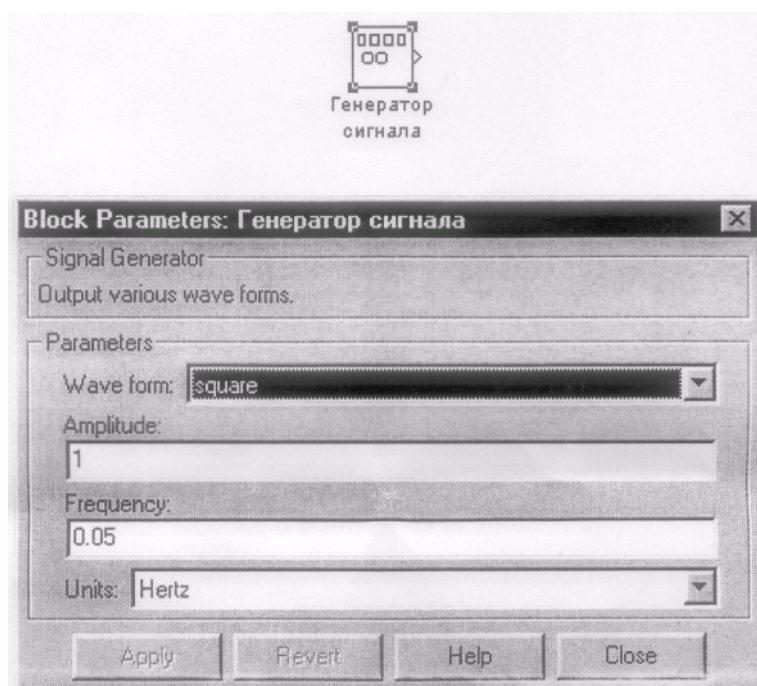


Рисунок 14. Блок «Signal Generator»

Блок «Mix» выполняет функцию так называемого векторного сумматора и позволяет одновременно строить в графическом окне несколько зависимостей. Блок всегда имеет несколько входов и один выход. Его вид представлен на рисунке 15.

Следующим элементом отображения данных является блок «Score», который позволяет строить временные зависимости по данным, поступающим на вход блока. При двойном щелчке по данному блоку активизируется окно графического представления данных «Score». Пример такого блока приведен на рисунке 16.

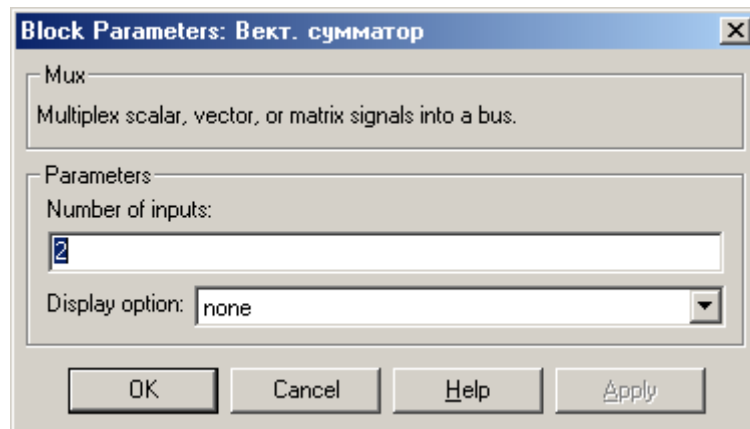
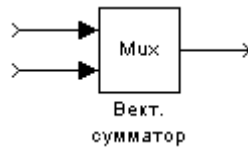


Рисунок 15. Блок «Mux»

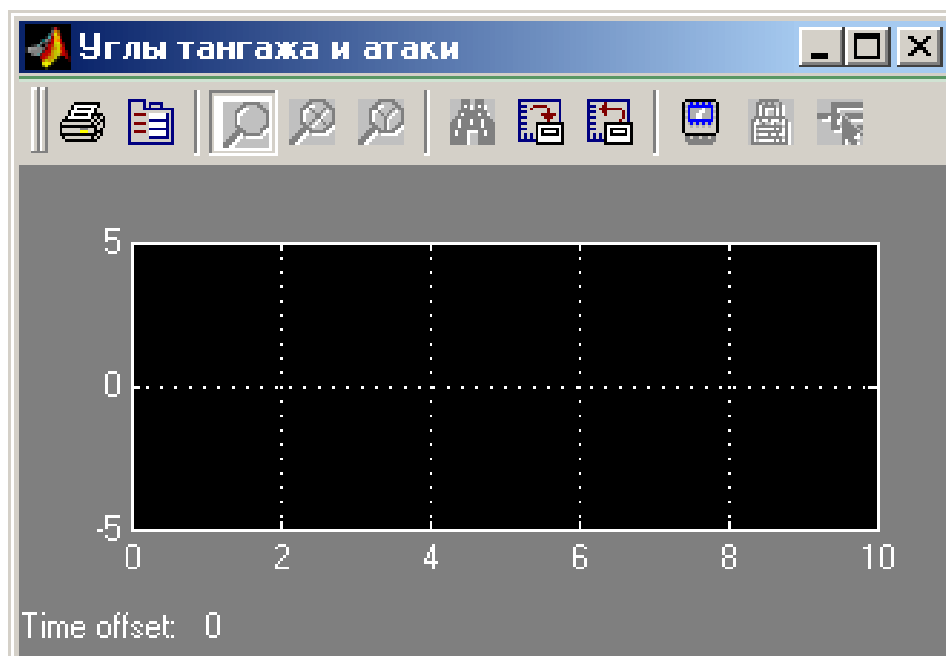
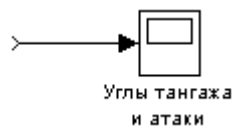


Рисунок 16. Блок «Score»

В данном модуле открыто два окна блока «Score». На одном из них отображаются

зависимости изменения углов атаки и тангажа от безразмерного времени. На другом – зависимости скоростей изменения углов тангажа и атаки от времени. По оси ординат отложены значения угловых координат (град) и скорость изменения угловых координат (град/с) соответственно. По оси абсцисс отложены значения

безразмерного времени. Для получения размерного (действительного) времени значения абсцисс необходимо умножить на аэродинамическую постоянную времени, равную 3 с. Данное значение аэродинамической постоянной соответствует режиму полета, проектируемого в данной модели.

При описании некоторых передаточных функций данной модели использовались буквенные обозначения полиномиальных коэффициентов. Для определения этих коэффициентов используется специальный М-файл, в котором определены все числовые значения буквенных обозначений. Данный файл подгружается совместно с модулем модели Simulink путем указания в тексте программы, описывающей модуль, специальной строки типа: PreLoadFcn "ProdHeavyDat". Выражение "ProdHeavyDat" является названием М-файла, в котором хранятся данные об используемых в модуле коэффициентах. Текст этого файла приведен ниже.

```

% Расчетные данные для канала продольного управления
% системы автоматического управления полетом
% Продольное движение

% Коэффициенты уравнений продольного движения летательного аппарата
% применительно к тяжелому самолету типа ТУ-114
% при полете на высоте 12 км.
n0 = 0.68;
n11 = 0.048;
n12 = -0.079;
n13 = 0.17;
n14 = -0.0004;
n21 = -0.68;
n22 = 2.4;
n23 = 0;
n24 = -0.012;
n31 = -1.2;
n32 = 36;
n33 = 2.24;
n34 = -0.05;
nv = 46;
nr = 0.02;
d = 0.707;
% Аэродинамическая постоянная времени (сек)
tau = 3;
% Вспомогательные коэффициенты
c1 = n0 + n22 + n33;
c2 = n32 + n22*n33;

```

Рисунок 5.16 – М-файл данных «ProdHeavyDat.m»

Опишем работу модуля Simulink Block Library. Как уже говорилось выше, модуль подгружается после того, как в главном меню пользователь два раза щелкнет мышью на соответствующей позиции роруп-меню. После полной загрузки модуля на экран выводятся рабочее окно модели и два окна отображения графических данных, на которых строятся исследуемые временные характеристики системы (рисунок 5.1).

Чтобы получить необходимые характеристики, необходимо запустить работу модуля с помощью клавиши «Start simulation» на панели управления модели. При этом мы получим необходимые временные характеристики в соответствующих окнах (рисунок 5.17).

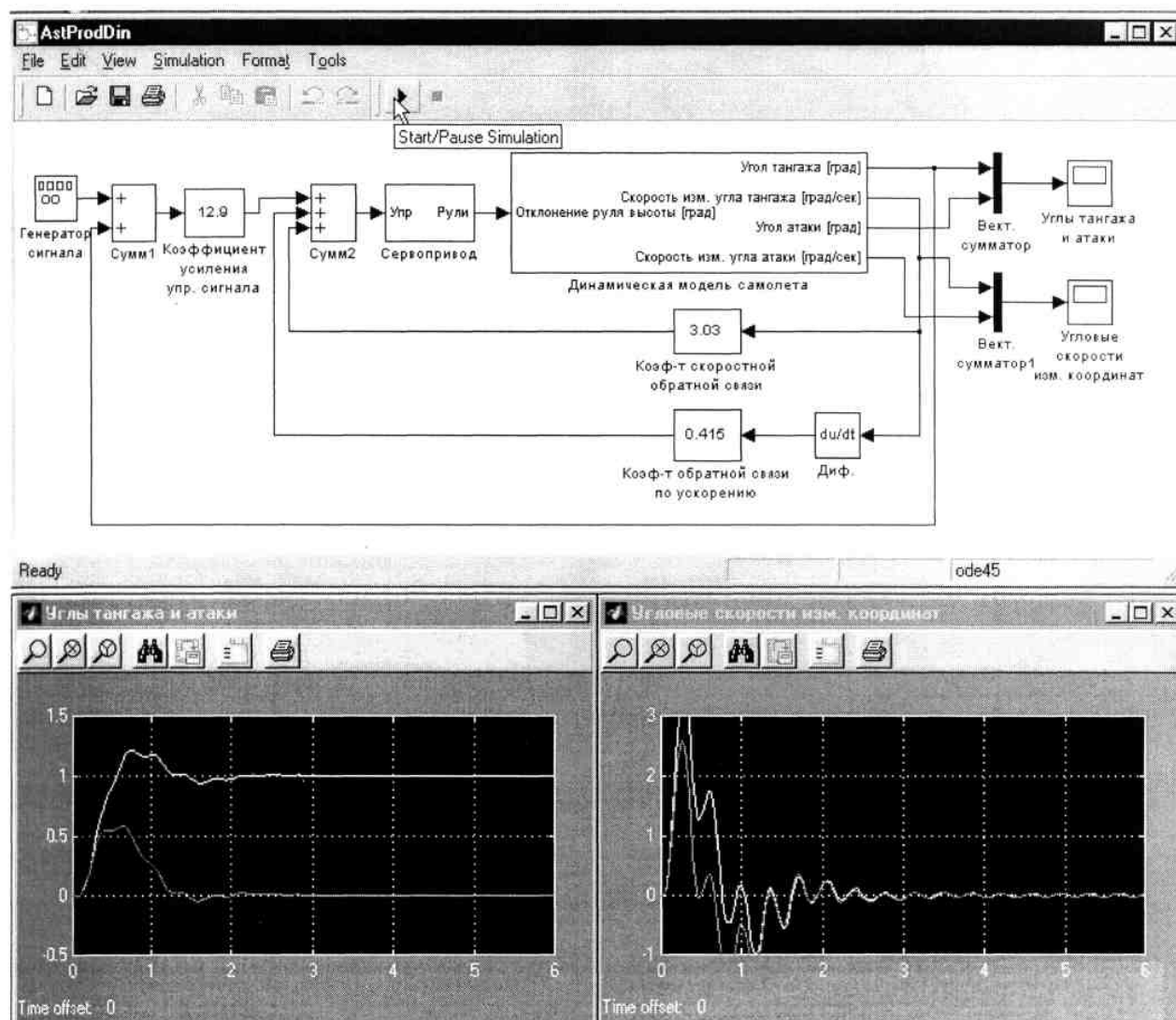


Рисунок 5.17 – Построение временных характеристик

Исследование системы автоматического управления полетом заключается в сле-

дующем: при отклонении самолёта по какой-либо причине от нулевых координат, необходимо наблюдать отработку системой данного отклонения, т. е. изучать вид переходных характеристик системы «самолет - автопилот». Кроме того, можно исследовать влияние изменения параметров системы на вид переходных процессов. Предусмотрена возможность, моделировать разные виды возмущающих воздействий. Это могут быть:

- скачкообразное возмущающее воздействие;
- возмущающее воздействие пилообразного вида;
- синусоидальные отклонения самолета;
- беспорядочное дребезжание самолета (воздействие типа «шум»).

Пользователь программы может наблюдать реакцию системы «самолет-автопилот» на все вышеперечисленные возмущающие воздействия, действующие на самолет.

Приведем пример работы с модулем «AstProdDin», моделирующего канал продольного управления автопилота астатического вида, установленного на самолет «ТУ-114». Необходимо отметить, что при загрузке модуля автоматически все параметры автопилота (коэффициенты передачи k , ε и η) принимают оптимальные значения. В этом случае можно наблюдать за «наилучшей» отработкой автопилотом начального отклонения самолета от нулевых координат (угол тангажа, курсовой угол и угол крена равны нулю). Для изменения параметров автопилота необходимо дважды щелкнуть на значке необходимого коэффициента и выставить нужное значение. Например, изменим значение коэффициента передачи, характеризующего усиление рулевой машины (коэффициент k). Его оптимальное значение равно 12.9. Выставим значение, равное 5. Следует учесть, что данные коэффициенты безразмерны. Сервопривод в данном случае не имеет динамических погрешностей. Результаты моделирования при измененных параметрах приведены на рисунке 5.18. Рисунок 5.19 соответствует системе, имеющей те же параметры, но сервопривод которой обладает динамическими погрешностями. Как мы видим, результаты соответствуют теории. При меньшем коэффициенте усиления рулевой машины самолет медленнее восстанавливает прежний угол тангажа. Наличие же динамических погрешностей придает переходному процессу колебательный характер.

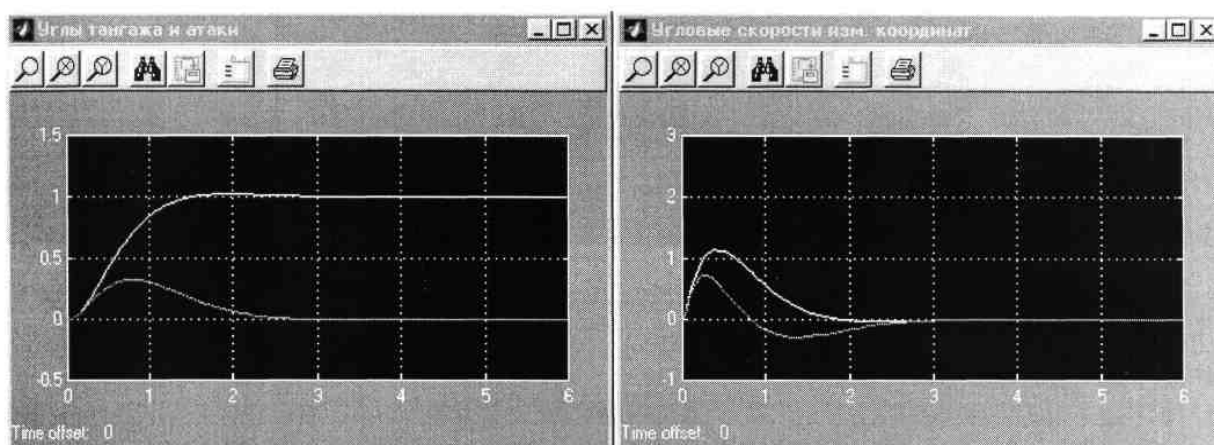


Рисунок 5.18

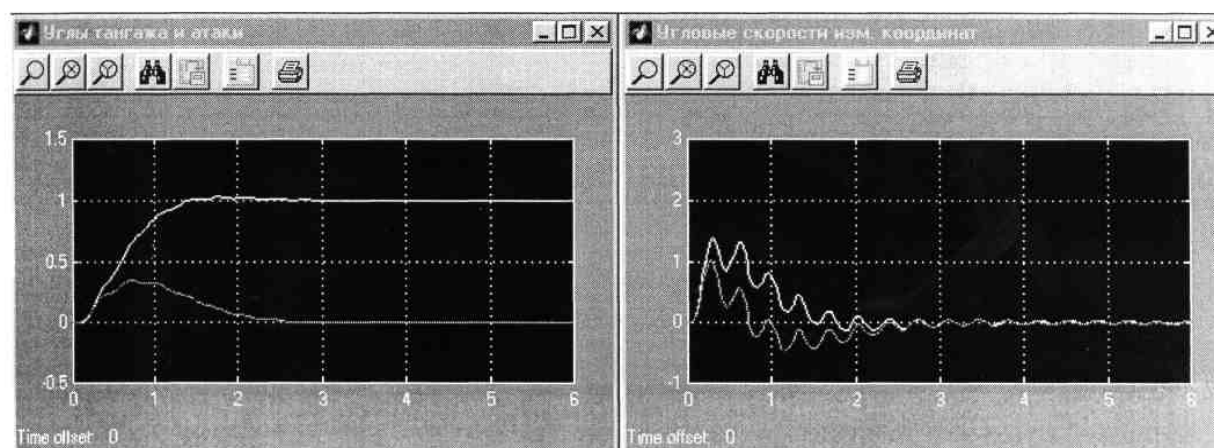


Рисунок 5.19

Колебательность процесса зависит от величины аэродинамической постоянной времени (в данном случае $\tau = 0.1$). Изменить значение постоянной времени можно путем изменения свойств передаточной функции, описывающей динамические погрешности сервопривода (рисунок 5.11).

Аналогичным способом производится исследование других каналов как статического, так и астатического автопилотов.

Более подробный анализ результатов работы приведен в протоколе испытаний макета лабораторной работы, который строится на основе разработанной программы.

3. Главное меню программы

Главное меню разработанной программы представляет собой М-файл, написанный с использованием элементов пользовательского меню User Interface Menu (UI Menu). Загружается данный файл непосредственно из командной строки MATLAB и имеет вид, представленный на рисунке .20.

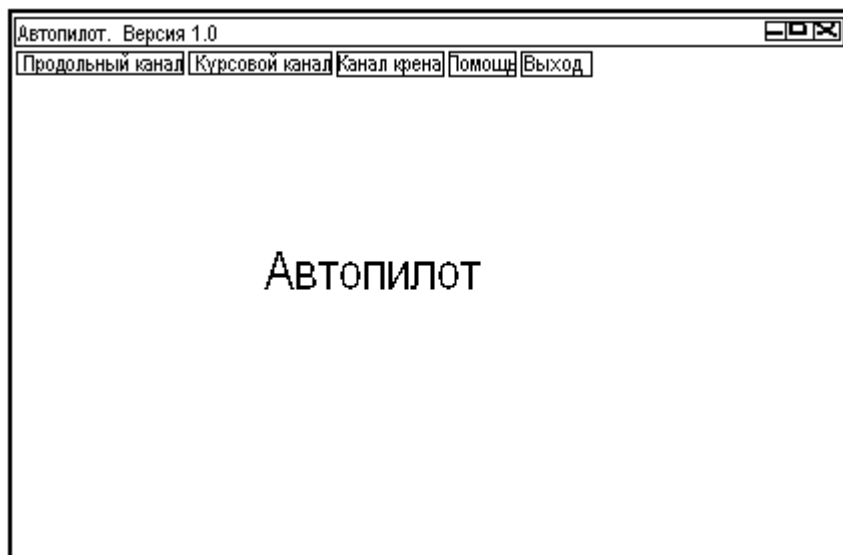


Рисунок 20. Главное меню программы

Основная строка меню состоит из нескольких подменю типа «рорир», которые в свою очередь содержат еще по одному подменю «рорир». Первые три позиции меню позволяют выбрать необходимую модель Simulink для загрузки и дальнейшего исследования. Четвертая позиция под названием «помощь» позволяет загрузить окно помощи, сообщающее об авторе программы, а также, при необходимости дающее справку о программе MATLAB. С помощью позиции «выход» при желании можно выйти как из программы «Автопилот», так и непосредственно покинуть среду системы MATLAB. Структура меню приведена на рисунке 21.

ГЛАВНОЕ МЕНЮ							
Продольный канал		Курсовой канал		Канал крена		По- мощь	Выход
Астатический автопилот		Статический автопилот		Астатический автопилот		Статический автопилот	
Тяжелый самолет	Легкий самолет	Тяжелый самолет	Легкий самолет	Тяжелый самолет	Легкий самолет	Тяжелый самолет	Легкий самолет
О программе		Об авторе		Выйти из программы		Выйти из MATLAB	

Рисунок 21. Структура меню

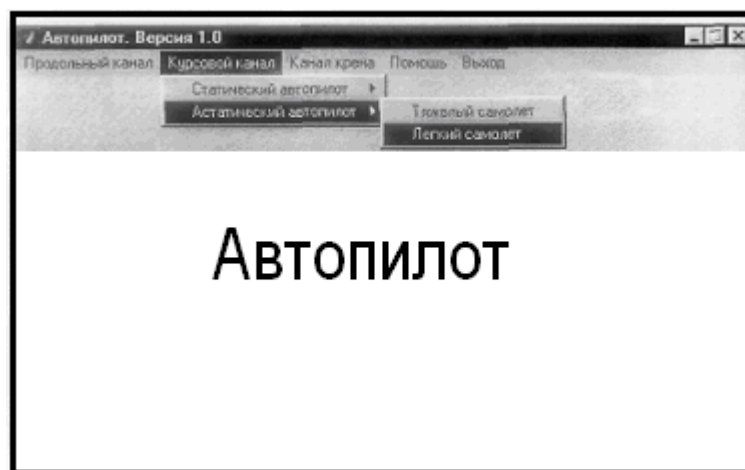


Рисунок 22. Вариант выбора меню

На рисунке 22 показан вариант выбора меню. В данном случае для работы загружается модуль Simulink под названием AstKursDin, моделирующий систему «самолет – автопилот» со следующими параметрами:

Тип автопилота астатический
Исследуемый канал автопилота..... курсовой канал
Тип самолета легкий
Сервопривод..... с дин. погрешностями/без дин. погрешностей

Текст М-файла, реализующего главное меню программы, приведен в приложении А.

4. Структурная схема лабораторного макета

Структурная схема компьютерного варианта лабораторного макета представляет собой совокупность нескольких устройств и представлена на рисунке 23.

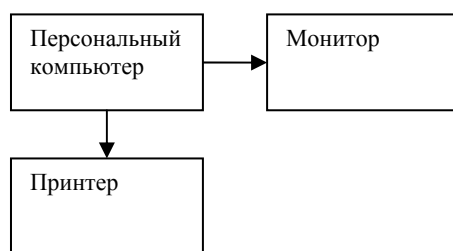


Рисунок 23. Структурная схема лабораторного макета

Персональный компьютер представляет собой ЭВМ типа IBM PC совместимый, на который должна быть установлена система инженерных расчетов MATLAB 5.2 с разработанной программой компьютерной модели системы автоматического управления полетом. Конфигурация компьютера должна обеспечивать достаточное быстродействие всех используемых приложений. Рекомендуемые параметры компьютера:

Тип процессора	Pentium или совместимый
Тактовая частота процессора (МГц)	100 и выше
Оперативная память (Мбайт)	16 и выше

Кроме того, компьютер должен быть снабжен клавиатурой и манипулятором типа «мышь».

Монитор предназначен для вывода на экран всей необходимой в процессе работы информации, а также для визуализации результатов работы программы. Экран монитора

должен иметь разрешение не менее 800*600 dpi, необходимое для качественного вывода графической информации.

Принтер в данном макете является желательным, но не обязательным. Его назначение - печать результатов моделирования. Это в какой-то степени облегчает работу студента и экономит время на копировании студентом переходных характеристик системы с экрана монитора.

Лабораторная работа № 2

Синтез оптимальной системы управления в задаче самонаведения ракеты и исследование промаха методом прямого вероятностного моделирования

Цель работы: Изучение методологии синтеза оптимальной системы управления полетом ракеты в системе пассивного самонаведения.

Задание к лабораторно-практической работе.

1. Изучить описание к лабораторной работе (Приложение 1)
2. Открыть в пакете MatLab файлы main.m, const.m и image.m.
3. Запустить файл main.m (нажатием кнопки F5)
4. Получить следующие характеристики:
 - траектория движения ракеты;
 - измерения угла места от времени;
 - СКО оценки дальности от времени;
 - СКО оценки угла места от времени.

Расчет функции распределения вероятности промаха.

Для этого в файле image.m выделяется интересующий участок кода и нажимается кнопка F9.

5. По графикам определить:
 - вероятность того, что модуль промаха менее 20;
 - СКО оценки дальности по окончанию полёта;
 - СКО оценки угла места по окончанию полёта.
6. В файле const.m последовательно изменять следующие параметры в сторону увеличения и уменьшения:
 - Массу ракеты m ;
 - Площадь крыла S_{kr} ;
 - Главный центральный момент инерции I_z .

При этом снять зависимости по пункту 4 и характеристики по пункту 5.

7. Сделать выводы по проделанной работе.

Оптимальные алгоритмы фильтрации координат источника излучения и траекторного управления ракетой в пассивной системе самонаведения

В работе рассмотрен замкнутый контур управления ракетой класса “воздух – поверхность” с пассивной головкой самонаведения (ГСН) и предложена его математическая модель.

Исследование статистических характеристик оценок координат цели и промаха ракеты выполнено в предположении идеальной работы всех элементов системы самонаведения (ССН). Единственным возмущающим фактором в ССН является внешняя ошибка измерения пеленга, обусловленная условиями распространения радиоволн на трассе и искажениями фронта волны при взаимодействии с обтекателем. На основе экспериментальных исследований поля бокового излучения и особенностей влияния обтекателя [1], предложена математическая модель погрешностей пеленгования в фазометрической системе.

В работе выполнен синтез автопилота для конечного участка траектории на основе нелинейной математической модели изолированного продольного движения ракеты при наведении на неподвижную наземную цель, разработана программа имитационного моделирования ССН и проведен анализ:

- ошибок квазиоптимального адаптивного алгоритма оценки угла места и дальности до цели на программном участке полета;
- вероятностных характеристик промаха в системе, использующей предложенные алгоритмы оценки координат и управления.

1 Постановка задачи

1.1 Математическая модель системы

На рис. 1 приведена функциональная схема математической модели ССН с гиостабилизированной ГСН [1].

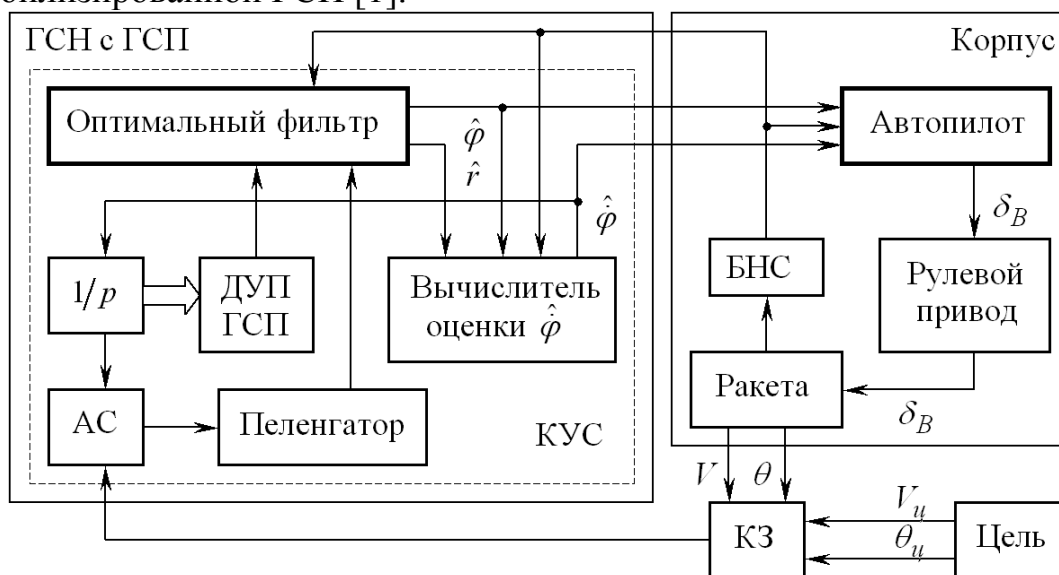


Рис. 1. Блок-схема ССН

На схеме приняты следующие обозначения: $V_u = 0$, $\theta_u = 0$ – скорость и курс цели;

ДУП – датчик углового положения гиростабилизированной платформы (ГСП); АС – антенная система; БНС – бортовая навигационная система, которая формирует оценки скорости и курса собственного движения в земной системе координат. Кинематическое звено (КЗ) определяет геометрию взаимного перемещения ракеты и цели в продольной плоскости.

Анализ характеристик точности ССН выполняется в предположении, что наведение в горизонтальной плоскости выполнено идеально и движение ракеты в горизонтальной и вертикальной плоскостях происходит изолированно. Рассмотрим математические модели ССН отдельно для программного участка полета и пикирования. На рис. 2 показана геометрия задачи наведения.

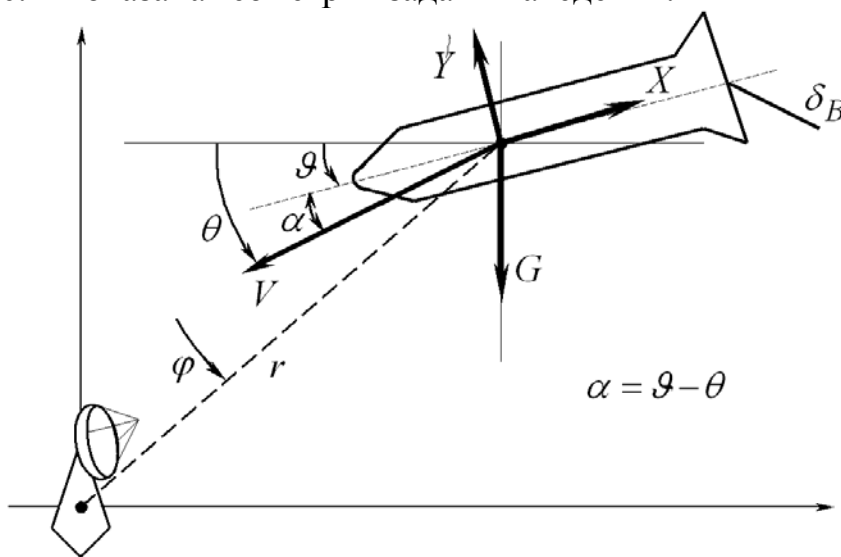


Рис. 2. Геометрия задачи в вертикальной плоскости

Алгоритм траекторного управления ракетой на программном участке полета определен заданием модуля вектора скорости ракеты V и углом его наклона к горизонту θ . Полагаем, что БНС позволяет в реальном масштабе времени иметь точные значения этих величин, которые определяются динамикой полета ракеты, задаваемой силой тяги двигателя и углом отклонения руля высоты. В этом случае, модель ССН определена заданием системы двух дифференциальных уравнений [2 – 4]:

$$\left. \begin{aligned} \dot{r} &= -V \cdot \cos(\theta - \varphi) \\ r \cdot \dot{\varphi} &= -V \cdot \sin(\theta - \varphi) \end{aligned} \right\}, \quad (1)$$

где r – дальность до цели с борта ракеты, φ – угол места цели.

На участке пикирования, как правило, двигатели ракеты не работают, и ее масса m остается постоянной. Это позволяет для синтеза закона управления рулем высоты использовать следующую систему нелинейных дифференциальных уравнений, определяющих динамику ракеты [1]:

$$\left. \begin{aligned} m \cdot \dot{V} &= -X - G \cdot \sin \theta \\ m \cdot V \cdot \dot{\theta} &= Y - G \cdot \cos \theta \\ J_z \cdot \dot{\omega}_z &= M_z \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z \end{aligned} \right\}, \quad (2)$$

где X – аэродинамическая сила лобового сопротивления, $G = m \cdot g$ – сила тяже-

сти, g – ускорение свободного падения, Y – подъемная сила, J_z – главный центральный момент инерции ракеты, ω_z – угловая скорость вращения ракеты в связанной системе координат, M_z – суммарный момент сил, ϑ – тангаж.

Таким образом, модель ССН на участке пикирования задана двумя системами дифференциальных уравнений (1) и (2). Их следует дополнить уравнением, определяющим высоту полета

$$\dot{H} = V \cdot \sin \theta. \quad (3)$$

Отметим, что силы X и Y , а также суммарный момент сил M_z , зависят от высоты полета, скорости и других параметров [1]:

$$X = c_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_{кр}, \quad Y = c_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_{кр}, \quad M_z = m_z \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_{кр} \cdot b_A, \quad (4)$$

где c_x , c_y и m_z – аэродинамические коэффициенты, величины которых для симметричных ракет с аэродинамическими органами управления определены соотношениями:

$$c_y = c_y^\alpha \cdot \alpha + c_y^{\delta_B} \cdot \delta_B, \quad c_x = c_{x_0} + A_{12} \cdot \alpha^2, \quad m_z = m_z^{\omega_z} \cdot \omega_z + m_z^\alpha \cdot \alpha + m_z^{\delta_B} \cdot \delta_B. \quad (5)$$

В выражениях (4) и (5): α – угол атаки, δ_B – угол отклонения руля высоты, $q = \rho \cdot V^2 / 2$ – скоростной напор; ρ – плотность воздуха, зависящая от высоты полета; $S_{кр}$ – характерный размер, к которому отнесены коэффициенты (обычно площадь крыла); m_z – аэродинамический коэффициент момента; b_A – некоторый характерный размер (обычно средняя аэродинамическая хорда); A_{12} – коэффициент, зависящий от геометрических параметров ракеты. Аэродинамические коэффициенты c_y^α , $c_y^{\delta_B}$, c_{x_0} , $m_z^{\omega_z}$, m_z^α и $m_z^{\delta_B}$ зависят от числа Маха M . Значения всех коэффициентов в виде таблиц обычно хранятся в памяти бортовой ЭВМ ракеты. Зависимости скорости звука a и плотности ρ от высоты были выбраны типичными для стандартной атмосферы [5].

Нелинейная модель ССН (1) – (5) достаточно точно отражает ее динамику с физической точки зрения.

1.2 Математическая модель наблюдаемых данных

В существующих пассивных системах наведения ракет доминирующий вклад в величину промаха вносят ошибки измерения углового положения излучающей цели.

Ошибки пеленгования обусловлены несколькими факторами. Во-первых, это отражения от подстилающей поверхности на позиции РЛС, которые приводят к появлению, в общем случае, коррелированной составляющей погрешности. Во-вторых, наличием систематической ошибки измерения, причинами появления которой, в частности, могут быть технический разброс параметров угломера по ансамблю реализаций комплексов аппаратуры или радиопрозрачный обтекатель.

Математическая модель сигнала на входе фильтра КУС учитывает наличие систематической ошибки пеленгования, коррелированной компоненты, интенсивность которой случайно изменяется во времени и некоррелированной компоненты. Отметим, что случайный характер изменения интенсивности коррелирован-

ной компоненты позволяет учесть реально существующие anomalно высокие выбросы ошибок пеленгования. Их появление, предположительно связано с зависимостью фазовых сдвигов волны при прохождении через антенный обтекатель от состояния поляризации падающего поля, которое хаотически изменяется вследствие влияния переотражений от подстилающей поверхности.

Модель определена выражением:

$$z(k) = \varphi(k) + q(k) \cdot x_3(k) + a + n(k), \quad (6)$$

где k – дискретное время, кратное периоду поступления данных ΔT с выхода пеленгатора; $\varphi(k)$ – текущий отсчет пеленга; a – систематическая ошибка неизвестная и постоянная на интервале измерения; $x_3(k)$ – коррелированная составляющая ошибки пеленгования; $n(k)$ – некоррелированная составляющая погрешности пеленгования, обусловленная внутренним шумом приемника, с известной среднеквадратической ошибкой (СКО); $q(k)$ – последовательность независимых случайных величин с двумя значениями

$$q(k) = \begin{cases} q_n, & \text{с вероятностью } p_n \\ q_a, & \text{с вероятностью } p_a, \end{cases} \quad (7)$$

Таким образом, величины p_n и p_a определяют в среднем соотношение anomalных и нормальных ошибок в канале измерений пеленга.

Априорное распределение неизвестного параметра a полагаем равномерным в заданном интервале.

Модель вида (6) была подтверждена в прямых экспериментальных измерениях ошибок пеленгования, проведенных в НИИ РТС ТУСУР. Параметры модели на трассе 1 км с углом возвышения линии визирования (-3°) , длиной волны $\lambda = 3$ см при базе угломера $d = 1,6 \cdot \lambda$ и усреднении по 5 периодам сканирования диаграммы направленности приведены ниже в пункте 3. В качестве приемных антенн использовались антенны круговой и линейной поляризации.

Случайные пропадания сигнала цели, связанные с режимами ее излучения, также могут сильно влиять на величину промаха.

Цель работы состоит в разработке и исследовании алгоритма оптимальной адаптивной динамической фильтрации координат источника излучения в КУС при наличии наблюдений (6) для модели системы (1) и синтезе алгоритма управления рулем высоты при наведении ракеты на участке пикирования для системы (2).

2 Квазиоптимальный алгоритм обработки данных в ССН

2.1 Алгоритм фильтрации координат

В традиционной схеме КУС в качестве фильтра обычно используется линейный фильтр первого порядка с постоянным коэффициентом усиления. Предлагаемый вариант вычислителя получен путем синтеза оптимального нелинейного фильтра оценки полярных координат цели на основе теории марковской нелинейной фильтрации [6, 7]. Алгоритм фильтрации позволяет:

- адаптировать КУС к наличию случайной систематической ошибки;
- адаптировать КУС к наличию случайных anomalно больших ошибок;

– реализовать при необходимости совместную обработку данных от ГСН и БНС (в том числе при наличии пропаданий сигнала).

Следует отметить, что оптимальный фильтр, в отличие от традиционного, обеспечивает формирование текущих оценок дальности до источника излучения и использует информацию об угловом положении электрической оси антенной системы (сигнал с ДУП).

В данной работе проводится анализ нескольких алгоритмов. Их подробное описание содержится в [2, 3]. В [4] приведена сравнительная характеристика алгоритмов по точности и требуемым вычислительным ресурсам.

Отметим, что адаптация оптимальных фильтров к неизвестной величине систематической ошибки пеленгования может быть реализована в двух вариантах: в первом из них неизвестный параметр включается в вектор состояния, увеличивая его размерность, во втором – структура адаптивного фильтра соответствует принципу разделения [8]. В последнем случае адаптивный фильтр содержит несколько условно оптимальных (частичных) фильтров, каждый из которых настроен на заданное значение неизвестного параметра.

2.2 Алгоритм управления

Закон управления рулем высоты получен методом аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР), основанным на принципах синергетической теории управления [9]. Движение ракеты в вертикальной плоскости на участке пикирования описывается системой нелинейных уравнений (2) с учетом зависимостей (3) – (5). Цель управления рулем высоты δ_B – поддержание угла наклона траектории ракеты равным $\theta = \hat{\phi}$. Метод АКАР предписывает формирование макропеременной Ψ для модели (2) в виде:

$$\Psi = \beta_1 \cdot (\theta - \hat{\phi}) + \beta_2 \cdot \omega_z, \quad (8)$$

В устойчивой системе макропеременная Ψ удовлетворяет дифференциальному уравнению [9]:

$$T \cdot \dot{\Psi} + \Psi = 0. \quad (9)$$

Решение (9) асимптотически устойчиво, если $T > 0$, $\beta_1 > 0$, $\beta_2 > 0$.

На следующем этапе синтеза непосредственно находим неизвестное управление δ_B . Подставляя (8) в (9), получим

$$T \cdot \left\{ \beta_1 \cdot (\dot{\theta} - \dot{\hat{\phi}}) + \beta_2 \cdot \dot{\omega}_z \right\} + \beta_1 \cdot (\theta - \hat{\phi}) + \beta_2 \cdot \omega_z = 0,$$

и с учетом системы (2) угол отклонения руля высоты определим в виде

$$\delta_B = f(\hat{\phi}, \dot{\hat{\phi}}, V, \theta, \vartheta, \omega_z, \rho, m, S_{кр}, b_A, I_z, \dots, \beta_1, \beta_2, T). \quad (10)$$

Оценка $\hat{\phi}$ формируется в КУС (рис. 1) на выходе оптимального фильтра. В структуре КУС также содержится блок формирования оценки угловой скорости $\dot{\hat{\phi}}$, которая формируется на основе второго уравнения системы (1).

3 Условия моделирования и результаты расчетов

Масса ракеты при полном выгорании топлива $m = 37,5$ кг. Величины $S_{кр} = 0,565$ м²; $b_A = 0,662$ м; $J_z = (72,1 - 29) = 43,1$ кг · м²; $A_{12} = 1,6414$; значения

переменных во времени за счет изменения высоты и скорости полета коэффициентов c_y^α , $c_{y_B}^{\delta_B}$, c_{x_0} , $m_z^{\omega_z}$, m_z^α и $m_z^{\delta_B}$ приняты типовыми [5] для симметричной ракеты с аэродинамическими органами управления.

Параметры автопилота на конечном участке траектории: $T = 1$, $\beta_1 = 1$, $\beta_2 = 1$.

Расчеты выполнены методом прямого вероятностного моделирования при статистическом усреднении по ансамблю последовательностей случайных возмущений угловых ошибок в канале наблюдения, параметры которых соответствуют данным эксперимента. Условия моделирования:

- интервал поступления данных $\Delta T = 0,1$ с.;
- начальная оценка по углу $\hat{\varphi}(1) = z(1)$;
- начальная оценка дальности, определяемая на момент пуска, имеет гауссовское распределение вероятностей при СКО 20 % от истинного значения и средним значением ошибки равным нулю;
- СКО некоррелированной составляющей ошибки пеленгования $0,5^\circ$;
- параметры экспоненциально коррелированной случайной составляющей ошибки: СКО 1° ; интервал корреляции – в пределах $\tau = 0,1 \div 1$ с.;
- параметры аномальных выбросов: величина $q_n = 1$ (нормальный отсчет) и ее вероятность $p_n = (0,8 \div 0,95)$; и $q_a = 10$ (аномальный отсчет) с вероятностью $p_a = 1 - p_n = (0,05 \div 0,2)$.
- количество реализаций при усреднении – 1000.

На рис. 3а изображена траектория движения ракеты. На рис. 3б приведена одиночная реализация наблюдений, соответствующая математической модели (6).

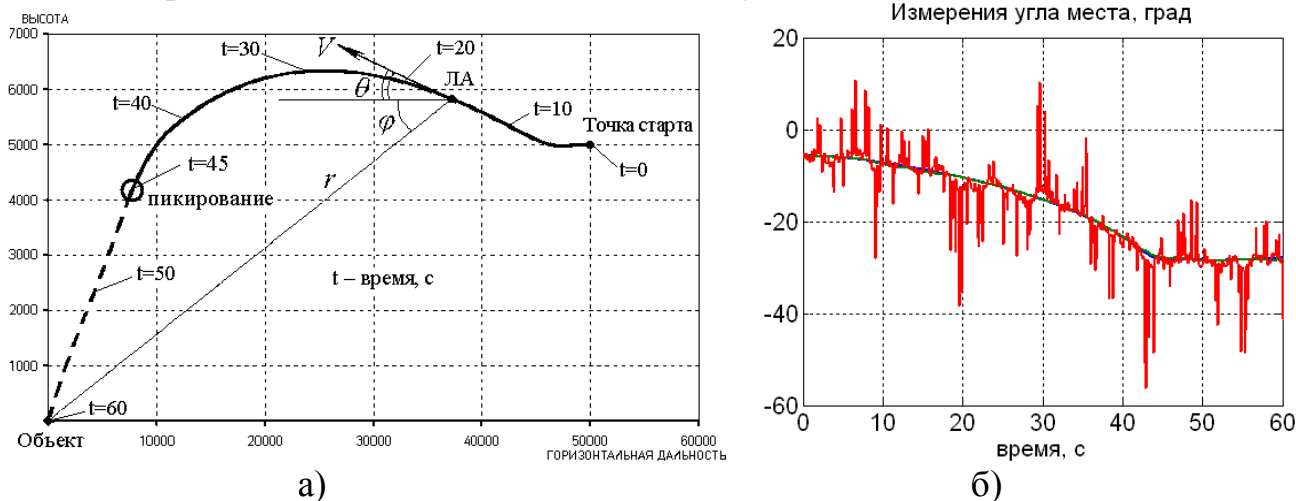


Рис. 3. а) траектория движения ракеты б) наблюдаемые данные

На рис. 4 – 7 показаны СКО оценок полярных координат, полученные статистическим усреднением по ансамблю ошибок пеленгования, начальных оценок дальности и параметров модели наблюдений: τ , p_n и p_a , закон распределения вероятностей которых равномерный. Результаты приведены для квазиоптимального фильтра, реализующего алгоритм расширенный фильтр Калмана (ЕКФ).

Рассмотрим влияние различных факторов на промах. На рис. 4 приведены результаты для модели (6) при отсутствии систематической ошибки.

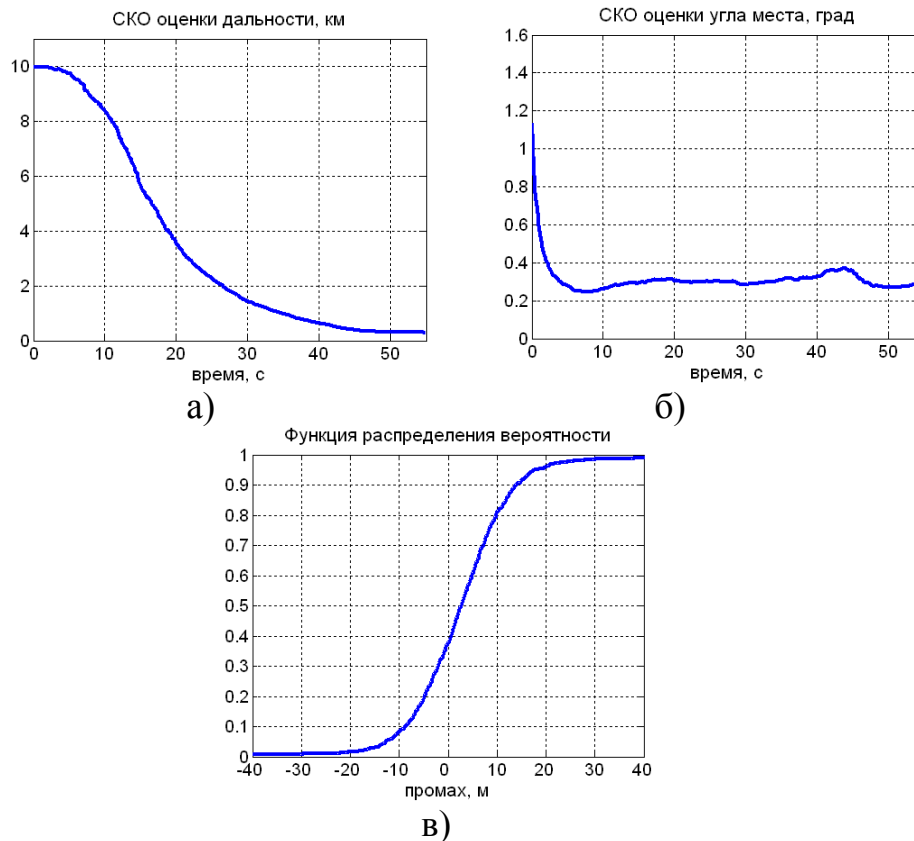


Рис. 4. Результаты моделирования: а) СКО оценки дальности; б) СКО оценки угла места; в) плотность распределения вероятности промаха

Анализ показывает, вероятность того, что модуль промаха не более 10 м равна 75 %, и вероятность того, что модуль промаха менее 20 м равна 95 %.

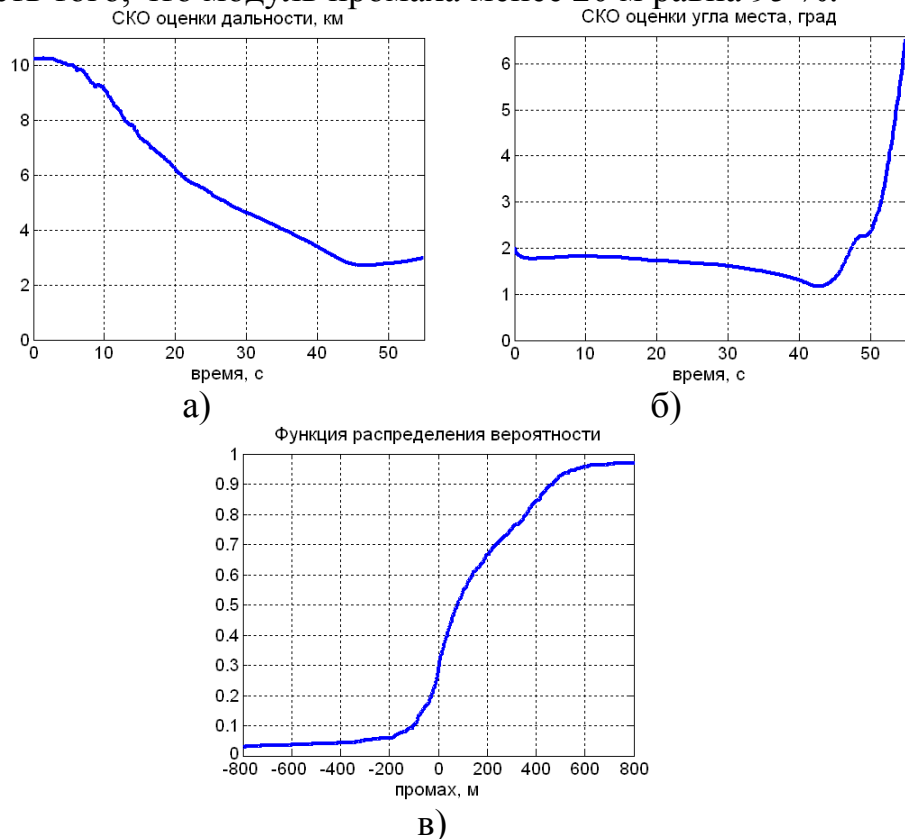


Рис. 5. Результаты моделирования: а) СКО оценки дальности; б) СКО оценки угла места; в) плотность распределения вероятности промаха

Проведем моделирование ССН при наличии систематической ошибки пеленгования с параметрами: априорный интервал $\pm 3^\circ$ при равномерном распределении вероятностей.

На рис. 5 показаны результаты при наличии систематической ошибки наблюдений при обработке в неадаптивном фильтре. В данном случае, вероятность того, что модуль промаха не более 10 м равна 9 %, а вероятность того, что модуль промаха менее 20 м равна 13 %.

На рис. 6 приведены соответствующие зависимости при использовании алгоритма обработки с адаптацией к систематической ошибке пеленга. Начальная оценка параметра $\hat{\alpha}(1) = 0^\circ$ с дисперсией $V_{\hat{\alpha}}(1) = 3 \text{ (град)}^2$.

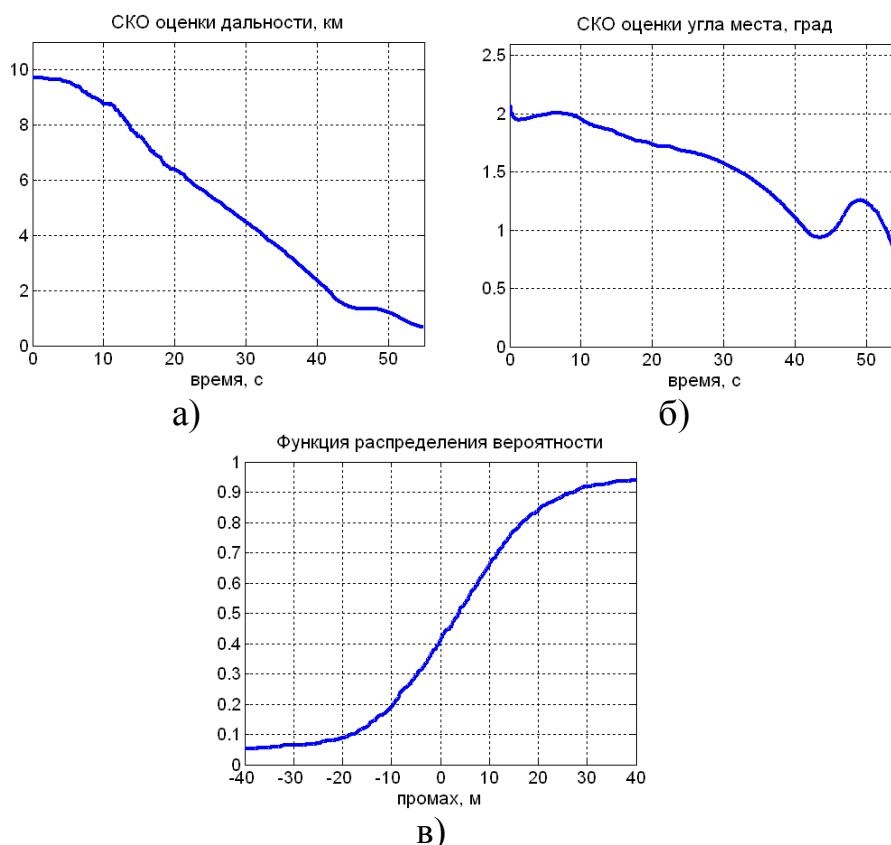


Рис. 6. Результаты моделирования: а) SKO оценки дальности; б) SKO оценки угла места; в) плотность распределения вероятности промаха

Вероятность того, что модуль промаха не более 10 м равна 50 %, и вероятность того, что модуль промаха менее 20 м равна 75 %. Сравнение результатов показывают эффективность адаптивного фильтра при наблюдении сигнала (6).

Результаты моделирования при наличии случайного пропадания сигнала цели с 10 по 20 и с 30 по 35 секунды полета и отсутствии систематической ошибки показаны на рис. 7.

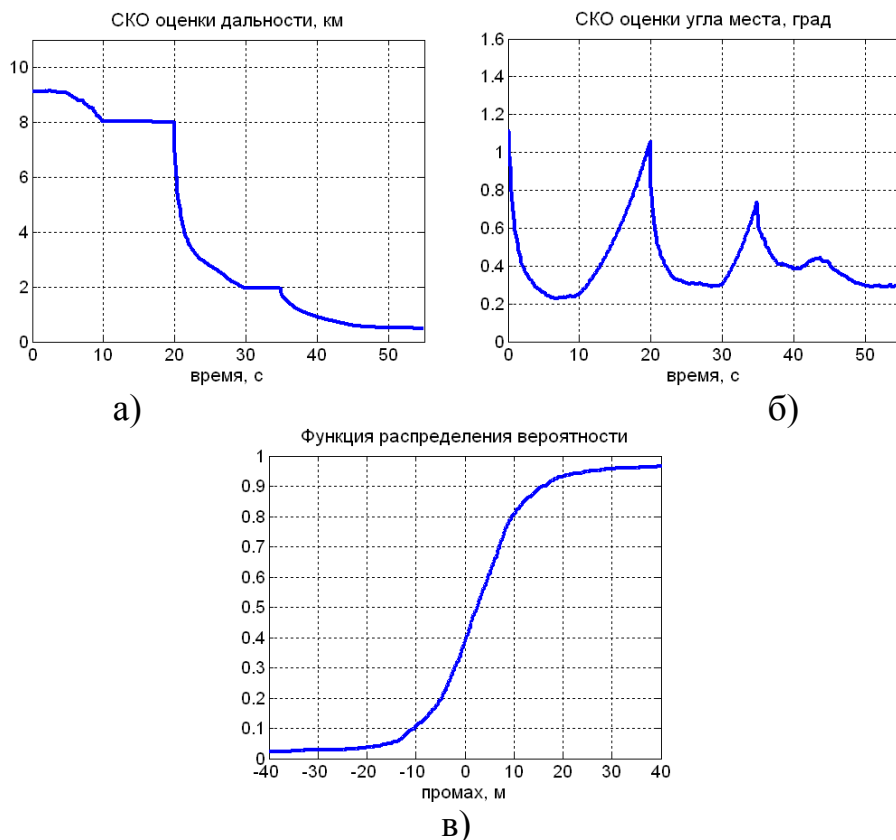


Рис. 7. Результаты моделирования: а) СКО оценки дальности; б) СКО оценки угла места; в) плотность распределения вероятности промаха

Видно, что незначительное ухудшение оценок угла места не приведет к срыву сопровождения. Вероятность того, что модуль промаха не более 10 м равна 70 %, и вероятность того, что модуль промаха менее 20 м равна 90 %.

Заключение

Движение ракеты на программном участке в вертикальной плоскости позволяет получить оценку дальности до цели по результатам угломерных измерений. Относительная СКО оценки дальности при отсутствии систематической ошибки пеленгования менее 3 %.

Информация о дальности совместно с угломерными измерениями должна использоваться на участке пикирования. При наличии систематической ошибки пеленгования необходима адаптация алгоритма к ее величине.

Разработанный адаптивный алгоритм позволяет снизить фактический промах ракеты при наличии всех факторов, определяющих реальные свойства наблюдаемого сигнала, в том числе случайной систематической ошибки до 3-х градусов. Вероятность попадания ракеты в область ± 20 м не менее 75 %.

В случае пропадания сигнала цели КУС обеспечивает устойчивое сопровождение цели в условиях, принятых при моделировании.

Контрольные вопросы к практическому занятию и лабораторной работе

1. Объясните постановку задачи синтеза оптимальной системы управления.
2. Что вносит доминирующий вклад в величину промаха в пассивных системах самонаведения ракет?
3. Какими факторами обусловлены ошибки пеленгования?
4. Как записывается модель наблюдений пеленга?
5. Какие силы учитываются для синтеза закона управления ракетой на участке пикирования?
6. От чего зависят аэродинамическая сила, подъемная сила и суммарный момент сил?
7. Как может быть реализована адаптация оптимального фильтра к неизвестной величине систематической ошибки пеленгования?
8. Каким образом в пассивной угломерной системе формируется оценка дальности до цели?

Список литературы

1. *Кринецкий Е.И.* Системы самонаведения. М.: издательство “Машиностроение”, 1970 – 236 с.
2. *Тисленко В.И., Савин А.А.* Адаптивный алгоритм обработки данных в канале углового сопровождения пассивной системы самонаведения // Тезисы докладов первой всероссийской научно-технической конференции “Радиовысотометрия-2004”, Каменск-Уральский, 2004 г.
3. *В.И. Тисленко, А.А. Савин* Адаптивный алгоритм фильтрации координат в канале углового сопровождения пассивной системы самонаведения при наличии систематической ошибки пеленгования // Открытое акционерное общество “Научно-производственное предприятие “Радар ммс”, “55 лет на службе отечеству” – Сборник материалов под редакцией Генерального директора – Генерального конструктора Г.В. Анцева, Санкт-Петербург, 2005 – 400 с.
4. *А.А. Савин, В.И. Тисленко* Сравнительный анализ алгоритмов фильтрации координат в канале углового сопровождения пассивной системы самонаведения // Научная сессия ТУСУР – 2005: Материалы Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых специалистов (в 4-х частях, часть 1), Томск, 26 – 28 апреля 2005 г. – Томск: Издательство ТУСУРа, 2005 – 366 с.
5. *А. Брайсон, Хо Ю-Ши* Прикладная теория оптимального управления. Пер. с англ. Э.М. Макашова, Ю.П. Плотникова, под ред. А.М. Летова. М.: изд. Мир, 1972 – 544 с.
6. *Сейдж Э., Мелс Дж.* Теория оценивания и ее применение в связи и управлении.

Пер. с англ. под ред. проф. Б.Р. Левина М.: Связь, 1976 –496 с.: ил.

7. Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах. Под ред. К.Т. Леондеса. Пер. с англ. канд. тех. Наук В.А. Васильева, Э.И. Митрошина и Ю.А. Николаева. М.: Мир, 1980 – 408 с.: ил.

8. *Лайниотис Д.Г.* Разделение – единый метод построения адаптивных систем. I. Оценивание // Труды института инженеров по электротехнике и радиоэлектронике, тематический выпуск “Адаптивные системы”. – 1976. – Том 64 № 8. – С. 8.

9. Современная прикладная теория управления: Синергетический подход в теории управления / Под ред. А.А. Колесникова. – Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2000. Ч. II – 559 с.

Лабораторная работа №3

Угломерная следящая система с коническим сканированием диаграммы направленности

Цель работы: Исследование динамических и флуктуационных ошибок бортового пеленгатора системы автосопровождения.

1. Описание программы моделирования пеленгатора в среде SIMULINK

На рис.1 показана структура модели следящего пеленгатора с коническим сканированием диаграммы направленности антенны, выполненная в среде Simulink

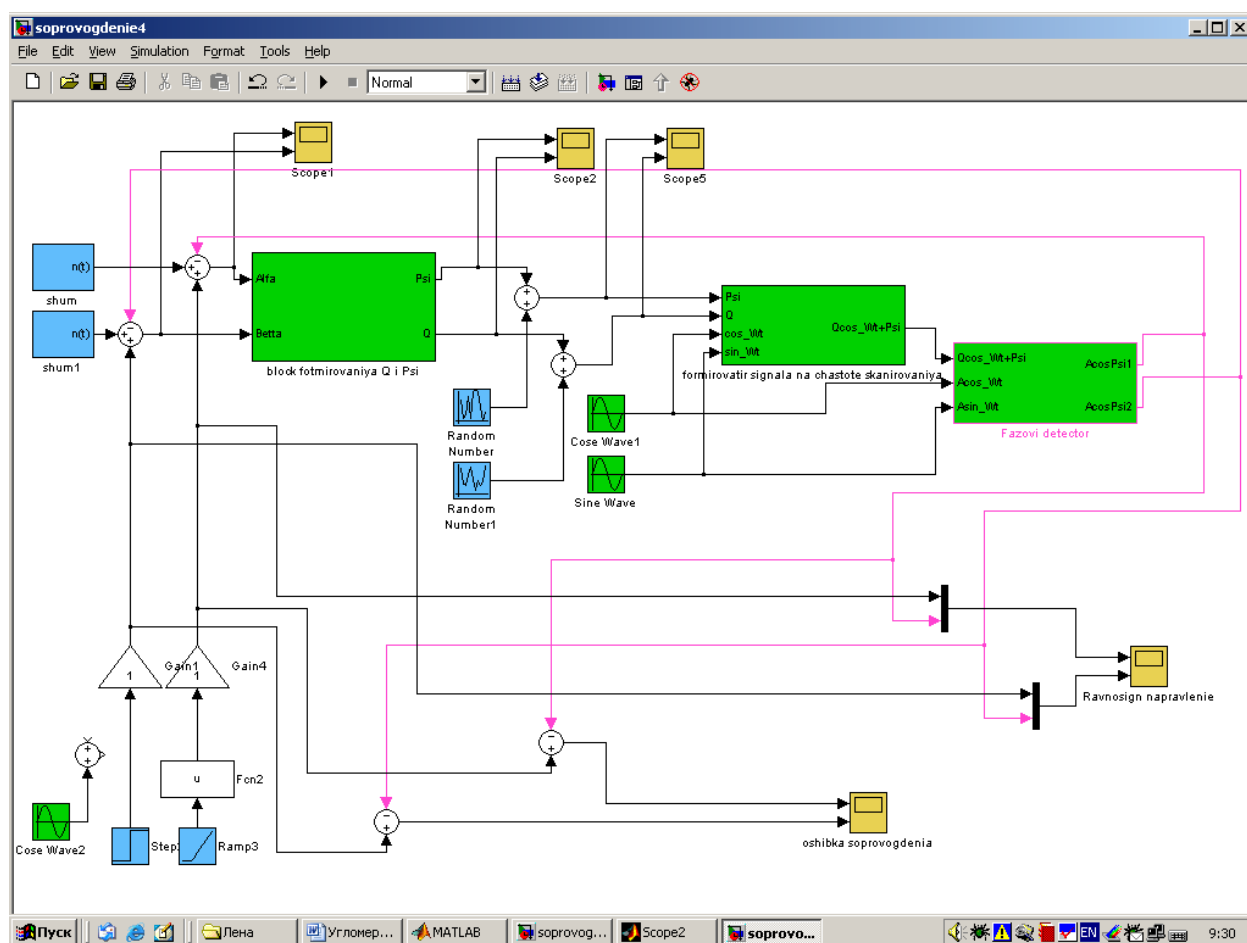


Рисунок 1. Структура модели пеленгатора в среде Simulink

1.1 Основные программные блоки модели:

1. Блок формирования угловых отклонений цели от равносигнального направления. $\Delta\theta = \sqrt{\Delta\alpha^2 + \Delta\beta^2}$ и $\psi = \arctg(\Delta\alpha/\Delta\beta)$, где $\Delta\alpha$ и $\Delta\beta$ определяются линейными проекциями телесного угла $\Delta\theta$.

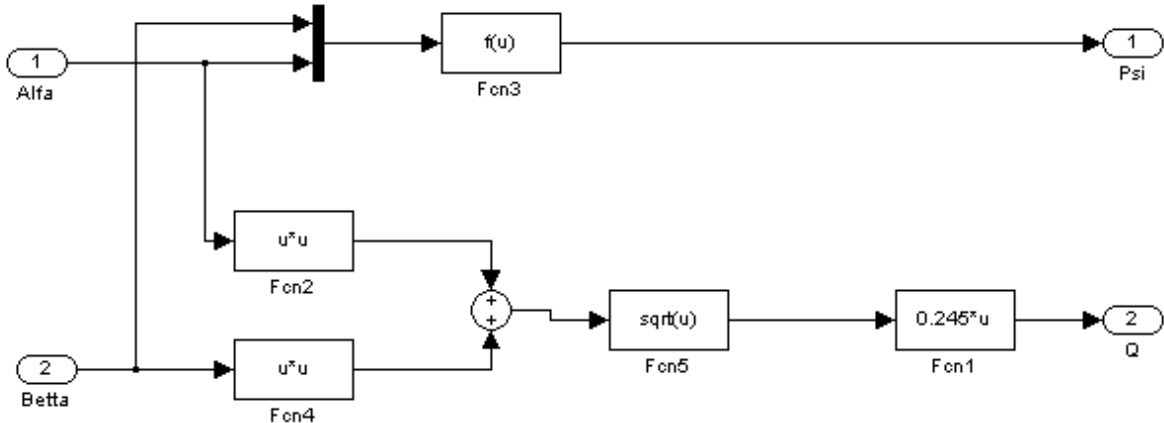
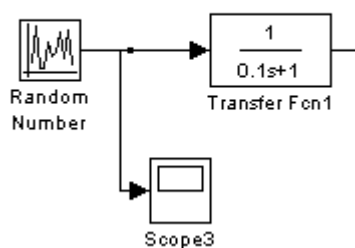


Рисунок 2. Формирователь информативных процессов

Телесный угол равен отклонению РСН антенны от направления на цель. Движение цели задаётся генераторами сигналов α и β . Они определяют положение цели в двумерном пространстве. Сигналы рассогласования $\Delta\alpha$ и $\Delta\beta$ формируются с помощью отрицательной обратной связи, по которой передаются сигналы пропорциональные $\alpha_{РСН}$ и $\beta_{РСН}$. Кроме того, на входе блока присутствует аддитивный угловой шум, обусловленный угловыми мерцаниями цели, которые возникают вследствие наблюдения протяжённой цели на малых расстояниях. СКО этого шума зависит от размеров объекта и расстояния до него. Для имитации коррелированного случайного процесса в пакете Simulink используется формирующий фильтр (РС-цепь), выбор полосы пропускания которого определяет время корреляции процесса.



2. Блок формирования информативного сигнала (огибающей ВЧ сигнала на входе приёмника)

При угловом отклонении цели от РСН радиосигнал на выходе антенны приобретает амплитудную модуляцию и его огибающая периодически изменяется с частотой сканирования антенны. Глубина модуляции радиосигнала зависит от величины углового рассогласования $\Delta\theta$. Она равна производной от амплитудной диаграммы направленности в точке соответствующей углу между РСН и максимумом ДН. Фаза огибающей определяется углом ψ - отклонением направления на цель от плоскости азимута. Моделирование системы углового сопровождения выполнено методом комплексной огибающей, в соответствии с которым модель РТС воспроизводит преобразование комплексной огибающей радиосигнала. Таким образом, программа реализует преобразование НЧ сигнала - сигнала на частоте модуляции, амплитуда и фаза которого связана с угловыми рассогласованиями:

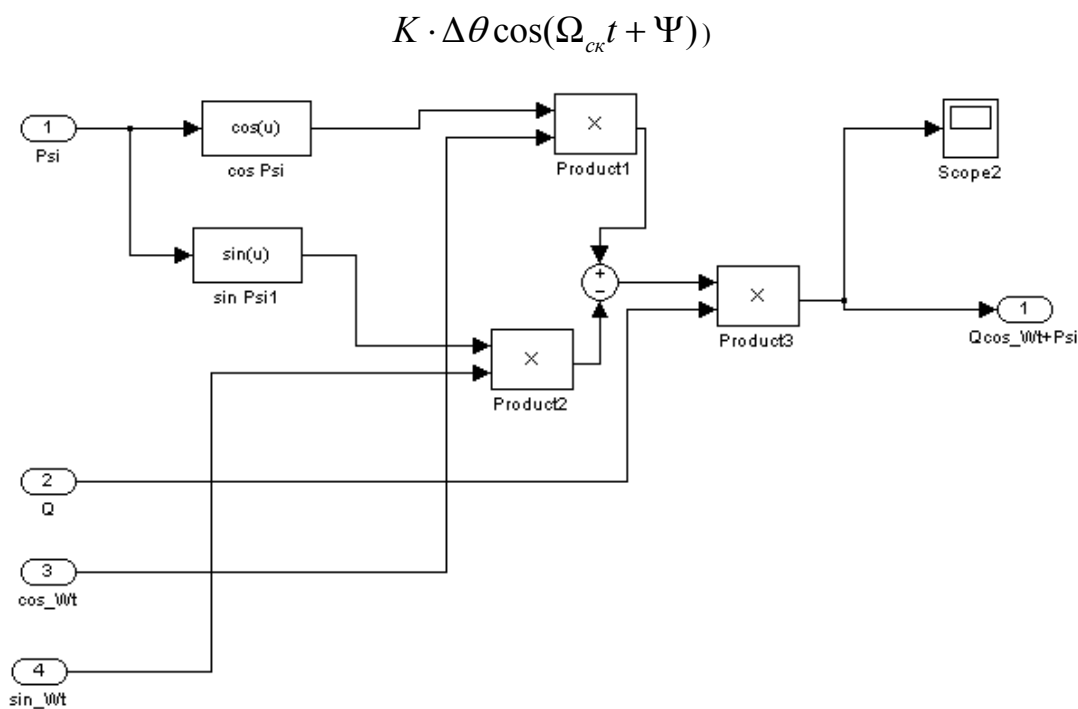


Рисунок 3. Формирователь огибающей импульсной последовательности на выходе приемника

3. Фазовый детектор

На два фазовых детектора подаётся общий сигнал огибающей последователь-

ности радиоимпульсов который образуется на выходе пикового детектора и два квадратурных опорных напряжения - $\cos(\Omega_{ck}t)$ и $\sin(\Omega_{ck}t)$ (косинусное и синусное), синхронизированные с вращением облучателя, таким образом, выделяется сигнал пропорциональный $K \cdot \Delta\theta \cdot \cos\Psi$, что определяет $\Delta\alpha$ и $K \cdot \Delta\theta \cdot \sin\Psi$, что определяет $\Delta\beta$. Сигналы рассогласования после соответствующего усиления управляют приводом антенны, который поворачивает её так, чтобы совместить РСН с направлением на цель.

Модель фазового детектора воспроизводит преобразование комплексной огибающей и состоит из безынерционного нелинейного звена и ФНЧ, который определяет постоянную времени фазового детектора. Передаточная характеристика силового привода соответствует инерционно-дифференцирующему звену.

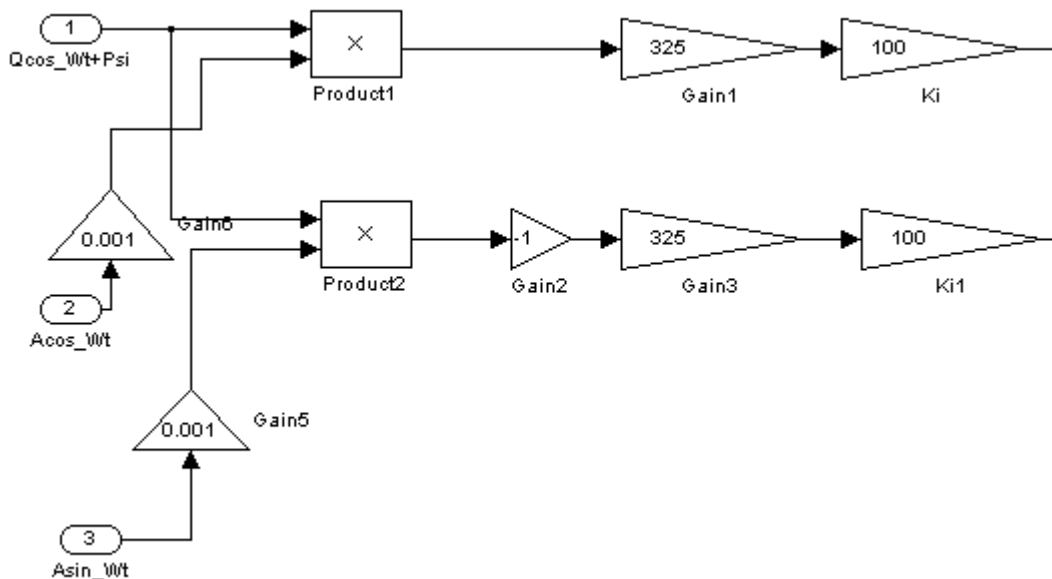


Рисунок 4. – Безынерционное нелинейное звено ФД

K_i – коэффициент передачи фильтра в контуре регулирования.

Физические процессы в системе сопровождения можно изучать с помощью осциллографа:

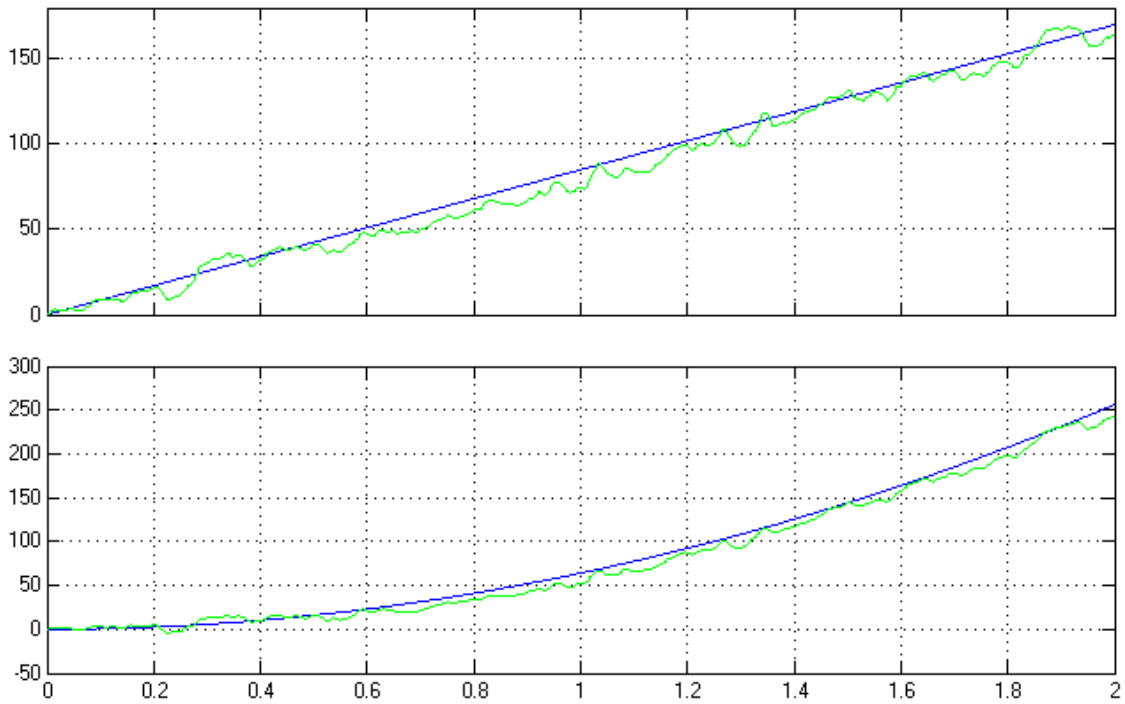


Рисунок 5. Синяя линия – изменение координат цели α и β (верхнее и нижнее окно);зеленая– равносигнальное направление антенны пеленгатора

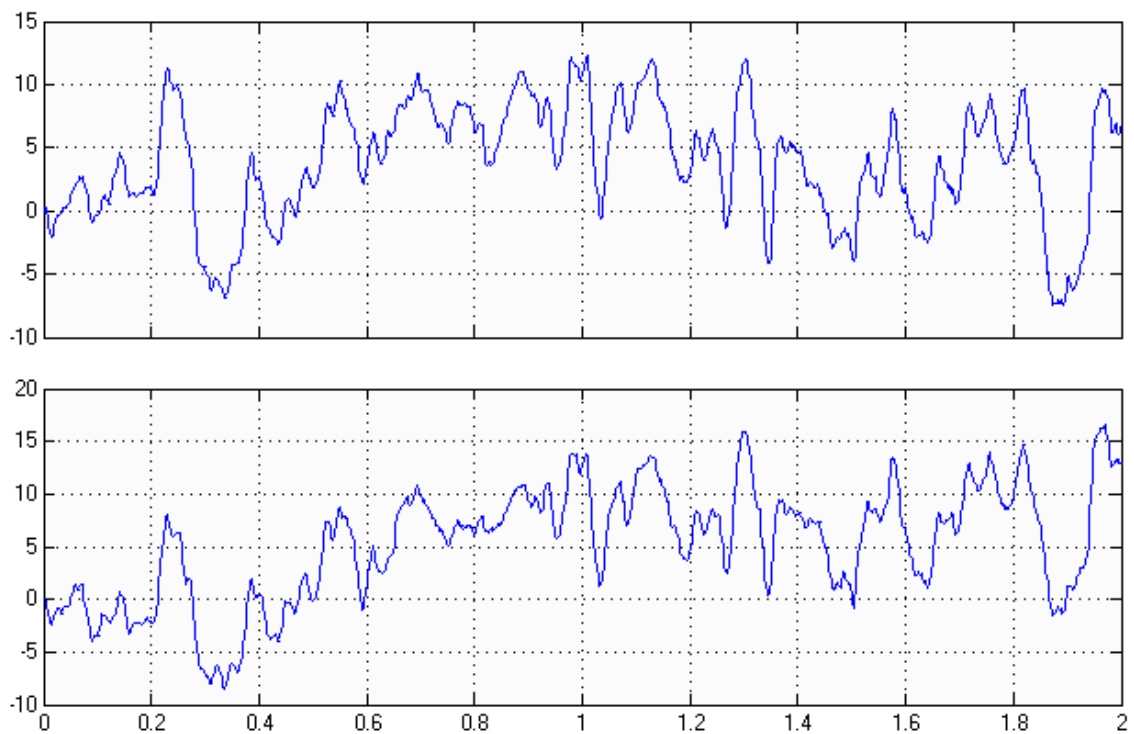


Рисунок 6. – Сигнал ошибки по α и β (нижний и верхний график соответственно)

2. Лабораторное задание к работе

1. Изучить принцип работы угломерной следящей системы с коническим сканированием (стр. 28-35 [1]).
2. Изобразить структурную схему обобщённой радиотехнической следящей системы (стр. 41-51[1]).
3. Найти передаточную характеристику разомкнутой системы.

При этом для фазового детектора (ФД) использовать эквивалентную схему в виде безынерционного нелинейного звена и ФНЧ. Передаточная характеристика исполнительного устройства соответствует изодромному звену:

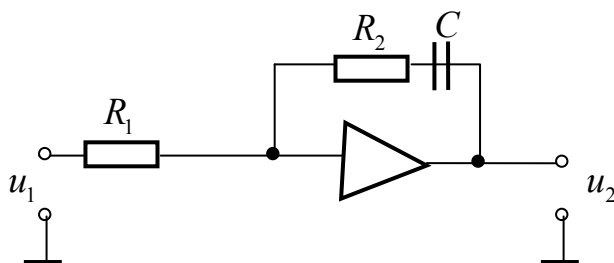


Рис. 4 – Изодромное звено

4. Изучить описание модели следящей системы, представленной с использованием пакета Simulink.
5. Добавить в схему инерционное звено, соответствующее ФД. В пакете MathCad построить АЧХ этого звена и найти его постоянную времени, при которой подавление спектральной составляющей на частоте сканирования будет равно 40 Дб ($\Omega_{ск} = 80$ Гц).
6. Добавить в схему инерционное звено, соответствующее исполнительному устройству.
7. Запустить модель системы в Simulink. Снять осциллограммы в характерных точках, при движении цели с постоянной скоростью: $\alpha(t) = 200$ м и $\beta(t) = v \cdot t$, $v = 200$ м/с.
8. Сделать выводы по проделанной работе.
9. Изучить теорию работы системы в установившемся режиме (стр. 107-118).
10. Определить по осциллограммам величину крутизны дискриминатора S_δ , если $k_u = 100$.

11. Задать коэффициент передачи в контуре управления (изменяя значение k_u), при котором величина установившейся ошибки $\Delta\alpha_{уст} = 0$, $\Delta\beta_{уст} = 10$ м.
12. В пакете MathCad построить переходную характеристику, связывающую воздействие $\alpha(t)$, $\beta(t)$ и ошибку слежения $\Delta\alpha(t)$, $\Delta\beta(t)$. Найти постоянную времени звена исполнительного устройства, при которой коэффициент демпфирования $\xi = 1$, $\xi = 2$, $\xi = 0.67$.
13. Пронаблюдать поведение системы (ошибки сопровождения) при разных ξ .
14. Сделать выводы про проделанной работе.
15. Задать движение цели по координатам α и β с постоянным ускорением и снять осциллограммы в характерных точках.
16. Изменяя параметры системы и добавляя новые звенья получить:
 - установившее значение ошибки слежения равно нулю при движении цели с постоянной скоростью.
 - установившее значение ошибки слежения равно const при движении цели с постоянным ускорением.
17. Изучить поведение системы при движении цели по закону :
$$\alpha(t) = vt + \sin(\omega t)$$
18. Сделать выводы.
19. Изучить метод расчёта характеристик случайных процессов в линейных следящих радиотехнических системах (стр. 122-136).
20. Изучить наблюдения процессов в системе при разных ξ в режиме, когда присутствует флуктуационная помеха. При этом предварительно рассчитать с помощью пакета MathCad ξ_{opt} .
21. Сделать выводы по результатам работы.

Вопросы к практическому занятию и лабораторной работе.

1. Объясните принцип управления ракетой при использовании метода наведения в радиолуче.
2. Как на борту ракеты формируется опорный сигнал?
3. Перечислите источники погрешностей в системе углового сопровождения с коническим сканированием диаграммы направленности антенны.
4. Почему в следящей системе существует два канала и как формируется сигнал рассогласования по двум угловым направлениям?
5. Что определяет глубину модуляции последовательности ВЧ радиоимпульсов в приемном тракте? Начальную фазу?
6. Что есть угловой шум и в каких условия он возникает?
7. Что есть порядок астатизма следящей системы и от чего он зависит?
8. В каком случае в системе возникает срыв сопровождения?

Литература:

С. В. Первачёв «Статистическая динамика радиотехнических следящих систем».