

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
(МИНТРАНС РОССИИ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

ФГОУ ВПО «САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»

АВТОМАТИКА И УПРАВЛЕНИЕ

**Методические указания
к выполнению лабораторных работ**

Для студентов КФ, ФЛЭ, ИТФ и ЗФ

Санкт-Петербург
2007

Одобрено и рекомендовано к изданию
Учебно-методическим советом Университета

Ш87(03)

**АВТОМАТИКА И УПРАВЛЕНИЕ: Методические указания к выполнению
лабораторных работ/Университет ГА. С.-Петербург, 2007.**

Издаются в соответствии с рабочей программой дисциплины «Автоматика и управление».

Содержат методические указания по выполнению лабораторных работ по основным разделам дисциплины: элементам систем и основам теории автоматического управления, системам автоматизированного управления.

Предназначены для студентов КФ, ФЛЭ, ИТФ и ЗФ специализаций ЛЭГВС, ТОЛААД, ОРТОП.

Ил. 41, табл. 2, библи. 8 назв.

Составители:

А.И. Красов, канд.техн.наук, доц.

В.И. Неводничий, ст. научн. сотр., доц.

И.Н. Шестаков, канд.техн.наук, ст. научн. сотр.

А.Г. Ковалев, ст. преп.

Рецензент С.Г. Пятко, докт.техн.наук, проф.

Общие методические указания

Качественное выполнение лабораторных работ требует прочного усвоения принципов действия элементов и построения систем автоматизированного управления, а также предварительного ознакомления с предстоящими работами по данным методическим указаниям.

В процессе лабораторных работ выполняются экспериментальные исследования и необходимые расчеты, результаты которых позволяют закрепить и углубить знания по основам теории автоматизированного управления.

Лабораторные работы знакомят студентов с методикой исследования, помогают приобрести некоторые эксплуатационные навыки и опыт проведения исследований элементов и систем автоматизированного управления.

Перед выполнением работы следует ознакомиться с лабораторной установкой или компьютером, получить у преподавателя разрешение на выполнение работы, а затем приступить к экспериментальной части работы, тщательно фиксируя полученные результаты. После проделанной работы студент представляет отчет, включающий цифровой и графический материал, а также выводы по работе.

При разработке данных методических указаний к выполнению лабораторных работ использованы прежние издания методических указаний по дисциплине «Основы автоматизированных систем управления», авторами которых являлись доценты канд. техн. наук, доц. С.П.Жуков, В.И.Шидловский, ассист. А.А.Савельев.

В оформлении лабораторных работ участвовали заведующий лабораторией Э.Е. Токмаков и техник Г.П. Кабанов.

Раздел 1. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Работа № 1. ПОТЕНЦИОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАТЧИКИ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ

Цель работы

1. Исследование потенциометрического датчика перемещений.
2. Исследование вращающегося трансформатора.

Теоретические сведения

Получение электрического сигнала, зависящего от положения или перемещения отдельных частей управляемого объекта, осуществляется датчиками перемещения. Наиболее часто для этих целей используются потенциометрические датчики, которые относятся к параметрическому типу. Положение подвижной части датчика влияет на электрическое сопротивление цепи. Эта зависимость используется для получения соответствующего напряжения.

Принцип действия потенциометрического датчика рассмотрим на примере линейного потенциометра.

Линейный потенциометр состоит из прямоугольного каркаса, на который намотана изолированная проволока с высоким удельным сопротивлением. Вдоль дорожки, где счищена изоляция, перемещается движок. Напряжение питания U подается на всю обмотку потенциометра, а выходной сигнал u_y снимается между движком и одним из концов обмотки (рис. 1.1). Полярность выходного напряжения при перемещении движка не меняется.

Выходной сигнал u_y равен:

$$u_y = \frac{U}{R} r_x = \frac{U}{L} l_x, \quad (1)$$

где R – полное сопротивление потенциометра;

L – длина потенциометра.

Из выражения (1) следует, что характеристика потенциометра линейная.

Обычно выходной сигнал потенциометра подается на устройство, входное сопротивление R_n которого конечно (рис. 1.2).

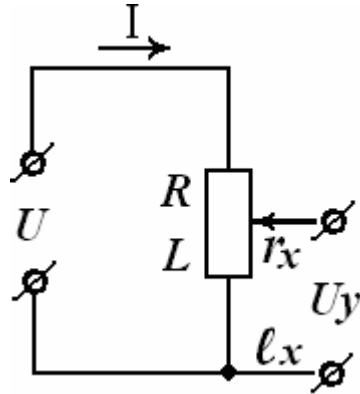


Рис.1.1. Потенциметрический датчик перемещения для однополярного выходного сигнала

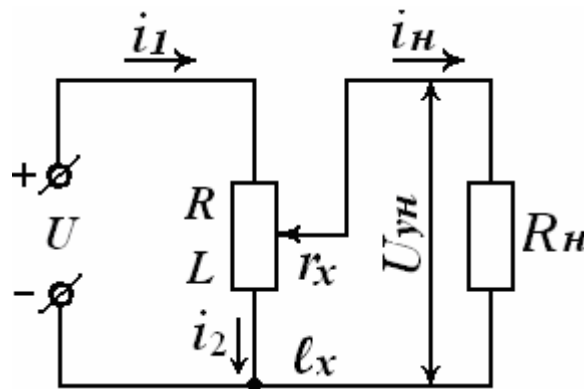


Рис.1.2. Нагруженный потенциометр

С учетом влияния нагрузки для выходного напряжения U_{yn} имеем:

$$U_{yn} = \frac{U r_x}{R \left[1 + \frac{r_x}{R_n} \left(1 - \frac{r_x}{R_n} \right) \right]} . \quad (2)$$

Из выражения (2) видно, что характеристика нагруженного датчика нелинейная. Относительная величина нелинейности равна:

$$\delta U = \frac{U_y - U_{yn}}{U_{yn}} = \gamma x (1 - x) ,$$

где $x = l_x / L$; $\gamma = R / R_n$.

Погрешность δU достигает максимума $\delta U_{max} = 0,25\gamma$ при $x=0,5$.

Если применяется потенциометрический датчик со средней точкой (рис. 1.3), то при переходе движка через среднюю точку знак полярности выходного напряжения u_y изменяется. Характеристики этого потенциометра симметричны началу координат. Максимальная величина отклонения l_x для него равна $L/2$, поэтому максимальное отклонение от линейной характеристики будет соответствовать крайним положениям движка.

Потенциометрические датчики можно использовать также для получения сигнала, пропорционального углу поворота. В этом случае каркас потенциометра имеет форму кольца. Соотношения, полученные ранее, справедливы и для этого потенциометра.

В некоторых случаях для решения задач управления необходимо получать сигнал, пропорциональный не величине угла поворота, а его синусу или косинусу. Эта задача может быть решена с помощью вращающегося трансформатора (ВТ).

Вращающийся трансформатор представляет собой малогабаритную электрическую машину переменного тока (рис. 1.4), на роторе и статоре которой расположены по две взаимно перпендикулярные обмотки. В зависимости от характера вырабатываемой функции различают синусно-косинусные ВТ (СКВТ) и линейные ВТ (ЛВТ).

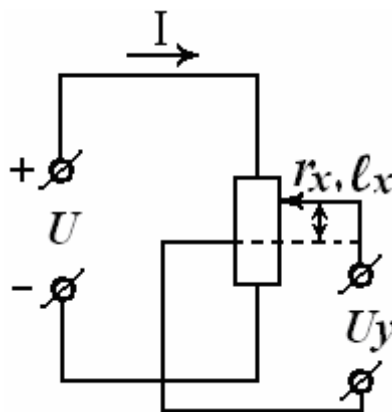


Рис. 1.3. Потенциометрический датчик перемещения для знакопеременного сигнала

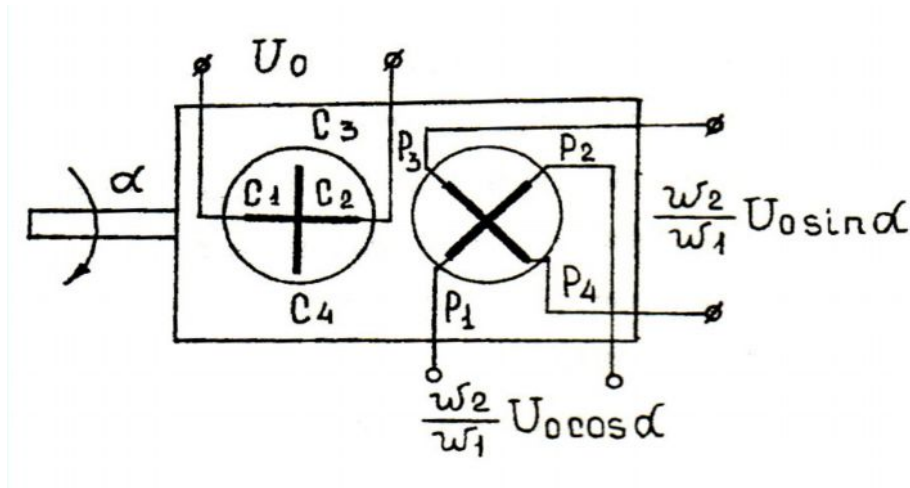


Рис. 1.4. Общий вид вращающегося трансформатора и схема соединения обмоток

Схема СКВТ показана на рис. 1.5. Обмотка возбуждения и квадратурная обмотка называются первичными, а синусная и косинусная - вторичными. При подаче питания U_0 на обмотку возбуждения и повороте ротора на некоторый угол α относительно положения, при котором оси синусной обмотки и обмотки возбуждения взаимно перпендикулярны, в синусной обмотке наводится ЭДС, имеющая значение

$$E_{sin} = E_{max} \sin \alpha , \quad (3)$$

где E_{max} – максимальное значение ЭДС, наводимое при $\alpha = 90^\circ$.

Максимальное значение ЭДС связано с напряжением питания U_0 выражением:

$$E_{max} = m U_0 ,$$

где m – коэффициент трансформации.

При повороте ротора ВТ в косинусной обмотке наводится ЭДС:

$$E_{cos} = E_{max} \cos \alpha . \quad (4)$$

Таким образом, СКВТ позволяет получить на вторичных обмотках ЭДС, пропорциональные произведению напряжения питания на синус и косинус угла поворота ротора. Уравнения (3), (4) справедливы только для холостого хода.

Если обмотки ротора замкнуты на нагрузочные сопротивления Z_{sin} и Z_{cos} , то через эти обмотки будут протекать токи I_{sin} и I_{cos} , которые вызовут магнитные

потоки реакции. Эти потоки взаимодействуют с основным потоком возбуждения. В результате этого взаимодействия зависимости (3), (4) искажаются.

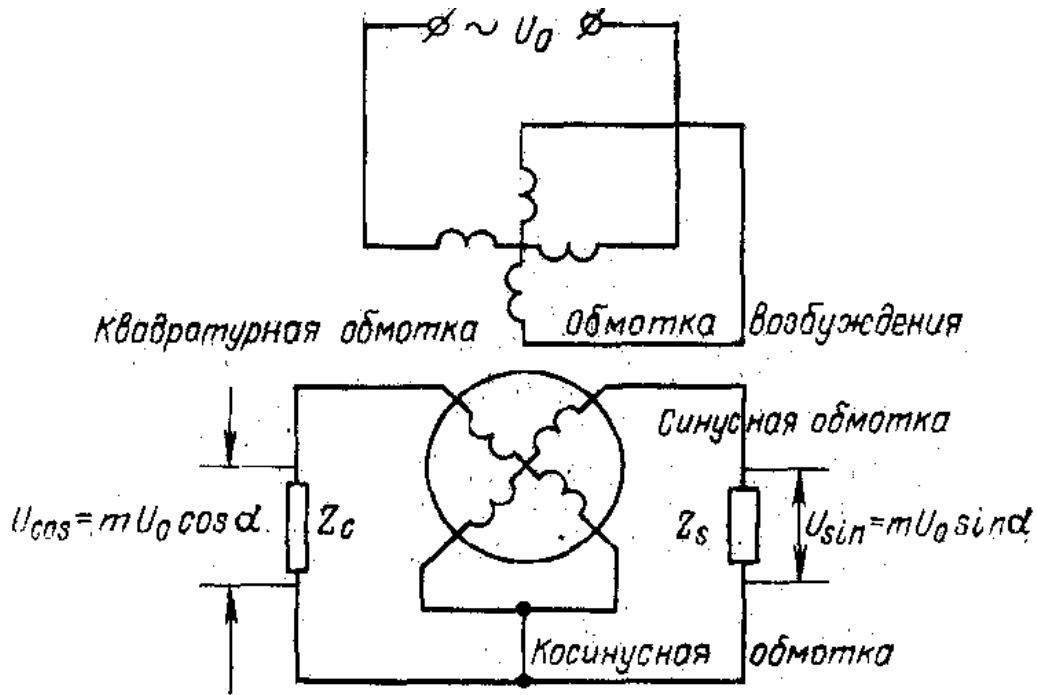


Рис. 1.5. Электрическая схема СКВТ

Для ликвидации этих искажений осуществляют симметрирование СКВТ. Применяют вторичное и первичное симметрирование. При вторичном симметрировании обе вторичные обмотки СКВТ нагружают на одинаковые сопротивления. Если нельзя выполнить вторичное симметрирование, то для компенсации искажений используется квадратурная обмотка статора, которая замыкается накоротко. Погрешность воспроизведения синусно-косинусной функции на СКВТ составляет 0,05-0,25%.

Рассмотренный СКВТ может быть использован для получения линейной зависимости выходного напряжения от угла поворота ротора (рис. 1.6).

Такой режим работы ВТ называется линейным, а сам вращающийся трансформатор – линейным.

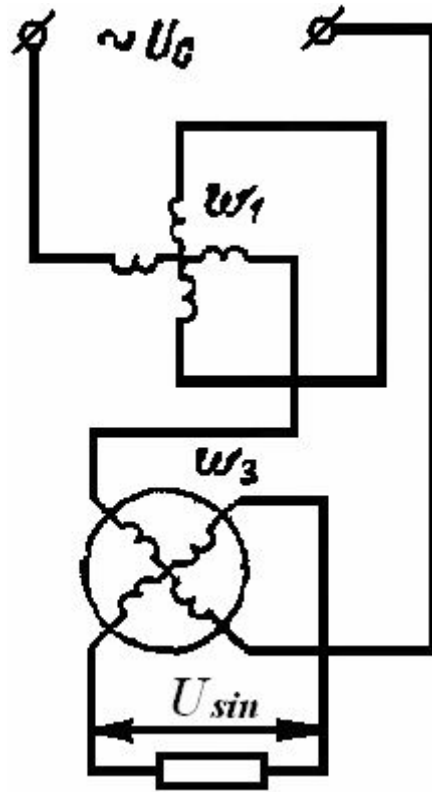


Рис. 1.6. Схема ЛВТ с первичной симметрией

Для выходного напряжения, снимаемого с синусной обмотки ЛВТ, имеем:

$$U_{sin} = m U_0 \frac{\sin \alpha}{1 + \cos \alpha} . \quad (5)$$

Если коэффициент трансформации m равен $0,565$, то линейная зависимость будет примерно $\pm 60^\circ$ с погрешностью $0,05\%$ от максимального значения функции.

Описание лабораторной установки

Лабораторная установка разделена на две независимые части. Первая часть (рис. 1.7), в состав которой входят круговой потенциометрический датчик (ПД), два регистрирующих прибора – вольтметры V_1 и V_2 , и два переключателя режимов работы П1 и П2, предназначена для исследования потенциометрических датчиков. Включение этой части установки осуществляется тумблером В1.

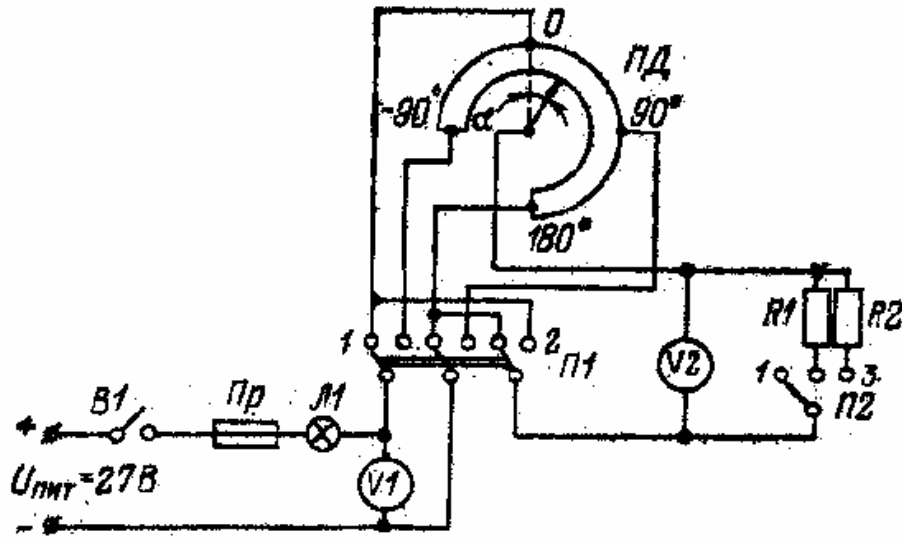


Рис. 1.7. Схема установки для исследования потенциметрического датчика перемещения

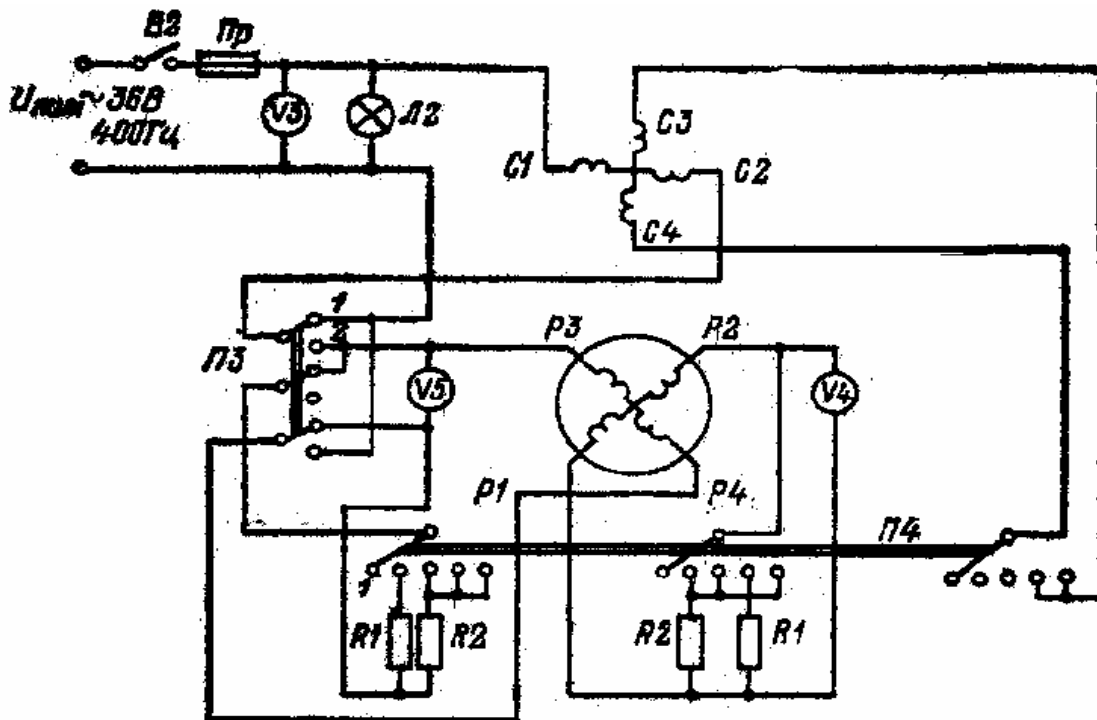


Рис. 1.8. Схема установки для исследования вращающегося трансформатора

На другой части лабораторной установки (рис. 1.8) исследуется вращающийся трансформатор. Эта часть установка состоит из вращающегося трансформатора (ВТ), автотрансформатора (АТ), трех вольтметров V_3 , V_4 , V_5 и двух переключателей режимов работы ПЗ и П4. Включение этой части установки осуществляется тумблером В2.

Порядок выполнения работы

Исследование потенциометрического датчика перемещений

Нереверсивный ненагруженный ПД

1. Включить установку тумблером В1, при этом должна загореться контрольная лампа Л1.
2. Установить переключатели П1 и П2 в положение 1.
3. Установить движок потенциометра в положение $\alpha=0$.
4. Перемещая движок потенциометра от $\alpha = 0$ до $\alpha \pm 180^\circ$ с интервалом 30° , по прибору V_2 снять зависимость $U_2 = f(\alpha)$. Результаты занести в таблицу.

Нереверсивный нагруженный ПД

5. Установить переключатель П2 в положение 2 ($R_H = R_1$).
6. Выполнить операции п. 3, 4.
7. Установить переключатель П2 в положение 3 ($R_H = R_2 < R_1$).
8. Выполнить операции п. 3, 4.

Реверсивный ненагруженный ПД

9. Установить переключатель П1 в положение 2, а переключатель П2 в положение 1.
10. Установить движок потенциометра в положение $\alpha = 0$.
11. Перемещая движок потенциометра от $\alpha = 0$ до $\alpha \pm 90^\circ$ с интервалом 30° , по прибору V_2 снять зависимость $U_2 = f(\alpha)$. Результаты занести в таблицу.

Реверсивный нагруженный ПД

12. Установить переключатель П2 в положение 2 ($R_H = R_1$).
13. Выполнить операции п. 10, 11.
14. Установить переключатель П2 в положение 3 ($R_H = R_2 < R_1$).
15. Выполнить операции п. 10, 11.
16. Выключить установку тумблером В1.

*Исследование вращающегося трансформатора**Ненагруженный СКВТ*

17. Включить установку тумблером В2, при этом должна загореться контрольная лампа Л2.
18. Установить переключатели П3 и П4 в положение 1.
19. Установить ротор СКВТ в положение $\alpha = 0$.
20. Поворачивая ротор СКВТ на различные углы α от 0 до 180° с интервалом 30° , по приборам V4 и V5 снять зависимости $U \sin = f(\alpha)$ и $U \cos = f(\alpha)$.
Результаты измерений занести в таблицу.

СКВТ с несимметричной нагрузкой

21. Установить переключатель П4 в положение 2 ($R_1 \neq R_2$).
22. Выполнить операции, приведенные в п. 19, 20.

СКВТ со вторичным симметрированием

23. Установить переключатель П4 в положение 3.
24. Выполнить операции, приведенные в п. 19, 20.

СКВТ с первичным симметрированием

25. Установить переключатель П4 в положение 4 ($R_1 \neq R_2$).
26. Выполнить операции, приведенные в п. 19, 20.

СКВТ с первичным и вторичным симметрированием

27. Установить переключатель П4 в положение 5.
28. Выполнить операции, приведенные в п. 19, 20.

Ненагруженный ЛВТ

29. Установить переключатель ПЗ в положение 2, а переключатель П4 в положение 1.

30. Установить ротор ЛВТ в положение $\alpha = 0$.

31. Поворачивая ротор ЛВТ на различные углы α от 0 до 90° с интервалом 10° , по прибору V4 снять зависимость $U_{\sin} = f(\alpha)$. Результаты измерений занести в таблицу.

Нагруженный ЛВТ

32. Установить переключатель П4 в положение 2.

33. Выполнить операции, приведенные в п. 30, 31.

ЛВТ с первичным симметрированием

34. Установить переключатель П4 в положение 4.

35. Выполнить операции, приведенные в п. 30, 31.

36. Выключить тумблер питания установки В2.

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Таблицы измерений.
5. Характеристики потенциометрических датчиков и вращающихся трансформаторов.
6. Выводы по работе.

Литература: [4].

Работа № 2. ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ИНТЕГРАТОР И СИНУСНО-КОСИНУСНЫЙ ПОТЕНЦИОМЕТР

Цель работы

1. Исследование линейного потенциометра.
2. Исследование синусно-косинусного потенциометра.
3. Проверка точности работы интегрирующих двигателей.

Теоретические сведения

При выполнении лабораторной работы исследуются линейный потенциометр, функциональный (синусно-косинусный) потенциометр и интегрирующие двигатели. Рассмотрим работу перечисленных элементов.

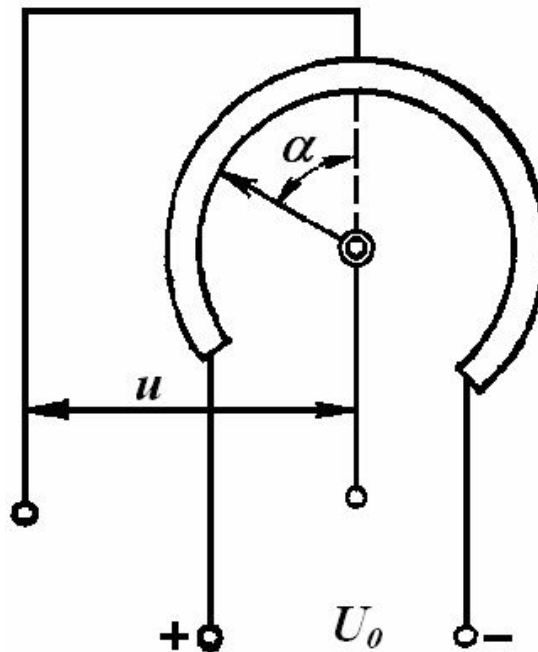


Рис. 2.1. Круговой линейный потенциометр

С помощью линейного потенциометра (рис. 2.1) осуществляется преобразование перемещения в электрическое напряжение. Для линейного потенциометра справедлива зависимость:

$$U = k\alpha,$$

где U – выходное напряжение;

k – постоянный коэффициент;

α – угловое перемещение ползунка.

На лабораторной установке перемещение ползунка потенциометра пропорционально величине воздушной скорости.

С помощью синусно-косинусного потенциометра (рис. 2.2) реализуется синусно-косинусная зависимость. Щетки потенциометра смещены одна относительно другой на 90° . Синусно-косинусная зависимость между углом поворота щеток и выходным напряжением потенциометра достигается шунтированием отдельных участков потенциометра резисторами. При повороте щеток на угол γ (курс самолета) с одной из щеток снимается напряжение $u_1 = k_1 u \sin \gamma$, а с другой - $u_2 = k_1 u \cos \gamma$.

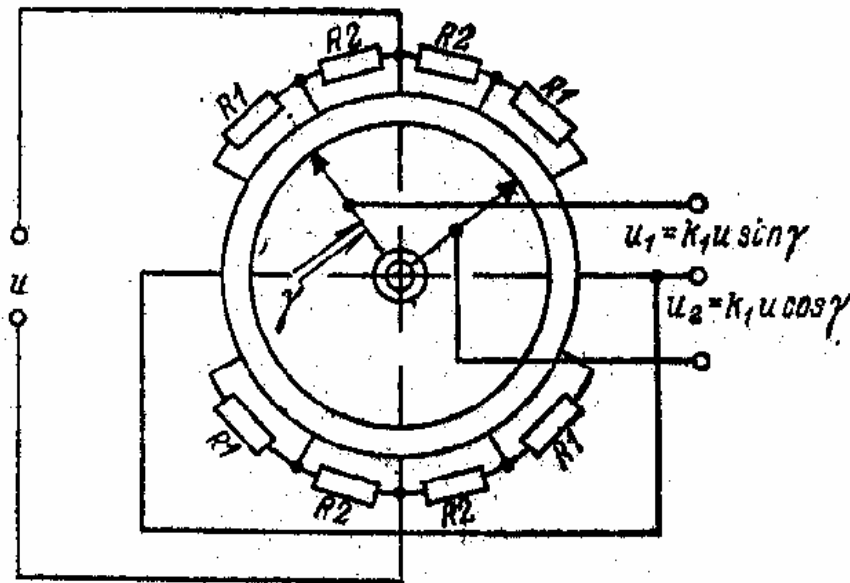


Рис. 2.2. Синусно-косинусный потенциометр

Так как синусно-косинусный потенциометр питается напряжением, пропорциональным воздушной скорости V , то снимаемые с него напряжения равны:

$$u_1 = k_1 V \sin \gamma,$$

$$u_2 = k_1 V \cos \gamma.$$

С помощью двух электрических двигателей постоянного тока (рис. 2.3) производится интегрирование напряжений.

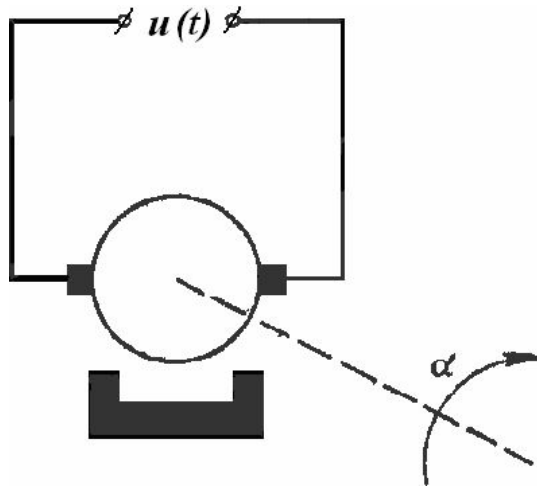


Рис. 2.3. Интегрирующий двигатель

Уравнение равновесия моментов двигателя имеет вид:

$$I \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + f \frac{d\alpha}{dt} + M = k_3 u(t),$$

где I – момент инерции подвижных частей двигателя;

f – коэффициент трения;

M – момент нагрузки;

α – угол поворота якоря двигателя.

Для малогабаритного двигателя с высококачественными подшипниками и без нагрузки на выходном валу можно пренебречь динамическим моментом

$$I \frac{d^2 \alpha}{dt^2} \text{ и моментом нагрузки } M \text{ по сравнению с моментом трения } f \frac{d\alpha}{dt}, \text{ по-}$$

этому

$$f \frac{d\alpha}{dt} = k_3 u(t).$$

Интегрируя обе части этого выражения, получаем:

$$\alpha = \frac{k_3}{f} \int_0^t u(t) dt.$$

Таким образом, угол поворота двигателя практически пропорционален интегралу от входного напряжения. Так как питание на двигатели подается от синусно-косинусного потенциометра, то углы поворота двигателей равны:

$$\alpha_1 = k_2 k_3 \frac{1}{f} \int_0^t V \sin \gamma dt = k_4 S_B;$$

$$\alpha_2 = k_2 k_3 \frac{1}{f} \int_0^t V \cos \gamma dt = k_4 S_C,$$

где S_C и S_B – составляющие пути самолета S по двум взаимно перпендикулярным направлениям (рис. 2.4).

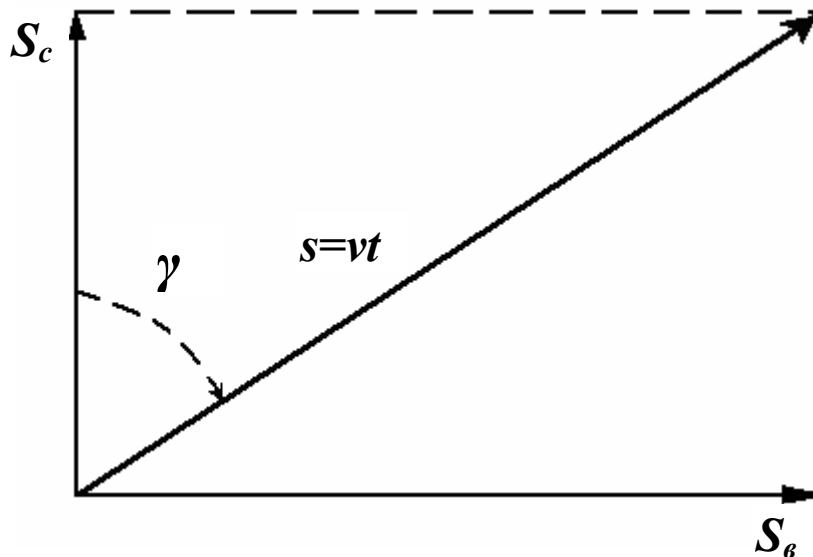


Рис. 2.4. Составляющие пути

Описание лабораторной установки

Лабораторная установка (рис. 2.5) состоит из датчика воздушной скорости (ДВС), датчика курса (ДК), линейного потенциометра (ЛП), синусно-косинусного потенциометра (СКП), двух интегрирующих двигателей ИД1, ИД2 и счетчика пути (СП).

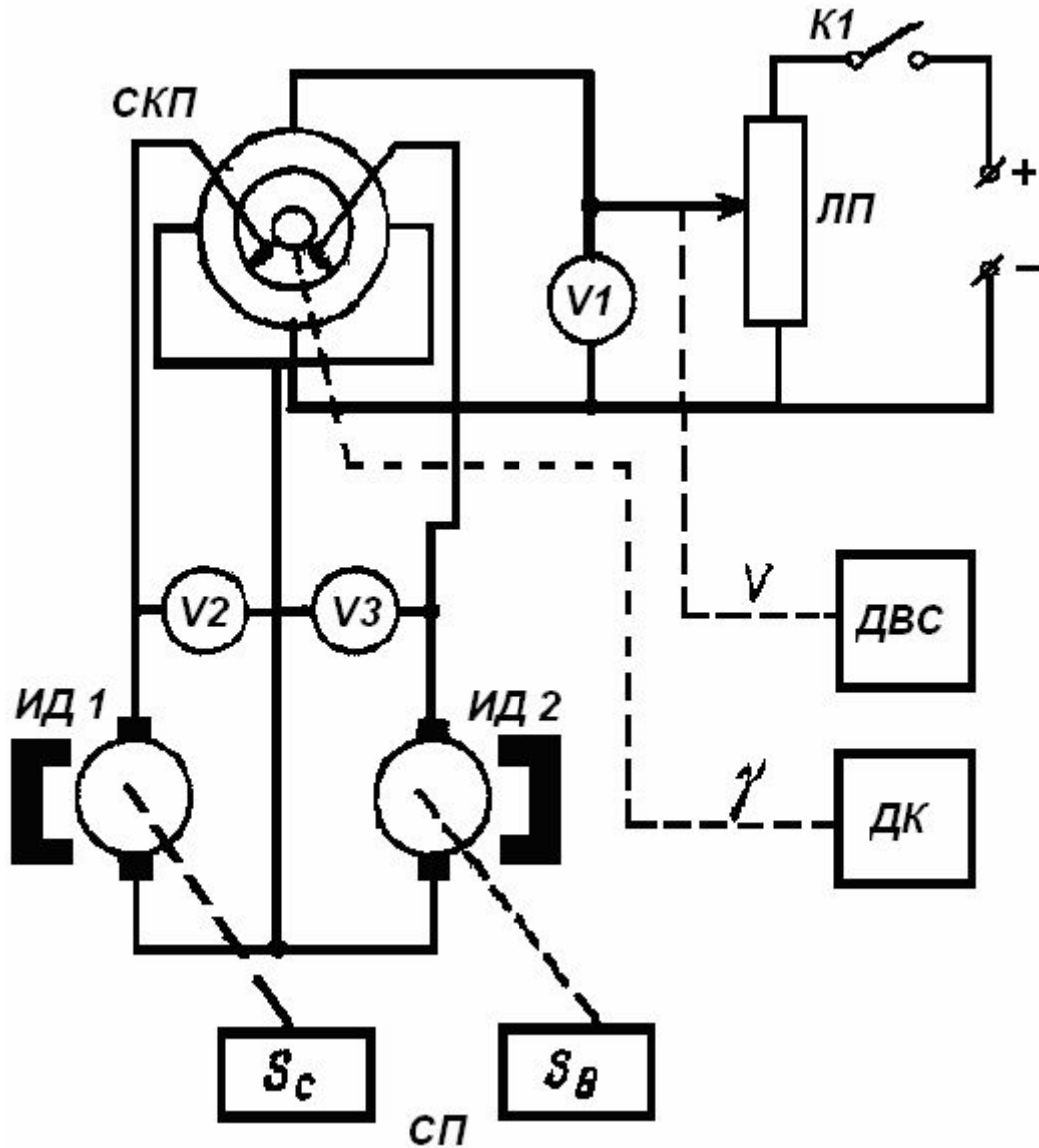


Рис. 2.5. Схема лабораторной установки

Напряжение, снимаемое с потенциометра ЛП, пропорциональное воздушной скорости V , поступает на синусно-косинусный потенциометр. Перемещение щеток СКП на угол γ осуществляется с помощью датчика курса. Напряжения, снимаемые с СКП, пропорциональные составляющим воздушной скорости, поступают на интегрирующие двигатели ИД1 и ИД2, отсчитывающие составляющие пройденного пути.

Порядок выполнения работы

Исследование характеристик потенциометров и интегрирующих двигателей

Построение характеристики линейного потенциометра ЛП

1. Включить выключатель К1 (подать напряжение постоянного тока).
2. Поворотом рукоятки ДВС устанавливать скорость в пределах **300-700** км/ч через **200** км/ч.
3. Наблюдать за показаниями вольтметра **V1**, подключенного к выходу потенциометра скорости ЛП.
4. Результаты измерений занести в таблицу.
5. По данным таблицы построить график:

$$u = f(V).$$

Построение характеристик синусно-косинусного потенциометра

6. Включить выключатели К1 и К2 (выключатель К2 служит для включения следящей системы, обрабатывающей курс самолета; выключатель и следящая система на рис. 2.5 не показаны).
7. Рукояткой ДВС установить по шкале величину воздушной скорости **500** км/ч.
8. Рукояткой датчика курса устанавливать по шкале курса угол γ в пределах $0-360^\circ$ через 30° .
9. Наблюдать за показаниями вольтметров **V2** и **V3**, подключенных к синусно-косинусному потенциометру.
10. Результаты измерений занести в таблицу.
11. По данным таблицы построить графики:

$$u_1 = k_1 u \sin \gamma;$$

$$u_2 = k_1 u \cos \gamma.$$

Проверка точности работы интегрирующих двигателей ИД1 и ИД2

12. Включить выключатели К1 и К2.
13. Установить величину воздушной скорости **600** км/ч.

14. Установить величину курсового угла $\gamma = 0$ и выключить выключатели К1 и К2.

15. Установить обе стрелки счетчика пути на нуль; включить выключатели К1 и К2 и одновременно запустить секундомер. Через пять минут выключить выключатели К1 и К2.

16. Снять значения составляющих пути со счетчика СП.

17. Выполнить операции, перечисленные ранее при значениях курсового угла $\gamma = 45$ и 90° .

18. Вычислить S_c и S_g . Сравнить показания счетчика с вычисленными значениями и определить относительную погрешность:

$$\Delta S = \frac{S_{расч} - S_{приб}}{S_{расч}} 100\%.$$

Расчетные значения $S_{расч}$ определять согласно зависимостям:

$$S_{расч} = Vt \text{ (при } \gamma = 0 \text{ и } 90^\circ);$$

$$S_{расч} = Vt \sin 45 \text{ (при } \gamma = 45^\circ).$$

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Таблицы измерений.
5. Графики зависимостей: $u = k V$; $u_1 = k_1 u \sin \gamma$; $u_2 = k_1 u \cos \gamma$.
6. Результаты проверки точности интеграторов.
7. Выводы по работе.

Литература: [4].

Работа № 3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ «Путь-4МПА»

Цель работы

1. Исследование следящих систем курса и КУР прибора НКП-4.
2. Определение передаточных коэффициентов бокового канала системы «Путь-4МПА».
3. Определение зависимости командного сигнала по боковому каналу от отклонения от равноточной зоны курса и нахождение передаточного коэффициента отклонения от этой зоны.
4. Проверка световой сигнализации неисправности бокового и продольного каналов.

Теоретические сведения

Пилотажно-навигационная система «Путь-4МПА» предназначена для облегчения управления самолетом и обеспечивает:

- директорное управление самолетом по командным стрелкам 5 и 8 (рис. 3.1) пилотажных приборов в режимах захода на посадку по сигналам курсового и глиссадного радиомаяков систем «СП-50» и «ILS» с момента начала 4-го разворота до высоты 60 м и стабилизации на траектории, задаваемой радиомаяками системы ближней навигации «VOR»;
- выдачу командных сигналов в автопилот АП-6ЕМ-3П через специальный блок связи БС-3 (рис. 3.2) для автоматической стабилизации самолета на заданной траектории;
- выдачу информации о неисправности самой системы и радиотехнических систем;
- наглядную совмещенную индикацию основных параметров положения самолета в пространстве и команд на управление самолетом.

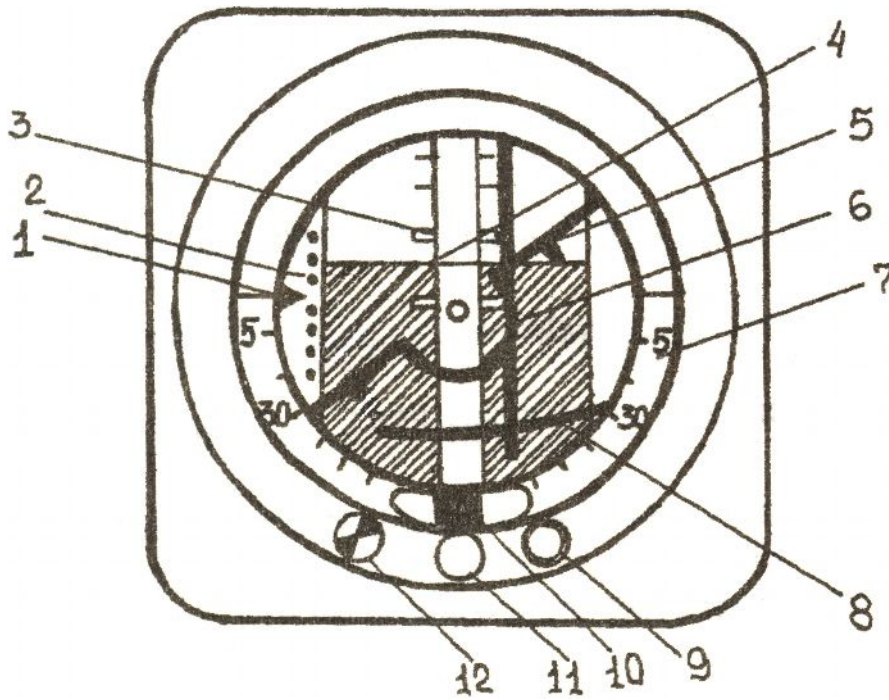


Рис. 3.1. Пилотажный прибор ПП-1ПМ:

1 – указатель глиссады (стрелка); 2 – шкала глиссады; 3 – шкала тангажа; 4 – указатель тангажа; 5 – командная стрелка бокового движения; 6 – указатель крена; 7 – шкала крена; 8 – командная стрелка продольного движения; 9 – кнопка ускоренной коррекции гировертикали; 10 – указатель скольжения; 11 – ручка установки тангажа; 12 – лампочка

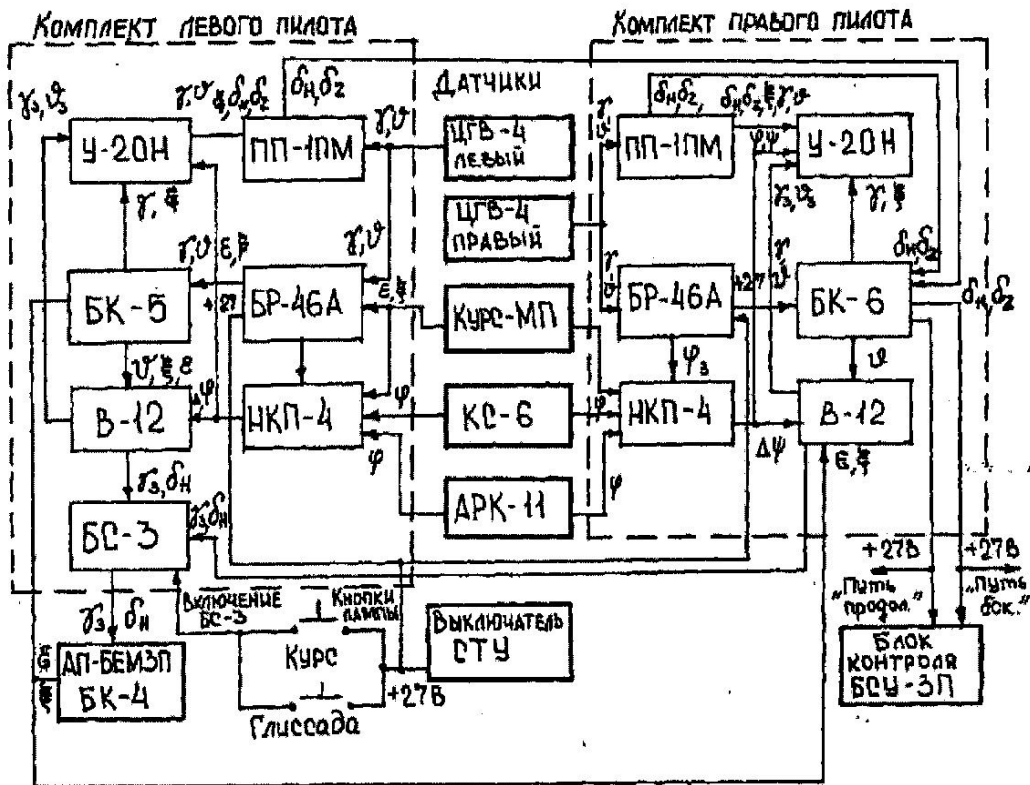


Рис. 3.2. Блок-схема системы «Путь-4МПА»

Система использует сигналы от следующих датчиков:

- курса ψ (от курсовой системы КС);
- крена γ и тангажа θ (от 2-х центральных гировертикалей ЦГВ-4, причем в левый полукомплект системы поступают сигналы крена и тангажа с левой гировертикали, а в правый полукомплект - с правой гировертикали);
- отклонения от глиссады ξ и от равносигнальной зоны курса или заданной линии пути ε от радиоприемных устройств аппаратуры «Курс-МП-1».

Примечание. Для проверки системы «Путь-4МПА» используется поворочная установка УПП-7, смонтированная на стенде, где находятся имитаторы всех ранее перечисленных датчиков.

Пилотажно-навигационная система «Путь-4МПА» (см.рис.3.2) представляет собой комплекс взаимосвязанных агрегатов, предназначенных для формирования (по сигналам, получаемым с указанных датчиков) команд на управление самолетом. Команды выдаются летчикам в виде отклонения командных стрелок пилотажного прибора ПП-1ПМ (см.рис.3.1) как разница между заданными и текущими угловыми положениями самолета:

$$\delta_z = \gamma_m - \gamma_z ; \quad \delta_n = \theta_m - \theta_z ,$$

где δ_z, δ_n – отклонения командных стрелок 5 и 8 (см. рис. 3.1) соответственно бокового и продольного движений;

γ_m, θ_m – текущие значения углов крена и тангажа самолета;

γ_z, θ_z – заданные значения углов крена и тангажа.

Формирование сигнала «Крен заданный» γ_z производится в вычислителях левого и правого полукомплектов системы суммированием следующих сигналов отклонения от:

- равносигнальной линии курса в режиме посадки или от заданной линии пути в навигационном режиме ε , выработанном системой «Курс-МП-1» и уси-

ленном для вычислителей левого и правого комплектов блоком комбинированным БК-5;

– заданного магнитного курса $\Delta\psi$, который формируется левым и правым навигационно-курсовым прибором НКП-4 (рис.3.3) вычитанием из текущего курса ψ , выработанного курсовой системой КС;

– заданного курса ψ_3 , выставяемого на НКП-4 с помощью кремальеры 8 (см.рис.3.3).

Указанные сигналы дифференцируются и суммируются с определенными порциями.

Суммирование же сигналов «Крена заданного» с текущим креном γ_m , выработанным ЦГВ-4 и усиленным для левого и правого полукомплектов блоками комбинированными БК-5 и БК-6 (см.рис.3.2), производится в усилителе У-20Н.

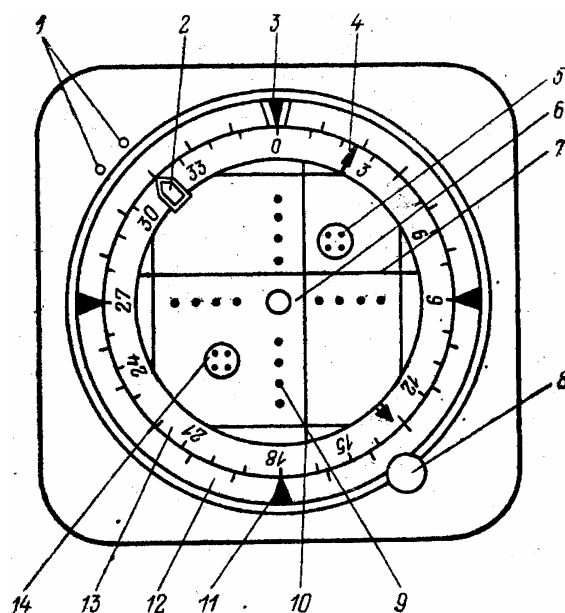


Рис. 3.3. Навигационный курсовой прибор НКП-4:

1 – корректоры магнитоэлектрических систем; 2 – указатель заданного курса (стрелка); 3 – неподвижный отметчик курса; 4 – указатель КУР (стрелка); 5 – бленкер ГРП; 6 – шкала указателя положения ВПП (ЗЛП); 7 – указатель глиссады; 8 – курсозадатчик ψ_3 ; 9 – шкала указателя глиссады; 10 – указатель ВПП или ЗЛП; 11 – индексы для выполнения «коробочки»; 12 – шкала КУР; 13 – шкала курса; 14 – бленкер КРП

Усиленный сигнал управления боковым движением поступает на левый или правый пилотажный прибор ПП-1ПМ (см.рис. 3.1) на управляющую обмотку электродвигателя, который с помощью редуктора отрабатывает вертикальную командную стрелку пилотажного прибора в положение, соответствующее сигналу управления δ_z .

Отклонение вертикальной командной стрелки в ту или другую сторону указывает пилоту команду «влево» или «вправо». При крене $\gamma_m = \gamma_z$ $\delta_z = \theta$, т. е. командная стрелка 5 (см. рис. 3.1) находится в нулевом положении (в центре черного кружка).

Формирование сигнала команды продольного движения δ_H производится в вычислителях левого и правого полукомплектов суммированием следующих сигналов:

- отклонения от равносигнальной линии глиссады ξ , выработанного системой «Курс-МП-1» и усиленного блоком комбинированным БК-5 (см.рис. 3.2);
- тангажа θ , выработанного гировертикалями ЦВГ-4 и усиленного для вычислителя левого и правого полукомплектов блоками комбинированными БК-5 и БК-6.

Указанные сигналы дифференцируются, фильтруются и суммируются с определенными порциями. Сигнал δ_H , сформированный в вычислителе, далее поступает в канал 6 усилителя У-20Н. Усиленный сигнал управления продольным движением поступает на отработку горизонтальной стрелки 8 (см.рис.3.1) прибора ПП-1ПМ, соответственно указывая пилоту команду «вверх» или «вниз».

При пилотировании по командным стрелкам пилоту нужны показания крена, курса, курсовой и глиссадной зоны, тангажа для контроля за положением самолета.

Снос при действии боковых ветров и угол атаки учитываются системой автоматически. При автоматическом управлении самолетом командные сигнала-

лы по продольному и боковому каналам выдаются в автопилот через специальной блок связи БС-3 (см.рис.3.2), который усиливает и преобразует сигналы δ_n и δ_z в переменный ток для мостов автопилота.

Обобщенную индикацию основных параметров положения самолета в пространстве осуществляют показывающие приборы системы:

- пилотажные ПП-1ПМ;
- навигационные курсовые НКП-4.

Пилотажный прибор ПП-1ПМ представляет собой комбинированный прибор, совмещающий нуль-прибор, дистанционный авиагоризонт, указатель глиссады (или заданной траектории снижения) и указатели скольжения (см.рис.3.1).

Навигационный курсовой прибор НКП-4 (см.рис.3.3) предназначен для обобщенной индикации положения самолета в горизонтальной плоскости и представляет собой комбинированный указатель, совмещающий указатели курса, курсового угла радиостанции, отклонения от глиссады или траектории снижения, отклонения от оси равносигнальной зоны курса или от заданной линии пути.

Описание лабораторной установки

В лабораторной работе используются стенд для проверки системы «Путь-4МПА», осциллограф типа С1-19Б и вольтметр типа М24 (рис.3.4).

Питание осуществляется от источников питания:

- для цепей трехфазного переменного тока $36 \text{ В} \pm 5\%$, $400 \text{ Гц} \pm 2\%$;
- для цепей постоянного тока $27 \text{ В} \pm 10\%$.

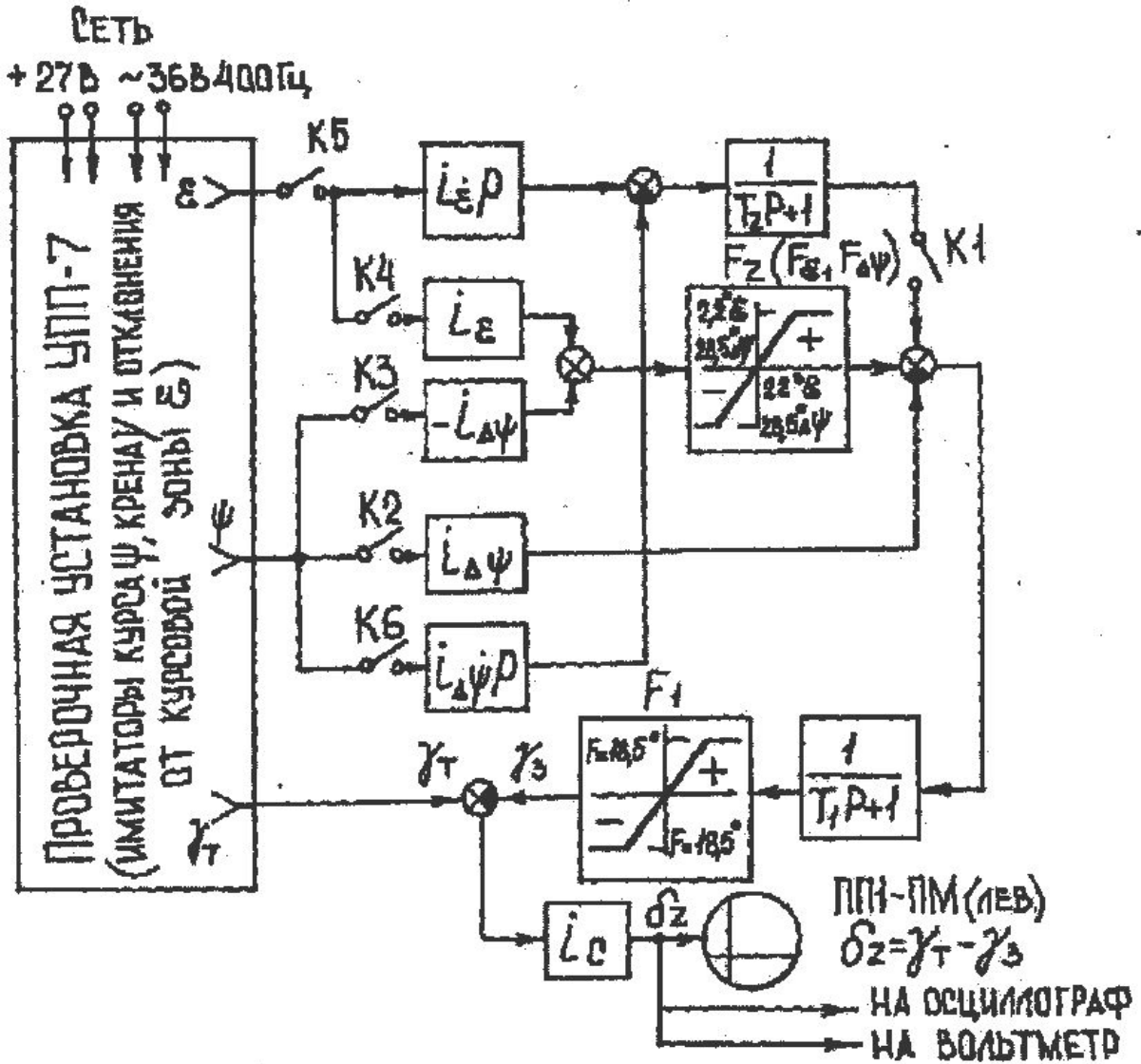


Рис. 3.4. Схема установки для проверки системы «Путь-4МПА» в боковом канале

Сигналы всех ранее упомянутых датчиков поступают от имитаторов, которые вмонтированы в поверочную установку УПП-7 и находятся на стенде проверки изделия.

Закон управления в боковом движении имеет вид:

$$\delta_z = i_c (\gamma_m - \gamma_3) ;$$

$$\gamma_{зад} = \frac{F_1}{T_1 p + 1} \left[F_2 (i_{\varepsilon} \varepsilon - i_{\Delta\psi} \Delta\psi) + i_{\Delta\psi} \Delta\psi + \frac{1}{T_2 p + 1} \times (i_{\varepsilon} p \varepsilon + i_{\Delta\psi} p \Delta\psi) \right] ;$$

$$\delta_z = i_c \left\{ \gamma_m - \frac{F_1}{T_1 p + 1} \left[F_2 (i_\varepsilon \varepsilon - i_{\Delta\psi} \Delta\psi) + i_{\Delta\psi} \Delta\psi + \frac{1}{T_2 p + 1} (i_\varepsilon p \varepsilon + i_{\Delta\psi} p \Delta\psi) \right] \right\},$$

где $i_\varepsilon, i_{\dot{\varepsilon}}, i_{\Delta\psi}, i_{\dot{\Delta\psi}}, i_c$ – передаточные коэффициенты;

T_1 и T_2 – постоянные времени блоков вычислителя В-12,

$$T_1 = 1,7 \text{ с}; T_2 = 2,3 \text{ с}.$$

Ограничитель F_1 ограничивает заданный крен $\gamma_{z \max} = 18,5^\circ$. С помощью ограничителя F_2 образуется зона нечувствительности $\Delta\psi_0 = \pm 28,5^\circ$. Поскольку через ограничитель пропускается не только сигнал $\Delta\psi$, но и ε , во всех случаях сигнал на выходе $F_2 (i_\varepsilon \varepsilon - i_{\Delta\psi} \Delta\psi)$ не превышает величины $i_{\Delta\psi} \Delta\psi_0$. Благодаря этому в зоне насыщения сигнала ε угол подхода $\Delta\psi_{\text{п}} = \Delta\psi_0$. При выходе в зону линейности сигнала ε появляется сигнал $i_\varepsilon p \varepsilon$, приводящий в конечном итоге к развороту самолета на посадочный курс, следовательно, уменьшению величины угла $\Delta\psi$. При $\Delta\psi < \Delta\psi_0$ начинает «проходить» сигнал $i_\varepsilon \varepsilon$.

Член $i_{\dot{\Delta\psi}} p \Delta\psi$ служит для компенсации запаздывания сигнала $i_\varepsilon p \varepsilon$ на фильтре с постоянной времени T_2 . Ограничения крена до $\gamma_{z \max} = 18,5^\circ$ осуществляются ограничителем F_1 . К1, К2, К3, К4, К5, К6 – переключатели.

Система на стенде представляет собой сдвоенный комплект. Индикация основных параметров обеспечивается с помощью командного, пилотажного и навигационного приборов (см. рис. 3.1 и 3.3).

Порядок выполнения работы

Исследование следящих систем

Исследование следящей системы курса прибора НКП-4.

Выключатель В1 установить на стенде в положение «Контр. $\mu\text{А}$ »,

выключатель В3 – в положение «Питание», В2 – «Выкл. БК-6». Переключатель В4 установить в положение «Курс». Включить переключатели 27В и 36В. Переключатели К1, К2, К3, К4, К5, К6, К7 включены. Вращая кремальеру датчика Д1, установить шкалу курса прибора НКП-4 последовательно на отметки 0, 30, 90, 180, 270, 330° и соответственно провести отсчет курса по грубой шкале (10°) датчика Д1 по цифрам, имеющим белую окраску. Алгебраическая разность показаний на шкале курса прибора НКП-4 и шкалах датчика Д1 составит погрешность дистанционной передачи системы курса, которая не должна превышать $\pm 2^\circ$. Курс изменять в пределах 0-360° через 30°. Данные отсчета занести в таблицу.

Исследование следящей системы курсового угла радиостанции (КУР)

Переключатель В4 установить в положение «КУР». Вращая кремальеру датчика Д1, установить стрелку «КУР» прибора НКП-4 последовательно на отметки 0, 90, 180, 270° и провести соответственно отсчет углов по грубой шкале (10°) датчика Д1 по цифрам, имеющим желтую окраску. Алгебраическая разность показаний по шкале КУР прибора НКП-4 и шкалам датчика Д1 составляет погрешность дистанционной передачи системы КУР, которая не должна превышать на отметке $0^\circ \pm 1,5^\circ$, на отметках 90, 180, 270° $\pm 2,5^\circ$. Данные занести в таблицу.

Определение передаточных коэффициентов системы

«Путь-4 МПА» при работе в боковом канале

Определение передаточного коэффициента по крену i_c

Переключатели В4 установить в положение «Курс», В8 – «Крен», В1 установить в положение «Контр. μA », В6 – «Посадка К» (600 мкА), В5 – в положение «1». Переключатели К1, К2, К3, К4, К5, К6, К7 выключены. Датчиком Д3 задать текущий крен от 0 до 30° через каждые 5° и записать в миллиметрах (используя трафарет) и вольтах (с вольтметра) показания вертикальной командной стрелки 5 (см.рис.3.1) прибора ПП-1ПМ левого полукомплекта. Данные запи-

сать в таблицу. Построить график зависимости $U_{\delta_z, \mathbf{v}} = f(\gamma_m)$, град и по нему определить передаточный коэффициент по крену i_c , в/град.

Определить величину крена, при котором наступает порог ограничения командного сигнала.

Определение зависимости командного сигнала δ_z от сигнала отклонения по курсу и нахождение передаточного коэффициента по курсу $i_{\Delta\psi}$

Переключатель В4 установить в положение «Курс», переключатели К2, К3 включены, К1, К4, К5, К6, К7 выключены. Переключатель В1 установить в положение «Контр. μA », В2–«Выкл. БК-6», В3– «Питание», В8–«Крен», В6–«Посадка К» (600 мкА), В5–«1». Стрелки датчика Д3 установить в нулевое положение, вращая стрелки датчика Д1, задать отклонение по курсу по часовой стрелке от 0 до 20°, изменяя курс через каждые 10°, и от 20 до 40°, изменяя курс через 2,5° и, наконец, задать отклонение по курсу 50°. Измерять отклонение вертикальной командной стрелки прибора ПП-1ПМ левого полукомплекта в миллиметрах (по трафарету) и в вольтах (по вольтметру). Показания занести в таблицу. Построить график зависимости $U_{\delta_z, \mathbf{v}} = f(\Delta\psi)$, град.

Определить по линейному участку графика коэффициент передачи по курсу $i_{\Delta\psi}$ и найти порог ограничения по курсу.

Определение зависимости командного сигнала δ_z от сигнала отклонения равносигнальной зоны курса \mathcal{E} и нахождение передаточного коэффициента отклонения от равносигнальной зоны курса $i_{\mathcal{E}}$

Переключатели К4 и К5 включить, а К1, К2, К3, К6, К7 выключить. Переключатель В1 установить в положение «Работа». Стрелки датчиков Д1 и Д3 установить в нулевые положения. Вращая ручку датчика Д2 по часовой стрелке, установить по микроамперметру ток от 0 до 600 мкА через 100 мкА и измерить отклонения вертикальной командной стрелки прибора ПП-1ПМ (левый) в

миллиметрах (по трафарету) и вольтах (по вольтметру). Показания занести в таблицу. Построить график зависимости $U_{\delta_z, \nu} = f(\epsilon)$, град.

Определить по линейному участку коэффициент передачи i_{ϵ} и найти порог ограничения.

Проверка световой сигнализации неисправности бокового и продольного каналов

Боковой канал

Переключатели К1, К2, К3, К4, К5, К6 включить, К7 выключить. Переключатели В1 и В2 установить в положение «Работа», В4 – «Курс», В6 – «Посадка К» (600 мкА), В8 – «Крен». Кремальерой 8 (см.рис.3.3) приборов НКП-4 установить заданный курс 0° . Стрелки датчиков Д1 и Д2 установить в нулевое положение. Плавно вращая стрелки датчика Д2 по часовой стрелке, изменять ток в цепи микроамперметра до момента загорания сигнальной лампочки «Отказ Путь-бок.». По приспособлениям, наложенным на стекле (по трафарету) приборов ПП-1ПМ, определить рассогласование между двумя командными вертикальными стрелками в момент загорания сигнальных лампочек «Отказ Путь-бок.». Менять ток датчиков Д2 в другую сторону. Заметить, при каком рассогласовании лампочка погаснет.

Продольный канал

Сигнализация неисправности продольного канала представлена на рис. 3.5. Переключатели В8 на стенде установить в положение «Тангаж», В6 – «Посадка ГЛ» (600 мкА), В2 – в положение «Работа». Вращая кремальеру датчика Д2 по часовой стрелке, изменять ток в цепи микроамперметра до загорания сигнальной лампочки «Отказ Путь-прод.». Далее определить рассогласование между двумя командными горизонтальными стрелками приборов ПП-1ПМ левого и правого с помощью трафаретов в момент загорания сигнальной лампочки «Отказ Путь-прод.». Менять ток датчиком Д2 в другую сторону. Записать в миллиметрах, при каком рассогласовании лампочка погаснет.

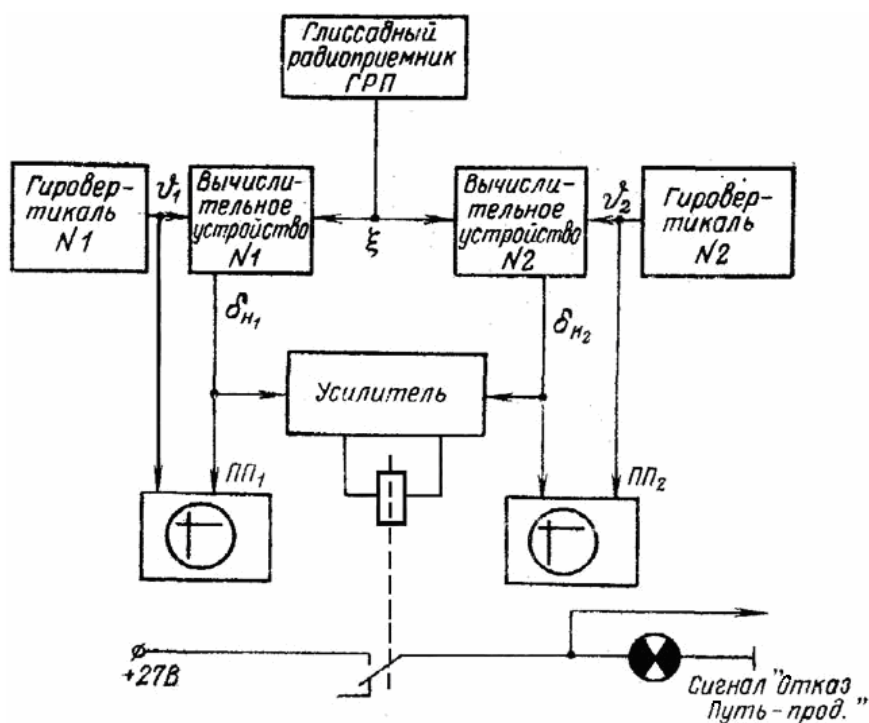


Рис. 3.5. Сигнализация неисправностей продольного канала системы «Путь-4МПА»

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Закон управления в боковом канале.
5. Таблицы измеренных и расчетных величин.
6. Графики зависимостей:

$$U_{\delta_z, \epsilon} = f(\gamma_{\tau}), \text{ град};$$

$$U_{\delta_z, \epsilon} = f(\Delta \psi), \text{ град};$$

$$U_{\delta_z, \epsilon} = f(\epsilon), \text{ град}.$$

7. Значения передаточных коэффициентов i_c , i_ε , $i_{\Delta\psi}$, а также величин γ_m , $\Delta\psi$ и ε , при которых наступает порог ограничения командного сигнала δ_z .
8. Величины рассогласований командных стрелок при отказах в боковом и продольных каналах.
9. Выводы по работе.

Литература: [3].

Раздел 2. ОСНОВЫ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Работа № 4. ДИНАМИЧЕСКИЕ ЗВЕНЬЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Цель работы

1. Изучение характеристик звеньев систем автоматического управления.
2. Исследование поведения динамических звеньев при типовых воздействиях на их входах.

Теоретические сведения

Динамические свойства звеньев САУ могут описываться дифференциальными уравнениями, передаточными и переходными функциями, частотными характеристиками. Для звеньев со входом $x(t)$ и выходом $y(t)$ (рис. 4.1) передаточная функция находится как отношение операторных изображений выходного сигнала к входному:

$$W(p) = Y(p)/X(p).$$

Переходная функция, которая определяется как реакция звена на единичный ступенчатый входной сигнал (рис. 4.2), может быть построена расчетным путем при подстановке в уравнение $x(t) = 1[t]$ или получена экспериментально путем записи выхода при подаче на вход звена ступенчатого изменения входного сигнала. Наконец, частотные характеристики показывают изменение амплитуды и фазы выходного сигнала при изменении частоты колебаний гармонического входного сигнала с постоянной амплитудой (рис. 4.3).

В качестве примера найдем все эти характеристики для апериодического звена, которое описывается уравнением:

$$T \frac{dy}{dt} + y = kx. \quad (1)$$

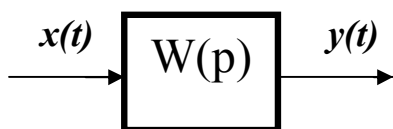


Рис.4.1. Звено динамической системы

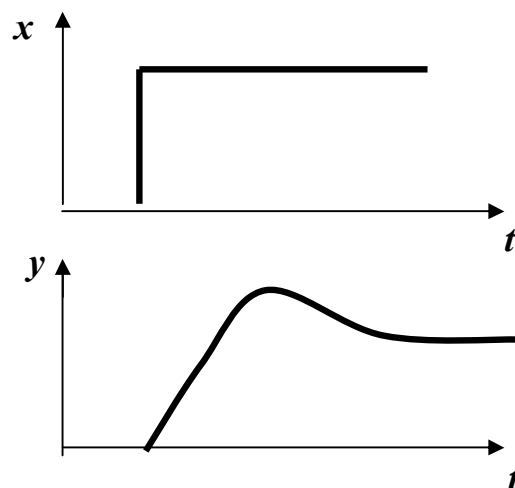


Рис.4.2. Переходный процесс

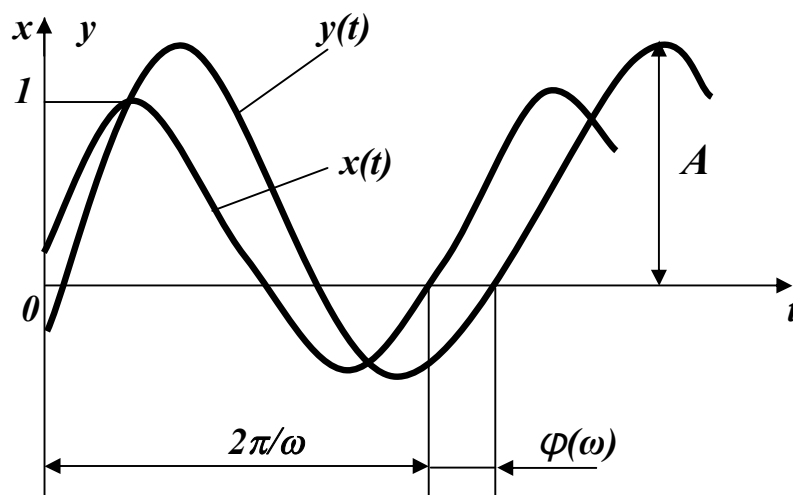


Рис 4.3. Сигналы на входе и выходе

В операторной форме оно записывается в виде:

$$T_p Y(p) + Y(p) = kX(p)$$

Отсюда

$$W(p) = Y(p)/X(p) = \frac{k}{T_p + 1}.$$

Подставив $x = 1$ при $y(0) = 0$, найдем переходную функцию:

$$H(t) = y(t) = k(1 - e^{-t/T}).$$

Для получения частотных характеристик полагаем

$$x(t) = \sin \omega t.$$

Подстановка x , y и y в уравнение (1) позволяет найти

$$A = k / \sqrt{T^2 \omega^2 + 1}; \quad \text{tg } \varphi = -\Omega t.$$

Аналогично определяются характеристики других звеньев.

Порядок выполнения работы

1. Запустите программу и точно следуйте указаниям и рекомендациям компьютера, выводимым на экран. Прежде чем нажать клавишу **Enter**, уточните правильность введенных данных на экране. При наличии (использовании) принтера проверьте его готовность к работе.

2. Выведите на экран дисплея и внимательно прочтите текст задания.

Задание

В работе необходимо исследовать поведение динамических звеньев, относящихся к трем группам: интегрирующих, дифференцирующих и позиционных при типовых воздействиях на их входах.

Для каждого звена необходимо:

- составить дифференциальное уравнение и определить, к какому типу это звено относится;
- по реакции на ступенчатое воздействие оценить время переходного процесса и описать его характер (апериодический, колебательный) при максимальных, средних и минимальных значениях параметров звена; проделать то же самое при ненулевых начальных условиях;
- описать поведение звеньев при линейном и ускоренном типовых воздействиях;
- по реакции на синусоидальное воздействие определить, дает звено опережение или отставание по фазе;

– по характеру реакции на случайное воздействие сделать вывод о наличии или отсутствии у данного звена свойств фильтра.

3. Выполните следующие подготовительные операции согласно указаниям компьютера:

- выберите тип звена;
- задайте значения параметров звена;
- выберите тип воздействия и задайте значения его параметров;
- задайте начальные условия.

4. Для ввода этих данных нажмите клавишу **Enter**. Компьютер выведет на экран график переходного процесса и вид передаточной функции звена с указанием значений его параметров. Срисуйте с экрана выведенный график, запишите вид передаточной функции и значения параметров процесса.

5. Аналогично проведите исследование других типов звеньев.

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Уравнения, передаточные функции, графики переходных процессов исследуемых звеньев и другие экспериментальные данные в соответствии с требованиями задания на выполнение работы.
5. Выводы по работе.

Литература: [5].

Работа № 5. ДИНАМИКА ЦИФРОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Цель работы

1. Изучение принципов построения и характеристик цифровой системы управления.
2. Исследование поведения цифровой системы управления при различных входных воздействиях.

Теоретические сведения

Цифровой системой управления принято называть систему, в замкнутый контур которой включено цифровое вычислительное устройство, осуществляющее обработку сигналов в соответствии с заданной программой (алгоритмом).

Если отвлечься от физических процессов, связанных с кодированием и декодированием сигналов и способом их обработки в цифровой вычислительной машине (ЦВМ), то для выявления динамических особенностей цифровых систем управления можно ограничиться рассмотрением упрощенной структурной схемы (рис. 5.1). Включенная в эту схему ЦВМ является вычислительным устройством дискретного действия, а НЧ представляет собой непрерывную часть системы. Характер ее работы в системе управления могут приближенно представить три последовательно выполняемые операции.

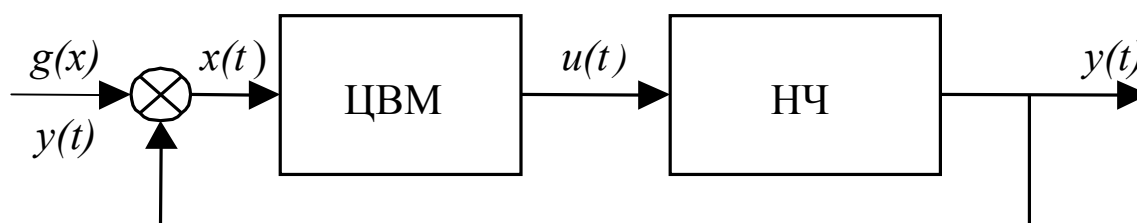


Рис 5.1. Упрощенная структурная схема управления

1. Преобразование непрерывного сигнала в дискретный. Эта операция называется квантованием по времени и заключается в том, что непрерывный сигнал $x(t)$ (рис. 5.2, а) преобразуется в модулированную последовательность импульсов $x(nT)$ (рис. 5.2, б), величины которых равны значениям непрерывного сигнала в дискретные моменты времени $t = 0, T, 2T, \dots, nT$, где T – период дискретности. Эта операция выполняется аналого-цифровыми преобразователями.

2. Преобразование модулированной последовательности импульсов в соответствии с заданным алгоритмом ЦВМ.

3. Обратное преобразование последовательности импульсов в непрерывный сигнал. Операцию производит цифро-аналоговый преобразователь, выполняющий функцию экстраполирующего устройства. На практике наиболее часто применяют экстраполятор нулевого порядка, т.е. фиксирующий элемент, сохраняющий внутри интервала дискретности то значение сигнала, которое поступило на его выход в начале рассматриваемого интервала (рис. 5.2, в).

В дальнейшем будем полагать, что ЦВМ не выполняет преобразований, указанных в п. 2. В этом случае структурную схему системы можно привести к виду, указанному на рис. 5.2, а. На этой схеме преобразователь непрерывной величины в дискретную изображен в виде импульсного элемента (ключа), замыкающегося на короткий промежуток времени ($t_3 \ll T$), а экстраполятор нулевого порядка – в виде звена с передаточной функцией:

$$W_{\text{э}}(p) = \frac{1 - e^{-Tp}}{p}.$$

Характер процессов в системе рассмотрим для случая, когда непрерывная часть представляет собой идеальное интегрирующее звено:

$$W_{\text{э}}(p) = \frac{k}{p}.$$

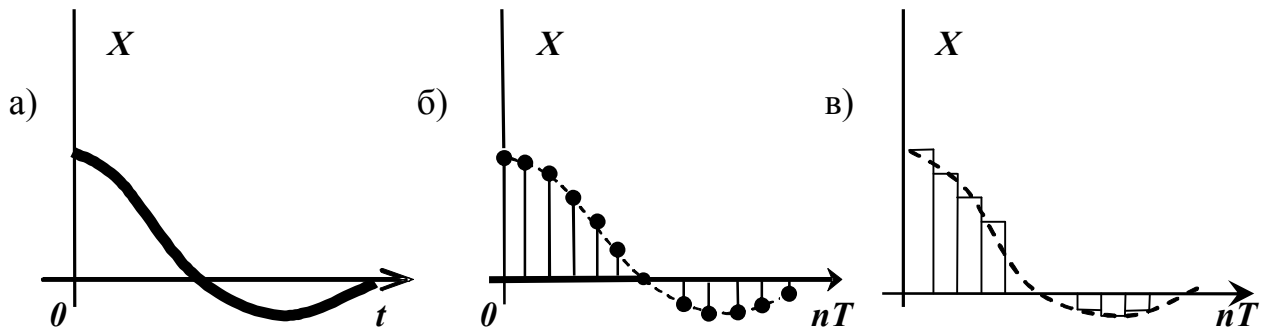


Рис. 5.2. Процессы преобразования сигналов

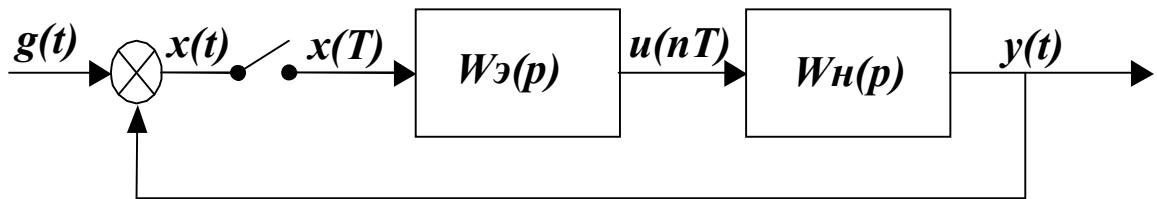


Рис. 5.3. Структурная схема цифровой системы управления с импульсным элементом и экстраполятором

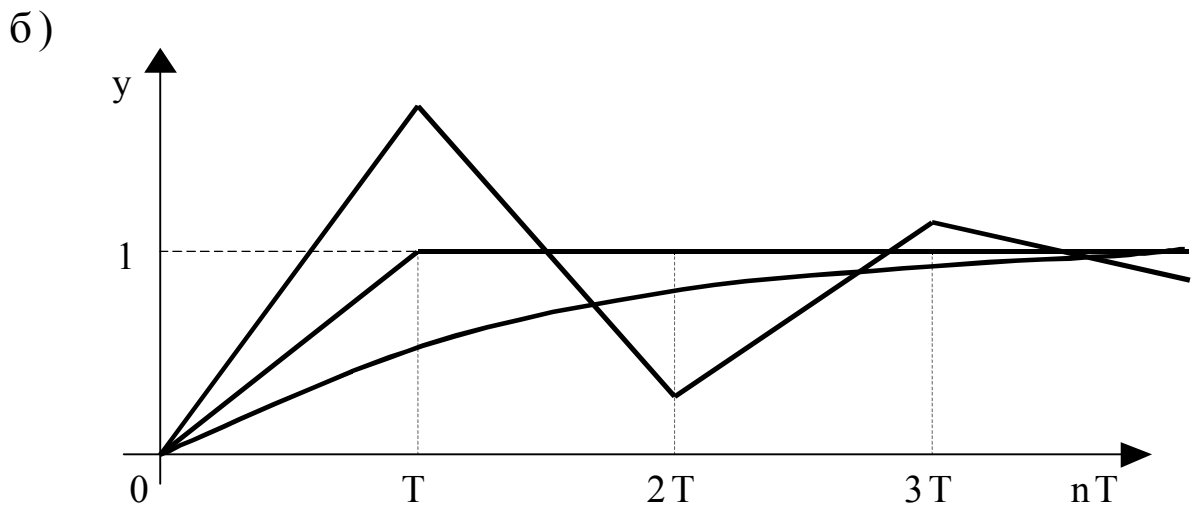


Рис. 5.4. Переходные процессы в цифровой системе управления

Пусть задающее воздействие $g(t) = 1(t)$, т.е. изменяется по ступенчатому закону. Тогда при $0 < t < T$ к непрерывной части системы будет приложено то же ступенчатое воздействие $x(0) = 1(t)$. Реакция идеального интегрирующего звена на этот сигнал представляет собой его переходную характе-

ристику, равную $y(t) |_{0 < t < T} = kt$. В момент времени $t = T$ происходит очередное замыкание ключа и экстраполятор запомнит новое значение $x(t) = g(T) - y(T) = I - kT$. Реакция непрерывной части системы на этот ступенчатый сигнал будет равна:

$$y(t) |_{T < t < 2T} = k(1 - kT)(t - T) + y(T) = kT + k(1 - kT)(t - T).$$

К моменту очередного замыкания ключа при $t = 2T$

$$Y(2T) = kT + kT(1 - kT) = 1 - (1 - kT)^2.$$

Продолжая аналогичные рассуждения, найдем сигнал на выходе системы в момент $t = nT$:

$$y(nT) = 1 - (1 - kT)^n.$$

Анализ этого выражения показывает, что вид переходного процесса системы зависит от величины kT . При $kT < 1$ переходный процесс будет апериодическим, а при $kT > 1$ – колебательным (рис. 5.2, б). При $kT = 1$ в цифровой системе существует процесс конечной длительности, заканчивающийся за $t = T$. Такой характер процесса недостижим в линейных непрерывных системах. Нетрудно убедиться, что при $kT > 2$ переходный процесс будет расходящимся. Следовательно, условие устойчивости рассматриваемой замкнутой цифровой системы имеет вид $kT < 2$.

Порядок выполнения работы

1. Запустите программу и точно следуйте указаниям и рекомендациям компьютера, выводимым на экран. Прежде чем нажать клавишу **Enter** уточните правильность введенных данных на экране.

При наличии (использовании) принтера проверьте его готовность к работе.

2. Выведите на экран дисплея и прочтите следующую дополнительную информацию об объекте исследования:

– в работе исследуется поведение динамической системы с цифровым вычислителем управляющих воздействий (микропроцессором), относящейся к типу дискретных САУ (рис. 5.5);

– в ее состав, кроме цифрового вычислителя (ЦВУ), входят также цифро-аналоговый (ЦАП) и аналого-цифровой (АЦП) преобразователи и сервопривод (СП) с датчиком обратной связи (ДОС). Сервопривод представляет собой интегрирующее звено;

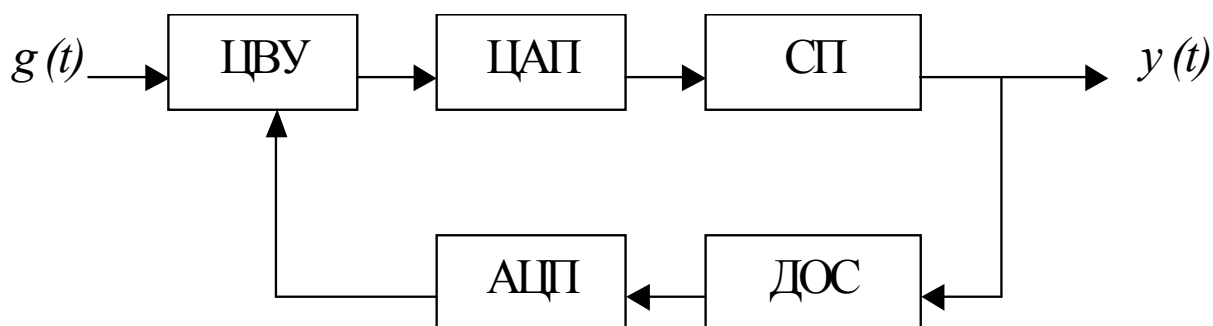


Рис. 5.5. Структурная схема цифровой системы управления

– в дальнейшем на динамических структурных схемах ЦВУ вместе с ЦАП и АЦП представлены соединением блоков арифметики и задержки T_3 , ключа и запоминающего (на период T_0) блока M – экстраполятора нулевого порядка.

3. Выведите на экран дисплея и внимательно прочтите текст задания.

Задание

Для безынерционного сервопривода ($T_0 = 0$):

- а) задавая ненулевые начальные условия, определить область изменения параметров k и T_0 (при $k' = 0$), в которой система устойчива;
- б) по реакции на ступенчатое воздействие оценить время переходного процесса и описать его характер (апериодический, колебательный) при максимальных и минимальных значениях параметров из найденного диапазона;
- в) определить соотношение между k и T_0 , при которых длительность переходного процесса минимальна;
- г) описать поведение системы при других типовых воздействиях;
- д) выбрать пару значений k и T_0 , при которых система неустойчива, и подбором коэффициента k' при первой разности $dx = x [iT_0] - x [(i-1)T_0]$ добиться наименьшей величины перерегулирования ($s = 0,5 - 0,1$);
- е) проделать пункты а)-д) для инерционного привода ($T = 0,1$ с);
- ж) проделать пункты а)-е) при наличии запаздывания ($T_3 > 0$).

4. Выполните следующие подготовительные операции согласно указаниям компьютера:

- выберите тип сервопривода (безынерционный);
- задайте значения параметров системы;
- выберите тип воздействия и задайте значения его параметров;
- задайте начальные условия.

5. Для ввода этих данных нажмите клавишу **Enter**. Компьютер выведет на экран график переходного процесса и структурную схему системы с указанием значений параметров процесса и звеньев системы. Срисуйте с экрана график, схему и запишите значения параметров.

6. Аналогично проведите исследование системы в соответствии с пунктами г) – ж) задания на выполнение работы.

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Структурная схема исследуемой системы, графики переходных процессов и другие экспериментальные данные в соответствии с требованиями задания на выполнение работы.
5. Выводы по работе.

Литература: [5].

Раздел 3. СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ

Работа № 6. ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ВТОРОГО ПОРЯДКА

Цель работы

1. Исследование переходных процессов, происходящих в следящей системе в зависимости от величин коэффициентов усиления и углов рассогласования, а также видов обратной связи.

Теоретические сведения

Система автоматического регулирования второго порядка описывается уравнением вида:

$$a_0 \frac{d^2 y}{dt^2} + a_1 \frac{dy}{dt} + a_2 y = bx, \quad (1)$$

где x – входная, а y – выходная величина.

При действии на вход скачкообразного сигнала $x(t) = 1[t]$ процесс изменения выходной величины $y(t)$ складывается из двух составляющих – переходной и установившейся:

$$y(t) = y_n(t) + y_{уст}(t).$$

В установившемся режиме величины x и y постоянны, поэтому производные в уравнении (1) обращаются в нули и уравнение приобретает вид:

$$a_2 y_{уст} = bx.$$

Отсюда установившееся значение выходной величины равно:

$$y_{уст} = \frac{b}{a_2} x.$$

Переходная составляющая процесса на выходе системы определяется ре-

шением однородного дифференциального уравнения:

$$a_0 \frac{d^2 y}{dt^2} + a_1 \frac{dy}{dt} + a_2 y = 0. \quad (2)$$

Это решение имеет вид:

$$y(t) = c_1 e^{p_1 t} + c_2 e^{p_2 t}, \quad (3)$$

если корни p_1 и p_2 характеристического уравнения

$$a_0 p^2 + a_1 p + a_2 = 0 \quad (4)$$

вещественны. В случае же комплексных корней характеристического уравнения $p_{1,2} = \alpha \pm j\omega$ решение дифференциального уравнения (2) имеет вид:

$$y(t) = e^{\alpha t} (A \cos \omega t + B \sin \omega t). \quad (5)$$

Постоянные c_1 , c_2 , A и B в выражениях (3) и (5) определяются начальными условиями.

Вид переходного процесса определяется главным образом корнями характеристического уравнения (4):

$$p_{1,2} = \frac{-a_1 \pm \sqrt{a_1^2 - 4a_0 a_2}}{2a_0}.$$

Переходная составляющая процесса $y(t)$ должна со временем обращаться в нуль, т. е. система должна быть устойчивой. Как видно из (3) и (5), для этого вещественные корни или вещественные части комплексных корней характеристического уравнения должны быть отрицательными. Нетрудно заметить, что это условие всегда выполняется, если все коэффициенты характеристического уравнения положительны.

Если же

$$a_1^2 > 4a_0a_2 ,$$

то корни вещественны и процесс имеет апериодический характер (рис.6.1,а).
Если же

$$a_1^2 < 4a_0a_2 ,$$

то корни комплексные сопряженные и процесс приобретает колебательный характер (рис. 6.1,б). Величина вещественной части корня $\alpha = -a_1/2a_0$ характеризует скорость затухания переходного процесса, а коэффициент при

мнимой части $\omega = \frac{\sqrt{4a_0a_2 - a_1^2}}{2a_0}$ – частоту колебаний. Чем больше отношение

$$\frac{\omega}{\alpha} = \frac{\sqrt{4a_0a_2 - a_1^2}}{a_1^2} - 1$$

тем большее число колебаний будет наблюдаться в течение переходного процесса. Приведенные соотношения позволяют выяснить влияние изменений любого параметра системы на вид переходного процесса и на статическое отклонение, если известны выражения коэффициентов a_i и b_i , через параметры отдельных элементов.

Далее исследуем следящую систему, структурная схема которой показана на рис. 6.2.

Входное перемещение φ_x задается углом поворота ротора линейного вращающегося трансформатора ЛТ-1. С роторной обмотки ЛТ-1 снимается напряжение u_x , пропорциональное углу поворота:

$$u_x = k_1 \varphi_x \quad (6)$$

Выходное напряжение φ_y преобразуется в напряжение u_y таким же вращающимся трансформатором ЛТ-2:

$$u_y = k_2 \varphi_y . \quad (7)$$

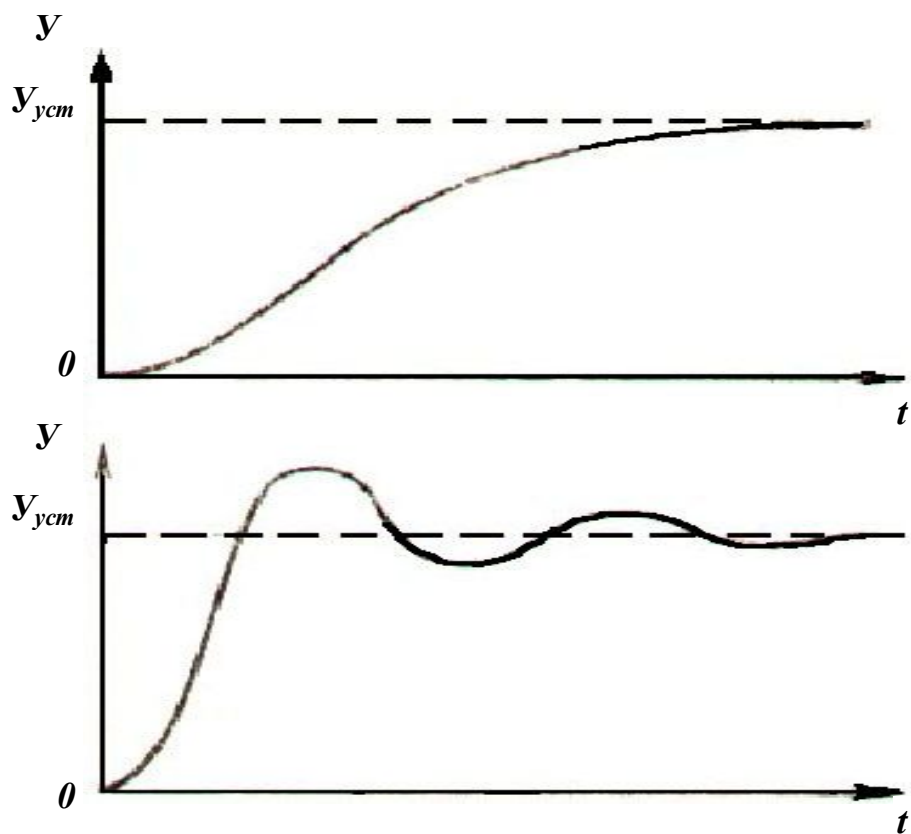


Рис.6.1. Переходный процесс в системе второго порядка:
 а – корни характеристического уравнения вещественные;
 б – корни комплексные сопряженные

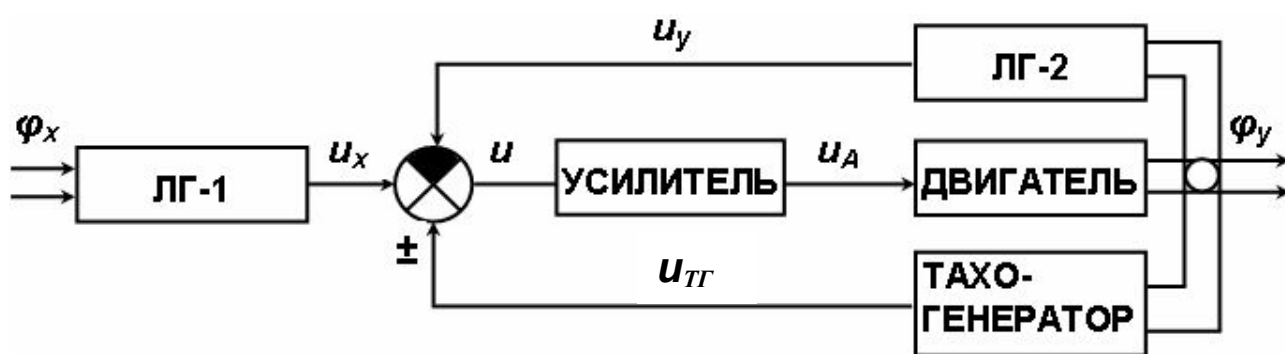


Рис.6.2. Структурная схема следящей системы

Ротор ЛТ-2 поворачивается на угол φ_y двигателем, на который подается напряжение u_D с усилителя. Уравнение двигателя имеет вид:

$$J \frac{d^2 \varphi_y}{dt^2} + n \frac{d\varphi_y}{dt} = k_D u_D, \quad (8)$$

где J – момент инерции ротора и соединенных с ним вращающихся частей; n и k_D – постоянные коэффициенты, зависящие от конструктивных параметров двигателя.

Одновременно двигатель вращает тахогенератор, включенный в цепь обратной связи. Напряжение u_{TG} пропорционально скорости вращения:

$$u_{TG} = k_{TG} \frac{d\varphi_y}{dt}. \quad (9)$$

В статическом режиме данное напряжение равно нулю, поэтому обратная связь называется гибкой.

Выходные обмотки ЛТ-1, ЛТ-2 и тахогенератора соединены последовательно, так что на вход усилителя подается результирующее напряжение:

$$u = u_x - u_y \pm u_{TG} \quad (10)$$

Фаза напряжения тахогенератора может изменяться на 180° , что и отражается знаками « \pm » в выражении (10). Положительной обратной связи соответствует знак «+», отрицательной «-».

Усилитель описывается уравнением:

$$u_D = k u. \quad (11)$$

Исключив из уравнений (6)–(11) переменные u_x , u_y , u , u_D и u_{TG} , получим уравнение системы:

$$J \frac{d^2 \varphi_y}{dt^2} + (n \pm k_D k_{TG}) \frac{d\varphi_y}{dt} + k_D k_{I\varphi_y} = k_D k_{I\varphi_x}.$$

В статическом режиме производные от φ_y равны нулю, и $k_2\varphi_y = k_1\varphi_x$.

Статическую ошибку системы можно найти как разность задаваемой φ_x и выходной величины системы φ_y :

$$\Delta\varphi_{ст} = \varphi_x - \varphi_y = \varphi_x - \frac{k_1}{k_2}\varphi_x = \left(1 - \frac{k_1}{k_2}\right)\varphi_x.$$

Полученное выражение показывает, что статическая ошибка обращается в нуль при равенстве коэффициентов передачи ЛТ-1 и ЛТ-2. На самом деле, характеристика двигателя нелинейна (имеется зона нечувствительности), так что некоторая статическая ошибка имеется даже при равенстве k_1 и k_2 .

Коэффициенты левой части уравнения системы при отсутствии гибкой обратной связи $k_{пг} = 0$ и при отрицательной связи всегда положительны, следовательно, система устойчива при любых параметрах элементов. При положительной обратной связи система становится неустойчивой, если $n < k_d k k_{тг}$.

Введение отрицательной гибкой обратной связи увеличивает коэффициент a_1 характеристического уравнения. При достаточно сильной отрицательной обратной связи корни уравнения становятся вещественными и переходный процесс приобретает апериодический характер.

Описание лабораторной установки

Принципиальная схема установки показана на рис.6.3. Вращающиеся трансформаторы ЛТ-1 и ЛТ-2 питаются переменным напряжением 36 В, 400 Гц. Выходные обмотки ЛТ соединены последовательно друг с другом и с выходной обмоткой тахогенератора (ТГ), так что на вход усилителя подается алгебраическая сумма всех трех сигналов.

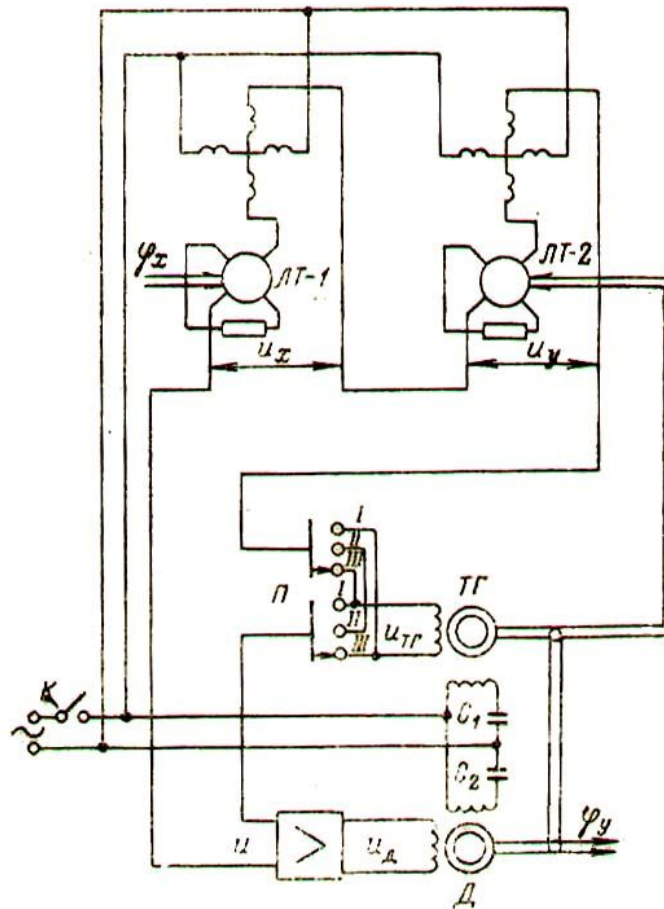


Рис. 6.3. Принципиальная схема лабораторной установки

Переключатель (П) позволяет изменять фазу выходного напряжения тахогенератора, и тем самым изменять знак гибкой отрицательной обратной связи. Обмотки возбуждения двигателя (Д) и тахогенератора подключены к сети через конденсаторы C_1 и C_2 для получения необходимых фазовых сдвигов.

Рассмотрим работу исследуемой следящей системы без гибкой обратной связи. Предположим, что ЛТ-1 и ЛТ-2 находятся в согласованном положении. При этом с обмоток роторов обоих ЛТ снимаются равные, но противоположно направленные напряжения. Поэтому результирующее напряжение, поступающее на вход усилителя, равно нулю и двигатель не вращается. Повернем ротор ЛТ-1 на некоторый угол φ_x . При этом на входе усилителя появится напряжение, пропорциональное углу рассогласования.

Усиленное напряжение рассогласования поступает на управляющую обмотку электродвигателя, поворачивающего (через редуктор) ротор ЛТ-2 так, чтобы напряжение u_y компенсировало напряжение u_x .

При подходе ротора ЛТ-2 к новому согласованному положению напряжение на входе усилителя становится равным нулю, и двигатель должен остановиться. Но вследствие инерции ротора двигателя и редуктора накапливается рассогласование противоположного знака. В результате отработка носит колебательный характер.

В установившемся режиме угол поворота объекта отличается от заданного на величину статической ошибки $\Delta\varphi_{ст}$.

Для повышения качества процесса регулирования в систему введена гибкая обратная связь. Она осуществляется тахогенератором переменного тока.

Рассмотрим влияние обратной связи на работу следящей системы.

Отрицательная обратная связь. В процессе отработки угла рассогласования двигатель вращает тахогенератор переменного тока, на генераторной обмотке которого индуцируется ЭДС, пропорциональная скорости вращения двигателя. Это напряжение вычитается из напряжения, пропорционального углу рассогласования. Вследствие этого нуль на входе усилителя появится до прихода системы в согласованное положение; система по инерции доходит до положения равновесия.

Положительная обратная связь. При наличии положительной обратной связи сигнал на входе усилителя равен сумме двух сигналов: сигнала рассогласования и сигнала обратной связи. Вследствие этого система станет неустойчивой (возникнут незатухающие колебания).

Порядок выполнения работы

Для исследования следящей системы необходимо:

1. Поставить тумблер K питания на пульте управления в положение «Выкл».

2. Переключатель обратной связи (П) поставить в положение «П»; при этом гибкая обратная связь отключается.

3. Установить ЛТ-1 (датчик) в нулевое положение.

4. Включить тумблер K питания и после остановки обрабатываемого двигателя выключить тумблер питания.

5. Исследовать влияние коэффициента усиления на точность и время отработки следящей системой угла рассогласования. Для этого:

а) установить потенциометр регулировки коэффициента усиления k в положение «50»;

б) маховиком датчика задать угол рассогласования, равный 5° , устанавливая его по соответствующим шкалам;

в) включить тумблер K , замерить секундомером время отработки угла рассогласования T_y от момента включения тумблера до полной остановки двигателя. Одновременно подсчитать число колебаний m выходного вала относительно установившегося положения;

г) снять отсчет отработанного угла по шкалам блока отработки;

д) установить ЛТ-1 в нулевое положение и после отработки рассогласования выключить тумблер питания;

е) установить новый отсчет на задающем блоке и исследовать переходный процесс, руководствуясь пунктами б)-д).

Примечание. Необходимо исследовать следящую систему в четырех точках, причем угол на задающем блоке не должен превышать 30° . Данные заносить в таблицу;

ж) исследовать работу следящей системы при значениях коэффициента усиления $k = 50$ и $k = 100$, руководствуясь пунктами б)-е).

6. Исследовать влияние знака гибкой обратной связи на переходной процесс в следящей системе. Для этого:

а) установить потенциометр k в положение «75»;

б) установить переключатель обратной связи в положение «I» (отрицательная обратная связь);

в) установить рассогласование и наблюдать за характером переходного процесса, одновременно замерить время отработки;

г) установить переключатель гибкой обратной связи в положение «III» (положительная обратная связь). Установить рассогласование $+20^\circ$, наблюдать за характером переходного процесса.

Данные наблюдений свести в таблицу.

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Таблицы наблюдений.
5. Графики переходных процессов, построенные по данным таблиц наблюдений для различных видов обратной связи, величин коэффициентов усиления и углов рассогласования (вид графиков приведен на рис. 6.1,б).
6. Выводы о влиянии исследуемых элементов на работу следящей системы.

Литература: [4, 5].

Работа №7. СИСТЕМА ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ СТУ-154

Цель работы

1. Проверка исправности системы.
2. Исследование характерных точек траектории захода на посадку в горизонтальной плоскости.
3. Исследование работы продольного канала системы.
4. Исследование траекторий движения самолета при отказах бокового и продольного каналов системы.

Теоретические сведения

Система траекторного управления СТУ-154 (рис. 7.1) входит в состав бортовой системы управления АБСУ-154 и предназначена для формирования и индикации команд директорного и автоматического управления в режиме захода на посадку (по 2-й категории ИКАО), а также для индикации основных пилотажно-навигационных параметров во всех режимах полета. Кроме того, система выдаёт информацию об отказах систем, обеспечивающих формирование команд управления (радиосредств систем посадки, авиагоризонта, курсовой системы и др.), а также об отказах вычислительных устройств системы.

В комплект системы входят:

1. Приборы командные пилотажные ПКП-1 (рис. 7.2). Прибор ПКП-1 включает в себя указатель дистанционного авиагоризонта 4, указатели отклонений самолёта от равносигнальных зон курсового 10 и глиссадного 7 радиомаяков, указатель отклонения скорости от заданной 1, указатель скольжения 9 и указатели командных сигналов СТУ по боковому 3 и продольному 5 каналам. Кроме того, в приборе имеются указатели отказов вычислителей бокового 6 и продольного 2 каналов СТУ и отказа авиагоризонта 8.

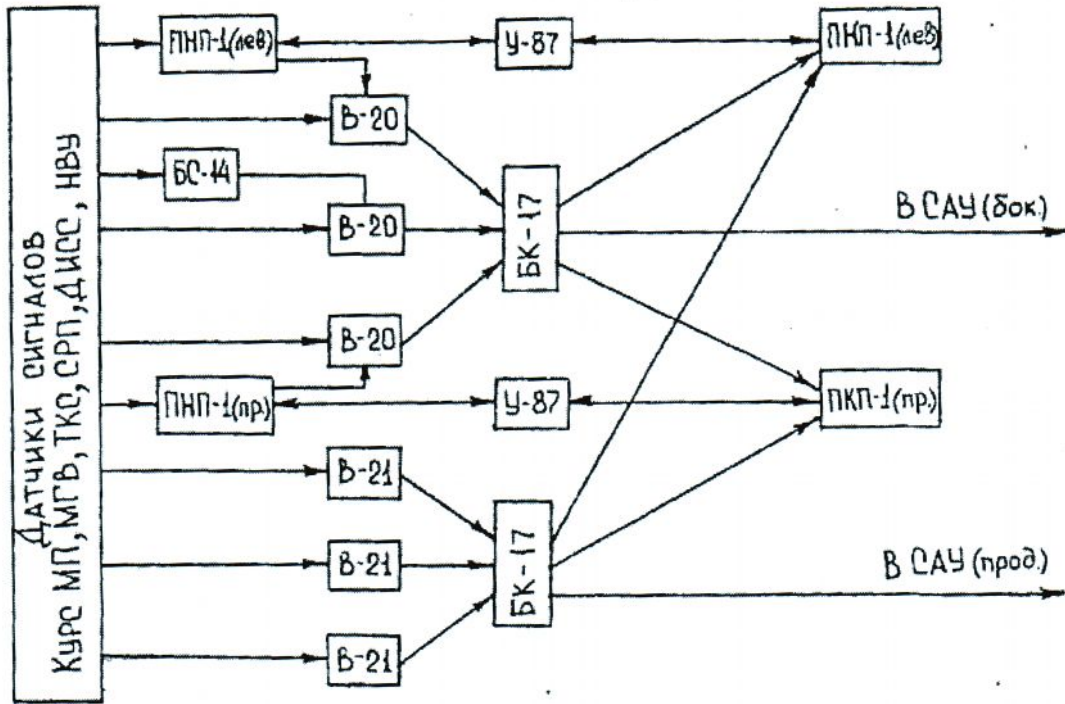


Рис.7.1. Структурная схема СТУ-154

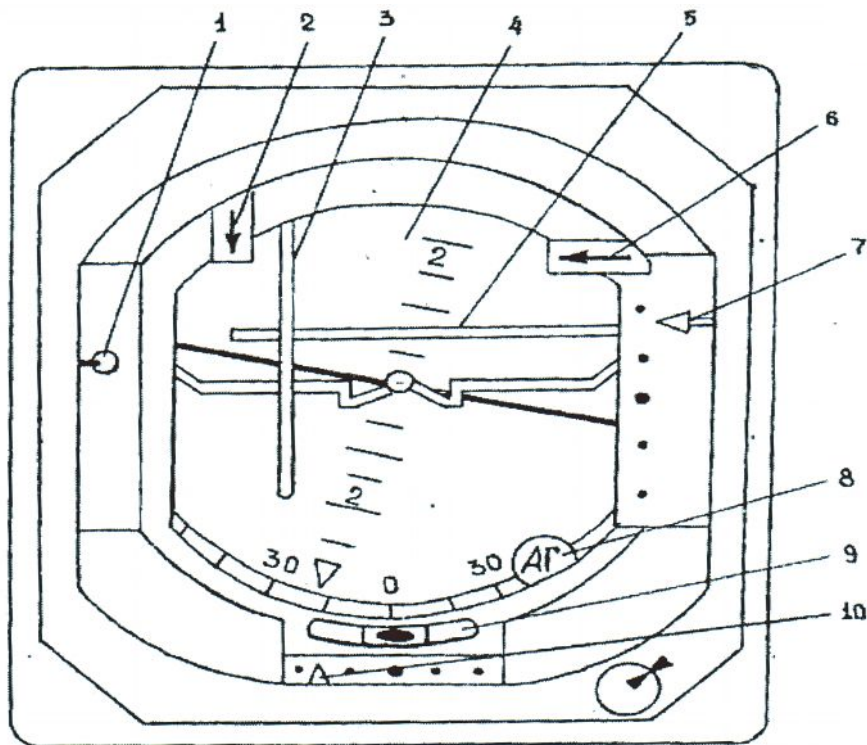


Рис.7.2. Прибор командный пилотажный ПКП-1

2. Приборы навигационные плановые ПНП-1 (рис. 7.3). Прибор ПНП-1 включает в себя указатели текущего 3 и заданного 4 курса, заданного путевого угла 1, угла сноса 2, отклонений от равносигнальной зоны КРМ 7 и глиссады 6, а также указатели режима полёта 10 (СП, VOR, РСБН, НВ) и указатели отказов курсового 8 и глиссадного 5 радиоприёмников и курсовой системы 9.

В состав СТУ-154 входит по два прибора ПНП-1 и ПКП-1 для командира корабля и второго пилота.

3. Вычислитель В-20. Предназначен для формирования командного сигнала по боковому каналу.

4. Вычислитель В-21. Предназначен для формирования командного сигнала по продольному каналу. Для обеспечения высокой надёжности системы в ней используется по три вычислителя каждого типа.

5. Блок контроля БК-17. Предназначен для непрерывного контроля вычислителей СТУ, выдачи сигналов отказа и отключения неисправного вычислителя. В состав СТУ-154 входят два блока контроля для бокового и продольного каналов.

6. Усилитель У-87. Представляет собой блок усилителей следящих систем приборов ПНП-1 и ПКП-1. В состав системы входят два блока У-87 для приборов командира корабля и второго пилота.

7. Блок суммирования БС-14. Предназначен для вычисления отклонения текущего курса от заданного путевого угла, а также для формирования сигнала захвата глиссады.

8. Соединительная коробка КС-2.

Законы управления СТУ-154

Структурная схема вычислителя бокового канала представлена на рис.7.4. Основными управляющими сигналами в боковом канале являются сигнал отклонения от курсовой линии ϵ_K и его производная. Для подавления высокочастотных помех сигнал ϵ_K проходит через фильтр низких частот.

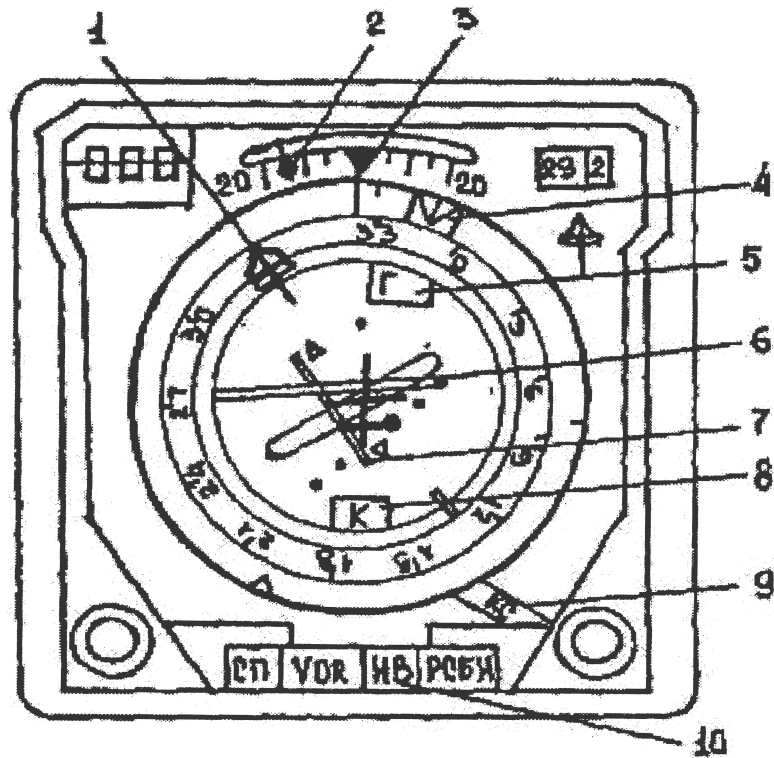


Рис.7.3. Прибор навигационный плановый ПНП-1

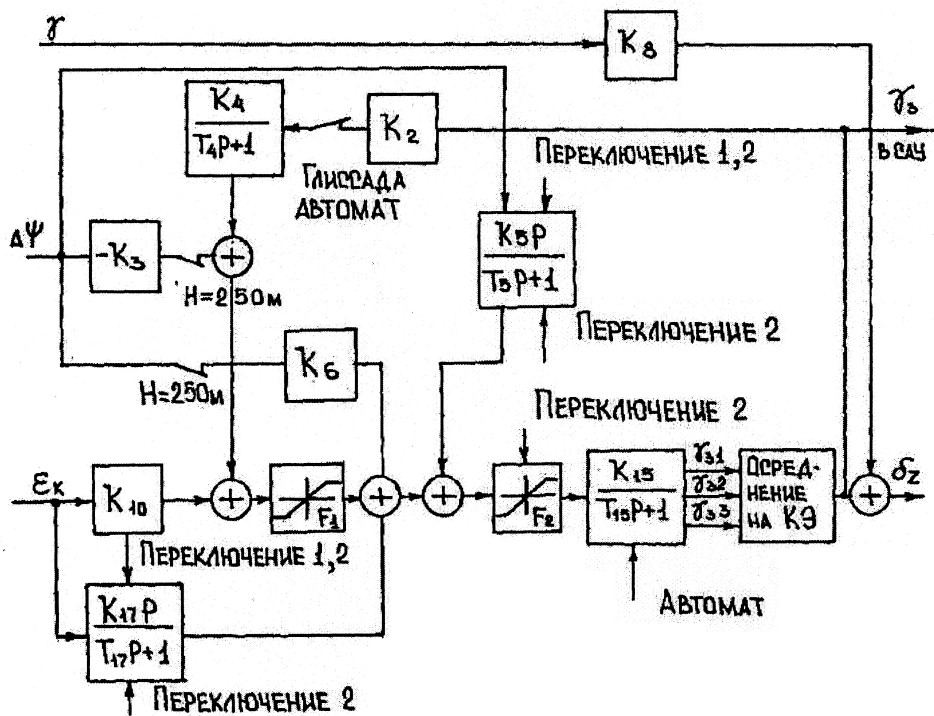


Рис.7.4. Функциональная схема вычислителя бокового канала: переключение 1 (глиссада); переключение 2 ($H = 250$ м)

Для улучшения демпфирования системы в закон управления введен сигнал угловой скорости рыскания $\Delta\psi$.

Для выполнения 4-го разворота в закон управления введен сигнал отклонения курса от заданной величины $\Delta\psi$. Для того чтобы обеспечить эффективное управление по большим значениям $\Delta\psi$ и одновременно добиться астатизма системы по отношению к боковому ветру после окончания 4-го разворота, сигнал $\Delta\psi$ вводится через нелинейное звено с характеристикой зоны нечувствительности. В таком звене малые значения $\Delta\psi$ не влияют на выходной сигнал и управление ведется по ε_K . При выходе самолета на глиссаду сигнал $\Delta\psi$ исключается из закона управления.

Сумма всех перечисленных сигналов представляет собой сигнал заданного крена γ_3 . В целях обеспечения безопасности полета γ_3 ограничен величиной $\pm 20^\circ$, а на высотах меньше 250 м – $\pm 10^\circ$. Для повышения устойчивости системы введены переключения коэффициентов закона управления по захвату глиссады и высоте 250 м. На командную планку прибора ПКП-1 подается сигнал $\delta_Z = k (\gamma - \gamma_3)$.

Структурная схема вычислителя продольного канала приведена на рис.7.5. Для формирования сигнала управления используются сигнал отклонения от глиссады ε_Γ и его производная. Для улучшения демпфирования в закон управления вводится сигнал угловой скорости тангажа ϑ . При полете в автоматическом режиме вводятся также изодромные звенья с большой постоянной времени. Это позволяет обеспечить стабилизацию самолета по тангажу при кратковременных возмущениях и одновременно исключить статистическую ошибку, связанную с работой подсистемы стабилизации тангажа АБСУ-154. Для обеспечения устойчивости системы введены переключатели коэффициентов закона управления по значениям высоты 250 и 100 м. Включение вычислителей бокового канала производится вручную в момент начала четвертого разворота.

Включение продольного канала СТУ может производиться как вручную, так и автоматически по сигналу «Захват глиссады», выдаваемому блоком БС-14.

Подсистема встроенного контроля СТУ-154

В СТУ-154 применено два вида встроенного контроля: непрерывный контроль и тест-контроль. Непрерывному контролю подвергается наиболее ответственная часть системы – вычислительное устройство. Для этого выходные сигналы трех вычислителей каждого из каналов системы поступают на кворум– элемент и усилители блока контроля БК-17. Кворум-элемент выполняет усреднение трех сигналов. Усредненный сигнал поступает на входы релейных усилителей блока БК-17, где сравнивается с выходными сигналами каждого из вычислителей. Если для какого-либо вычислителя разность между сигналом с его выхода и усредненным превышает заданный порог, то для этого вычислителя подается сигнал отказа и он отключается от входа кворум-элемента. При отказе одного вычислителя блок БК-17 вырабатывает сигнал «Резерва нет», при отказе двух – «Отказ канала». Помимо непрерывного контроля вычислителей, в системе предусмотрен встроенный тест-контроль основных узлов, позволяющий проверять исправность следящих систем пилотажных приборов, вычислителей, блоков контроля и блока захвата глиссады.

Описание лабораторной установки

Структурная схема лабораторной установки приведена на рис.7.6.

В состав установки входят:

1. Комплект СТУ-154.
2. Аналоговая вычислительная машина МН-7М.
3. Устройство сопряжения АВМ с СТУ.
4. Устройство регистрации высоты.
5. Самописец.

Схема, набранная на АВМ, реализует простейшие уравнения движения самолета в боковой и продольной плоскостях.

Для ввода формируемых АВМ текущих пилотажно-навигационных параметров служит устройство сопряжения АВМ с СТУ. Это устройство включает в себя блок модуляторов, предназначенных для преобразования величин, вводимых в СТУ в виде сигналов переменного тока, и блок согласующих сопротивлений для ввода в СТУ сигналов постоянного тока. Устройство регистрации высоты выполняет две функции:

- индикацию текущего значения высоты на приборе УВ-157, установленном на приборной доске;
- выработку сигналов на переключение в законе управления СТУ при достижении высот 250 и 100м, а также сигнала о высоте принятия решения. Самописец используется для регистрации необходимых величин при выполнении лабораторной работы.

Порядок выполнения работы

Проверка исправности системы

1. Включить питание установки.
2. Включить тумблер «Подготовка посадки».
3. Проверить следящие системы приборов ПНП-1,ПКП-1 и блока суммирования БС-14. Для этого переключатель на передней панели левого блока У-87 поставить в положение, соответствующее проверяемой следящей системе, и нажать расположенную под ним кнопку. При нажатии кнопки проверяемая следящая система должна отклониться на некоторый угол, при отпуске вернуться в прежнее положение.
4. Проверить блок захвата глиссады. Для этого необходимо нажать кнопку на передней панели блока БС-14. Если блок исправен, должна загореться зеленая индикаторная лампа.

5. Проверить блоки БК-17. Для этого надо нажать кнопку «Контроль СТУ». При нажатии кнопки на всех вычислителях должны загореться красные индикаторы неисправности, а индикаторы исправности каналов на блоках БК-17 гаснут.

6. Проверить исправность вычислителей. Для этого необходимо нажать кнопку «Контроль вычислителей», при этом лампы на передних панелях блоков В-20 и В-21 индицируют их исправность. Если исправны хотя бы два вычислителя, то на блоке БК-17 соответствующего канала индицируется сигнал исправности канала.

7. Сделать выводы о работоспособности проверенных блоков.

Исследование характерных точек траектории захода на посадку в горизонтальной плоскости

8. Рассчитать время выполнения 4-го разворота по формуле:

$$\Delta t_1 = \frac{(\psi_H - \psi_n) \nu}{g \gamma_{max}},$$

где ψ_H – курс в начале разворота, $\psi_H = 90^0$;

ψ_n – курс подхода, $\psi_n = 28,5^0$;

ν – скорость; $\nu = 70 \text{ м/с}$;

g – ускорение силы тяжести, $g = 9,81 \text{ м/с}^2$;

γ_{max} – максимальный допустимый крен, $\gamma_{max} = 20^0$.

9. Исследовать траекторию захода на посадку на модели. Зафиксировать интервалы времени: Δt_1 – время выполнения разворота, Δt_2 – длительность выдерживания курса подхода, Δt_3 – время выхода на посадочный курс.

10. Сравнить расчетное и экспериментальное значения Δt_1 . Объяснить их расхождение.

Исследование работы продольного канала СТУ-154

11. Исследовать траектории выхода на глиссаду при различных моментах включения продольного канала:

- при включении канала по сигналу БЗГ;
- при раннем включении канала (самолет под глиссадой);
- при позднем включении канала (самолет над глиссадой).

Сравнить полученные траектории. Сделать выводы.

12. Исследовать влияние переключений коэффициентов закона управления на динамику системы. Для этого нужно зафиксировать траекторию движения по глиссаде при вертикальном порыве ветра (тумблер «Ветер» включить при высоте меньше 250 м) и траекторию движения по глиссаде при вертикальном порыве ветра и отключенных сигналах переключений по высоте, а также сравнить полученные траектории и сделать выводы.

Исследование влияния отказов каналов СТУ-154

13. Исследовать траектории бокового движения самолета при отказе бокового канала СТУ. Для этого нужно зафиксировать траекторию бокового движения при порыве бокового ветра и отказе бокового сигнала СТУ до порыва ветра, до затухания возмущений, вызванных ветром, при установившемся движении со сносом, а также сравнить полученные траектории и сделать выводы.

14. Исследовать траектории движения самолета при отказе продольного канала СТУ. Для этого необходимо зафиксировать траектории движения самолета при вертикальном порыве ветра и отказах продольного канала СТУ до порыва ветра, до затухания возмущений, вызванных ветром, при установившемся движении и сравнить полученные траектории с траекторией снижения по глиссаде при вертикальном ветре (см.п.3). Сделать выводы.

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Заключение об исправности блоков системы.
5. Расчет Δt_1 .
6. Траектории движения самолета в различных условиях.
7. Выводы по работе.

Литература: [3].

Работа № 8. ДИНАМИКА СИСТЕМЫ ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ СТУ-154

Цель работы

1. Изучение структуры и законов управления СТУ-154.
2. Исследование траекторий бокового и продольного движения самолёта при заходе на посадку в зависимости от значений параметров законов управления и начальных условий.

Теоретические сведения

Система траекторного управления СТУ-154 является составной частью автоматической бортовой системы управления АБСУ-154.

Назначение СТУ-154

1. Формирование сигналов управления и командных сигналов при полёте по маршруту (по данным НВУ-БЗ) и на этапах захода на посадку и ухода на 2-й круг (по данным КУРС-МП2).
2. Индикация основных пилотажно-навигационных параметров на всех режимах полёта.
3. Выдача информации об отказах систем, обеспечивающих формирование команд управления (РТС посадки, авиагоризонта, курсовой системы и др.), а также об отказах вычислительных устройств системы.

Состав и назначение приборов и блоков СТУ-154

1. Приборы командные пилотажные ПКП-1. Предназначены для индикации отклонений по крену и тангажу, от равносигнальных зон КРМ и ГРМ, отклонений от заданной скорости, скольжения, командных сигналов СТУ по боковому и продольному каналам, отказов вычислителей бокового и продольного каналов СТУ и отказа авиагоризонта.
2. Приборы навигационные плановые ПНП-1. Предназначены для индикации текущего и заданного курсов, заданного путевого угла, угла сноса, откло-

нений от равносигнальных зон КРМ и ГРМ, режимов полёта (СП, VOR, НВ, РСБН), отказов КРП и ГРП и курсовой системы.

В состав СТУ-154 входят по 2 прибора ПКП-1 и ПНП-1 для КВС и 2П.

3. Вычислитель В-20. Предназначен для формирования командного сигнала по боковому каналу.

4. Вычислитель В-21. Предназначен для формирования командного сигнала по продольному каналу.

Для обеспечения надёжности системы в ней используются по 3 вычислителя каждого типа.

5. Блок контроля БК-17. Предназначен для непрерывного контроля вычислителей СТУ, выдачи сигналов отказа и отключения неисправного вычислителя. В состав СТУ-154 входят 2 блока контроля для бокового и продольного каналов.

6. Усилитель У-87. Представляет собой блок усилителей следящих систем приборов ПКП-1 и ПНП-1. В состав системы входят 2 блока У-87 для приборов КВС и 2П.

7. Блок суммирования БС-14. Предназначен для вычисления отклонения текущего курса от заданного путевого угла, а также для формирования сигнала захвата глиссады.

8. Соединительная коробка КС-2.

Законы управления СТУ-154

Структурная схема вычислителя бокового канала СТУ представлена на рис.8.1.

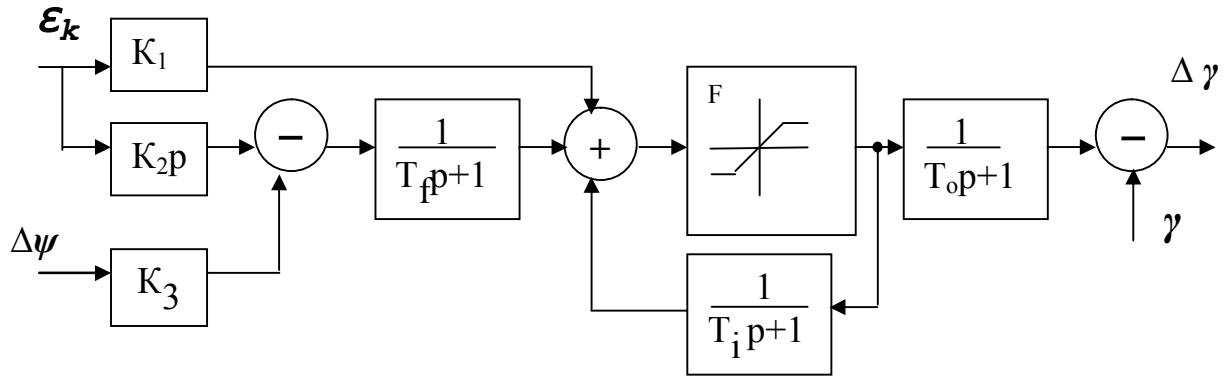


Рис.8.1. Боковой канал СТУ (курс):

ϵ_k – угловое отклонение от курсовой линии КГС;
 $\Delta\psi$ – отклонение от заданного курса.

Структурная схема вычислителя продольного канала СТУ приведена на рис. 8.2.

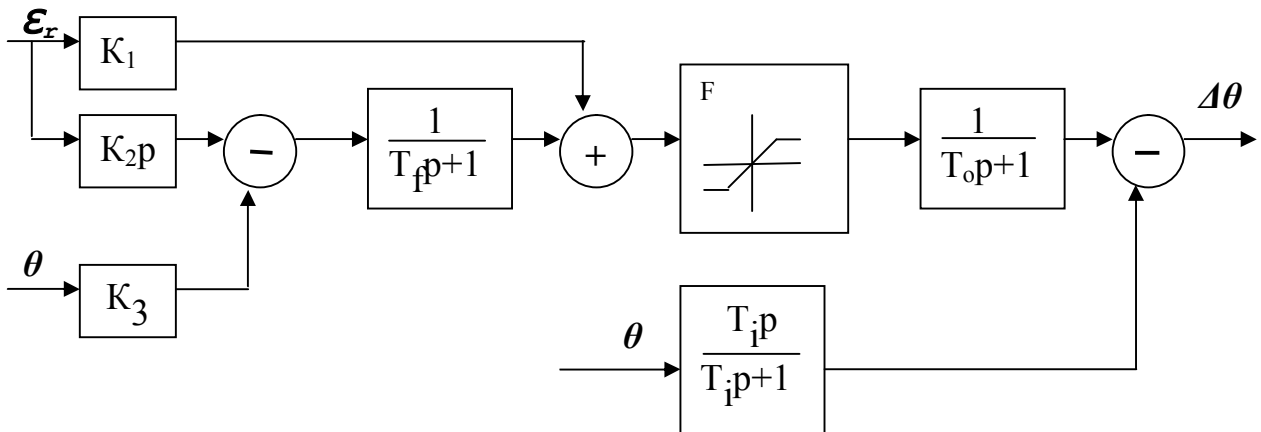


Рис. 8.2. Продольный канал СТУ (глиссада):

ϵ_r – угловое отклонение от глиссады; θ – угол тангажа

Из рассмотрения структурных схем вычислителей бокового и продольного каналов СТУ следует, что они формируют управляющие сигналы в соответствии с пропорционально-интегрально-дифференциальными (ПИД) законами управления.

Порядок выполнения работы

1. Запустите программу и точно следуйте указаниям и рекомендациям компьютера, выводимым на экран. Прежде чем нажать клавишу **Enter**, уточните правильность введённых данных на экране.

При наличии (использовании) принтера проверьте его готовность к работе.

2. Выведите на экран дисплея и внимательно прочтите текст задания:

Задание

В работе необходимо:

а) Исследовать зависимость характеристик переходного процесса от значений параметров закона (алгоритма) управления при отработке начальных отклонений.

б) Оценить влияние начальной дальности D_0 на динамику системы.

в) Исследовать влияние постоянных времени фильтров на фильтрацию управляющих сигналов и на динамику системы.

г) Оценить влияние изодромных звеньев на точность и динамику системы.

д) Оценить воздействие ветровых возмущений.

Примечания

Начальные боковые отклонения Z_0 (-200...+200 м) отсчитываются от курсовой линии. Начальные отклонения Y_0 (-50...+50 м) до ТВГ отсчитываются от высоты круга $H = 400$ м, следовательно, дальность входа в глиссаду зависит от Y_0 . После входа в глиссаду значения Y отсчитываются от глиссады.

Динамика устойчивой системы характеризуется параметрами переходного процесса: длительностью $T_{уст}$ и перерегулированием σ .

Максимальные амплитуды искривлений курсовой линии и глиссады КГС соответствуют требованиям II категории ИКАО.

Максимальная погрешность измерения углов крена и тангажа МГВ составляет 2° .

3. Выполните следующие подготовительные операции согласно указаниям компьютера:

- выберите канал СТУ;
- ознакомьтесь с порядком работы, рекомендуемым компьютером;
- изучите схему канала СТУ, представленную компьютером и срисуйте её с экрана;
- введите значения параметров закона управления и начальных условий в таблицу, представленную компьютером;
- ответьте на вопросы компьютера об уровне помех КГС, погрешности МГВ и масштабе времени имитации траектории полёта (реальном или ускоренном).

4. Для ввода этих данных нажмите клавишу **Enter**.

Компьютер выведет на экран график траектории движения самолёта при заходе на посадку в автоматическом режиме для выбранного канала управления. Срисуйте с экрана выведенный график и таблицу значений введенных параметров.

5. Аналогично проведите исследование траектории движения самолёта в другом канале управления.

Содержание отчёта

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Схемы каналов СТУ, таблицы значений параметров законов управления и начальных условий, графики траекторий движения самолёта в боковом и продольном каналах и другие данные в соответствии с требованиями задания на выполнение работы.
5. Выводы по работе.

Литература: [3].

Работа № 9. ПЕРВИЧНАЯ ОБРАБОТКА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В АС УВД

Цель работы

1. Ознакомление с алгоритмами первичной обработки радиолокационной информации в АС УВД.
2. Изучение влияния значений амплитуды полезного сигнала, порогов квантования и обнаружения на точность определения координат целей.

Теоретические сведения

Задача первичной обработки радиолокационной информации заключается в обнаружении отраженного сигнала на фоне помех и в оценке координат цели. При вращении антенны РЛС за время облучения $t_{обл}$ от одной и той же цели успевают поступать несколько отраженных импульсов, которые образуют пакет. Число импульсов в пакете m определяется шириной диаграммы направленности Ψ , скоростью ее вращения ω и периодом повторения зондирующих импульсов T [1].

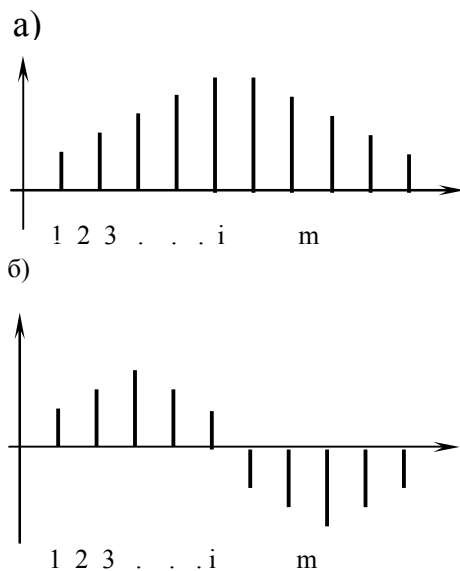


Рис. 9.1. Весовые коэффициенты:
а – обнаружения; б – определения азимута

Таким образом, для обнаружения цели необходимо выделить (обнаружить) пакет. С этой целью на каждом интервале времени, равном T , используются (обрабатываются) сигналы, принятые не только на данном интервале, но и на $m - 1$ предыдущих. На каждом i -м интервале T_j вычисляется сумма:

$$S_1(t) = \sum_{i=1}^m a_i u_i [t - iT] , \quad (1)$$

где a_i – весовые коэффициенты (рис. 9.1, а), определяемые формой диаграммы направленности антенны;

u_i – сигнал на входе радиолокационного приемника, принятый на i -м интервале;

Если накопленная на i -м интервале сумма $S_1(t)$ оказывается большей или равной порогу обнаружения сигнала S_0 ($S_1(t) \geq S_0$), то включается алгоритм определения азимута цели. Если же ($S_1(t) \leq S_0$), то процедура накопления анализа принимаемых сигналов продолжается на каждом новом цикле. Для определения азимута цели Ψ вычисляется сумма:

$$S_2(t) = \sum_{i=1}^m b_i u_i [t - iT], \quad (2)$$

где $b_i = \frac{da(i)}{di}$ – весовые коэффициенты (рис. 9.1,б).

Зависимости $S_1(t)$ и $S_2(t)$ построены так, что когда с изменением i $S_1(t)$ достигает максимума, $S_2(t)$ изменяет знак с плюса на минус. Если это произойдет, например, на k -м цикле приема и обработки, то по величинам k и m можно определить азимут цели:

$$\psi = (k - N / 2) \Delta \theta,$$

где $\Delta \theta$ – угол, на который поворачивается антенна РЛС за период повторения зондирующих импульсов T . Поправка $\Delta \theta m/2$ вызвана запаздыванием в процедуре вычисления максимума суммы $S_1(t)$ и называется методической погрешностью определения азимута.

Поскольку величины u_i в формулах (1) и (2) представляют собой смесь полезного сигнала и помехи $u_i(t) = z_i(t) + n_i(t)$, азимут может определяться с ошибкой. Обработка информации ведется на цифровых элементах, поэтому предварительно осуществляется квантование сигнала по уровню. В простейшем случае бинарного квантования

$$u_i(t) = \begin{cases} 1 & \text{при } z_i(t) + n_i(t) \geq u_0; \\ 0 & \text{при } z_i(t) + n_i(t) \leq u_0, \end{cases}$$

где u_0 – выбранный порог квантования.

Описание моделирующего алгоритма

Алгоритм состоит из двух частей (рис. 9.2.). Подготовительная часть (блок 1) предназначена для расчета массивов коэффициентов a_i и b_i по длине пакета отраженных импульсов m . Огибающая функции a_i соответствует по формуле основному лепестку диаграмм направленности антенны в горизонтальной плоскости. В соответствии с этим коэффициенты a_i рассчитываются по приближенной формуле

$$a_i = \frac{\sin[\pi(2i + 1 - N)/N]}{[\pi(2i + 1 - N)/N]}.$$

Для расчета коэффициента b_i используется соотношение

$$b_i = \frac{\cos[\pi(2i + 1 - N)/N] - a_i}{0,5(1 - N) + i},$$

$$i = 0, 1, \dots, N - 1$$

Основная часть алгоритма (блоки 3 – 14) моделируют процессы формирования сигнала в радиолокационном приемнике (блоки 3 – 5) и процедуры первичной обработки радиолокационной информации в одном из каналов по дальности. Исходными данными для формирования сигнала служат азимут цели θ и амплитуда сигнала u .

Работа программы организована по циклам длительностью T . Поэтому при моделировании угол поворота антенны от условно выбранного нуля отсчитывается дискретно θ' в количестве циклов i , прошедших с начала работы системы. На каждом цикле i сигнал u_i на выходе радиолокационного приемника формируется как сумма отраженного сигнала z_i и помехи n_i .

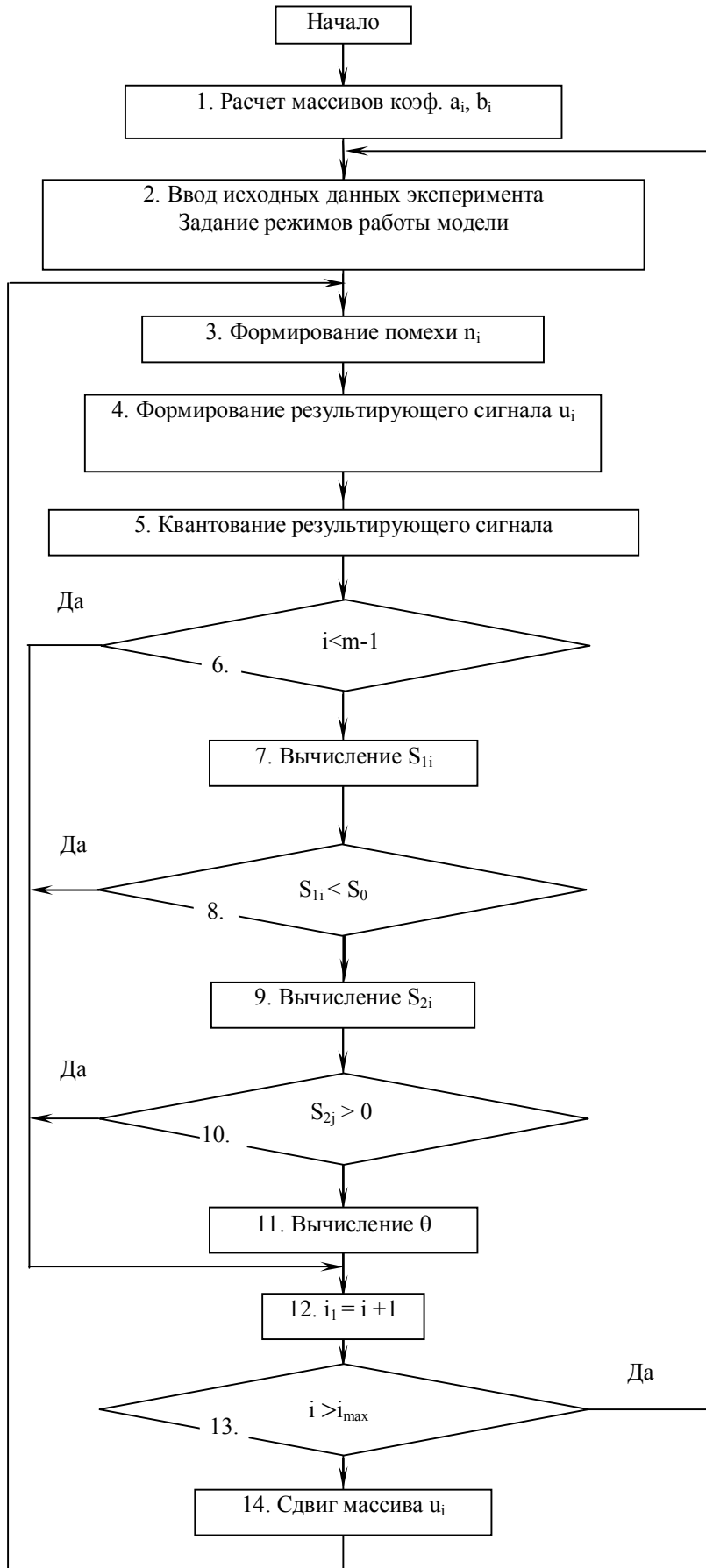


Рис. 9.2. Моделирующий алгоритм

Помеха n_i формируется блоком 3 программы как псевдослучайное число с равным распределением на интервале (0, 1) по алгоритму:

$$n_i = \left\{ n n_{i-1} \right\},$$

где фигурные скобки означают выделение дробной части числа;
 n – постоянная величина.

Полезный сигнал z_i вырабатывается по алгоритму

$$Z_i = \begin{cases} 0 & \text{при } i < \psi' - m / 2; \\ \alpha a_i & \text{при } \psi' - m / 2 \leq i < \psi' + m / 2; \\ 0 & \text{при } i \geq \psi' + m / 2, \end{cases}$$

$$u_i = s_i + n_i.$$

Для обнаружения цели и определения азимута анализируется одновременно N значений сигнала u_i . Эти значения накапливаются в ячейке памяти с $32 + 2N$ по $32 + 3N - 1$. На каждом цикле происходит сдвиг массива сигналов u_i на одну ячейку влево (блок 14), а очередное сформированное значение u_i записывается в освободившуюся ячейку с адресом $32 + 3N - 1$.

Блок 5 моделирует процедуру бинарного квантования сигнала по уровню. Квантованный сигнал строится по алгоритму:

$$u_i = \begin{cases} 1 & \text{при } u_i \geq u_0; \\ 0 & \text{при } u_i < u_0; \end{cases}$$

Блок 5 можно исключить из программы, что соответствует квантованию на большое число уровней. Обнаружение цели по алгоритму

$$S_1(t) = \sum_{i=1}^m a_i u_i [t - iT] < S_0 \quad (3)$$

осуществляется в блоках 8 и 9.

Если неравенство (3) справедливо, вычисляется сумма S_{2i} , необходимая для определения азимута (блок 9):

$$S_2(t) = \sum_{i=1}^N b_i u_i [t - iT],$$

Азимут ψ цели определяется в блоке 11 при изменении знака S_{2i} . После изменения номера i (блок 12) цикл повторяется. Работа программы прекращается, если число циклов превышает предел i_{max} (блок 13).

На первых циклах работы алгоритма блоки 7-11 не выполняются (обходятся), поскольку получены еще не все m значений сигнала и суммы S_{1i} и S_{2i} будут вычисляться неверно.

Порядок выполнения работы

Работа выполняется на компьютере. Запустите программу и точно следуйте указаниям и рекомендациям, выводимым на экран. Прежде чем нажать клавишу **Enter**, уточните правильность введенных данных на экране. При наличии (использовании) принтера проверьте его готовность к работе.

В процессе выполнения лабораторной работы исследуется работа алгоритма первичной обработки радиолокационной информации по обнаружению цели и определению ее азимута при различных амплитудах полезного сигнала, а именно три опыта при $\alpha_1 = 1,5 \dots 3$; $\alpha_2 = 1$; $\alpha_3 = 0,5$ (α – отношение сигнал/шум).

Рекомендуется для ознакомления с алгоритмом работы выполнить ознакомительный (без отчета) опыт с предложенными компьютером данными.

Расчет коэффициентов a_i , b_i

Введите:

– Количество импульсов в пакете $N = 10 \dots 20$.

Здесь $N = m$ – четное число, не превышающее 20;

– Общее число сигналов i_{max} – число анализируемых интервалов T .

Величина i_{max} определяется соотношением $i_{max} = \theta_{\psi} + 1,5 m$ и находится в пределах $N \dots 40$, где θ_{ψ} - задаваемый азимут цели, отсчитанный количеством интервалов T от условного нуля;

- Азимут цели ψ_{ψ} . Азимут цели ψ_{ψ} может задаваться в диапазоне $N \dots 40$;
- Амплитуду полезного сигнала. Вводится выбранное для опыта одно из значений $\alpha_1 = 1,5 \dots 3$; $\alpha_2 = 1$ или $\alpha_3 = 0,5$.

Проверить правильность введенных данных. Переместить курсор на "Начало программы" и нажать **Enter**.

Компьютер рассчитает и выведет на экран диаграмму и таблицу значений коэффициентов a_i и b_i . По полученным результатам построить график зависимостей $a_i(t)$ и $b_i(t)$.

Выбор порога квантования U_0

1. Схематично зарисовать построенный компьютером график аналогового сигнала $u_i(t)$.
2. По графику $u_i(t)$ с помощью клавиш (со стрелками вверх и вниз) выбрать порог квантования U_0 .

Рекомендуется выбирать U_0 так, чтобы число превышений порога m' на всем интервале наблюдения от $i = 1$ до $i = i_{max}$ удовлетворяло бы неравенству:

$$0,5 N \leq m' \leq N.$$

3. Зафиксировать выбранный порог U_0 на графике.
4. Зарисовать квантованный сигнал и сравнить его с данными таблицы.

Выбор порога обнаружения S_0

1. Схематично зарисовать построенные компьютером графики зависимостей S_{1i} и S_{2i} .
2. Используя зависимости S_{1i} и S_{2i} , с помощью клавиш (со стрелками вверх и вниз) выбрать порог обнаружения S_0 .

Рекомендуется выбирать порог обнаружения S_0 так, чтобы он превышал величины сумм $S_{1i}(t)$ на тех позициях, на которых полезный сигнал отсутствует.

3. Зафиксировать выбранный порог обнаружения S_0 на графике.

4. Нанести на график полученный азимут цели.

Далее компьютер по исходным данным и без изменения амплитуды сигнала, уровня квантования и уровня обнаружения сгенерирует работу алгоритма первичной обработки для 100 обзоров и рассчитает дисперсию, СКО азимута, количество необнаруженных целей, вероятность правильного обнаружения.

На этом опыт закончен.

Для продолжения работы переходят к пункту 1, в котором изменяют *только* величину α . Далее цикл операций повторяется.

Выполнить в режиме СИ (самостоятельного исследования, студенческой инициативы ...).

Определение минимального уровня полезного сигнала α_{\min} , необходимого для определения азимута цели с заданной точностью

Определение минимального необходимого уровня сигнала заключается в последовательном уменьшении амплитуды сигнала α и проведении на модели экспериментов ***без изменения порогов квантования и обнаружения*** по определению азимута цели с оценкой точности определения θ' . Необходимая точность определения азимута задается в пределах $\psi_3 \pm 1$ или $\psi_3 \pm 2$.

Величина α_{\min} считается найденной, когда дальнейшее ее уменьшение вызывает в вычисляемом азимуте ψ ошибки, превышающие допустимые.

Для определения α_{\min} необходимо произвести:

а) ввод исходных данных;

б) регистрацию результатов, их удобно записывать в табл. 9.1. В строке $\Delta\theta'$ записывается ошибка в определении азимута: $\psi - \psi_3$.

Таблица 9.1

| Параметры | Опыт 1 | Опыт 2 | Опыт ... | Опыт i | Опыт ... | Опыт k |
|-----------------|--------|--------|----------|--------|----------|--------|
| α | | | | | | |
| ψ | | | | | | |
| $\Delta\theta'$ | | | | | | |

Эксперименты продолжаются до определения α_{min} с заданной точностью.

Определение оптимального соотношения порога квантования и порога обнаружения.

Используя моделирующую программу и при необходимости внося в нее изменения, найти оптимальные в смысле *min* {сигнал/помеха} соотношения параметров U_0, S_0 .

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Теория рассматриваемого вопроса, процесса.
5. Результаты экспериментов:
 - исходные данные;
 - таблицы и графики зависимостей $a_{i(t)}$, $b_{i(t)}$, $u_{i(t)}$, $S_{1i}(t)$ и $S_{2i}(t)$, график квантованного сигнала для одного из трех опытов (по выбору, по варианту или указанный преподавателем);
 - величины порогов квантования и обнаружения, значения полученных азимутов;
 - для всех опытов: введенные данные, выбранные уровни, результаты выполнения алгоритма.
6. Выводы по работе.

Литература: [1,6-8].

Работа № 10. ВТОРИЧНАЯ ОБРАБОТКА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ В АС УВД

Цель работы

1. Ознакомление с алгоритмами вторичной обработки радиолокационной информации в АС УВД.
2. Изучение работы алгоритма скользящего сглаживания и влияния значений коэффициентов сглаживания на точность определения параметров движения целей.

Теоретические сведения

Коды координат самолетов, получаемые в устройстве первичной обработки радиолокационных сигналов, передаются в вычислительный комплекс (ЦВМ) вторичной обработки (ВО). Здесь решаются следующие задачи [1]:

1. Идентификация отметок и распределение их по каналам автоматического сопровождения (АС).
2. Анализ спорных ситуаций.
3. Определение параметров движения целей.
4. Автоматический захват новых траекторий.

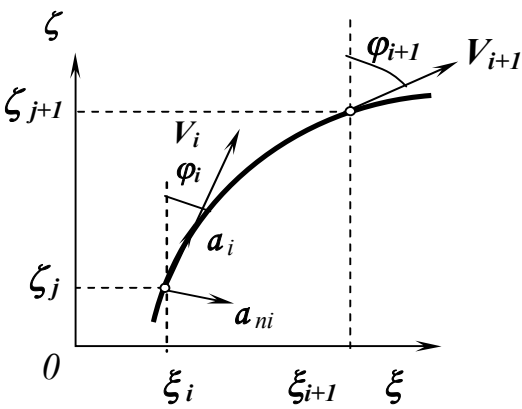
В данной работе рассматривается только третья задача. Предполагается, что операции по решению первых двух задач уже выполнены и процесс определения параметров движения моделируется для одного самолета (одного канала АС). Движение самолета на отдельных участках траектории может задаваться следующим образом:

- а) равномерное прямолинейное;
- б) прямолинейное с постоянным ускорением;
- в) разворот с постоянным креном и постоянной скоростью;
- г) развороты с постоянным креном и постоянным ускорением.

Очевидно, последнее можно считать наиболее общим, а все остальное — частными случаями. Поэтому модель движения составлена для последнего варианта.

Обработка информации производится циклически с периодом T , равным времени одного оборота антенны радиолокатора. Поэтому модель движения самолета задается в виде системы разных уровней.

Пусть в момент t_j направление движения самолета составляет угол φ_i с осью 0ζ (рис. 10.1). Тангенциальная составляющая ускорения a_τ постоянна $a_\tau = a$;



нормальная составляющая при координированном управлении определяется углом крена γ :

$$a_n = g \sin \gamma \approx g \gamma.$$

Составляющие ускорения по осям координат в момент t_i равны ξ_i, ζ_i . Угловая скорость разворота равна:

$$\dot{\varphi} = g \gamma / V,$$

где g — ускорение свободного падения;

V — путевая скорость.

Отсюда следует, что при движении самолета с путевым углом φ :

$$\ddot{\xi}_i = a_i \sin \varphi_i + a_{ni} \cos \varphi_i; \quad \ddot{\zeta}_i = a_i \cos \varphi_i - a_{ni} \sin \varphi_i;$$

$$\dot{\xi}_i = V_i \sin \varphi_i; \quad \dot{\zeta}_i = V_i \cos \varphi_i.$$

За один цикл T угол φ изменяется на

$$\Delta \varphi = \dot{\varphi} T = a_n T / V.$$

При этом

$$\begin{aligned}\varphi_i &= \varphi_{i-1} + \Delta\varphi_{i-1}; \\ C_i &= \cos \varphi_i = C_{i-1}m_{i-1} - S_{i-1}n_{i-1}; \\ S_i &= \sin \varphi_i = S_{i-1}m_{i-1} + C_{i-1}n_{i-1}; \\ n_i &= \sin \Delta\varphi_i \approx \Delta\varphi_i = a_{mi}T / V_i; \\ m_i &= \cos \Delta\varphi_i \approx 1 - 0,5n_i^2.\end{aligned}$$

Принимая для каждого цикла величины ξ и ζ постоянными, найдем:

$$\begin{aligned}\xi_i &= \xi_{i-1} + \xi'_{i-1}T + \xi''_{i-1}T^2 / 2; \\ \zeta_i &= \zeta_{i-1} + \zeta'_{i-1}T + \zeta''_{i-1}T^2 / 2; \\ V_i &= V_{i-1} + a_{\tau}T.\end{aligned}$$

Полученные рекуррентные соотношения позволяют задавать любые возможные траектории движения цели.

Определение параметров движения цели в системе ВО производится методом скользящего сглаживания с помощью модели первого порядка. Пусть x_i, y_i – измеренные значения координат в момент t_i ; $x_{ci}, y_{ci}, x'_{ci}, y'_{ci}$ – оценки (сглаженные значения) координат и скоростей в момент t_i ; $x_{i\bar{b}}, y_{i\bar{b}}, x'_{i\bar{b}}, y'_{i\bar{b}}$ – экстраполированные значения координат и скоростей к моменту t_i .

При использовании в системе ВО линейной модели первого порядка обработка ведется по алгоритму:

$$\begin{aligned}x_{i\bar{b}} &= x_{ci-1} + x'_{ci-1}T; \\ y_{i\bar{b}} &= y_{ci-1} + y'_{ci-1}T; \\ x_{ci} &= x_{i\bar{b}} + \mu(x_i - x_{i\bar{b}}); \\ y_{ci} &= y_{i\bar{b}} + \mu(y_i - y_{i\bar{b}}); \\ x'_{ci} &= x'_{ci-1} + \eta_i(x_i - x_{i\bar{b}}); \\ y'_{ci} &= y'_{ci-1} + \eta_i(y_i - y_{i\bar{b}}).\end{aligned}$$

Коэффициенты сглаживания μ_i и η_i определяются по формулам:

$$\mu_i = \begin{cases} \mu_i \text{ при } \mu(i) \geq \mu_*; \\ \mu_* \text{ при } \mu(i) \leq \mu_*; \end{cases} \quad \mu_i = \frac{2(2i-1)}{i(i+1)};$$

$$\eta_i = \begin{cases} 0 \text{ при } i = 1; \\ \eta_i \text{ при } \eta(i) \geq \eta_*; \\ \eta_* \text{ при } \eta(i) \leq \eta_*; \end{cases} \quad \eta_i = \frac{6}{i(i+1)}.$$

Величины μ_* и η_* выбираются в зависимости от ошибок измерения координат и возможностей маневрирования целей.

Координаты x_i, y_i , поступающие от подсистемы первичной обработки, не совпадают с истинными координатами цели ξ_i, ζ_i :

$$x_i = \xi_i + \delta_{xi}; y_i = \zeta_i + \delta_{yi},$$

где δ_{xi}, δ_{yi} - ошибки измерения и квантования сигналов.

Оценки координат, полученные в результате сглаживания, также содержат ошибки:

$$x_i = \xi_i + \Delta_{xi}; y_i = \zeta_i + \Delta_{yi},$$

которые зависят от характера движения целей и от выбранного способа сглаживания.

Описание моделирующего алгоритма

Моделируемая траектория движения самолета состоит из некоторых участков. На каждом участке задается постоянное продольное ускорение a и крен самолета γ (рис. 10.2). Величины a и γ могут иметь и нулевые значения, тогда движение будет прямолинейным и равномерным.

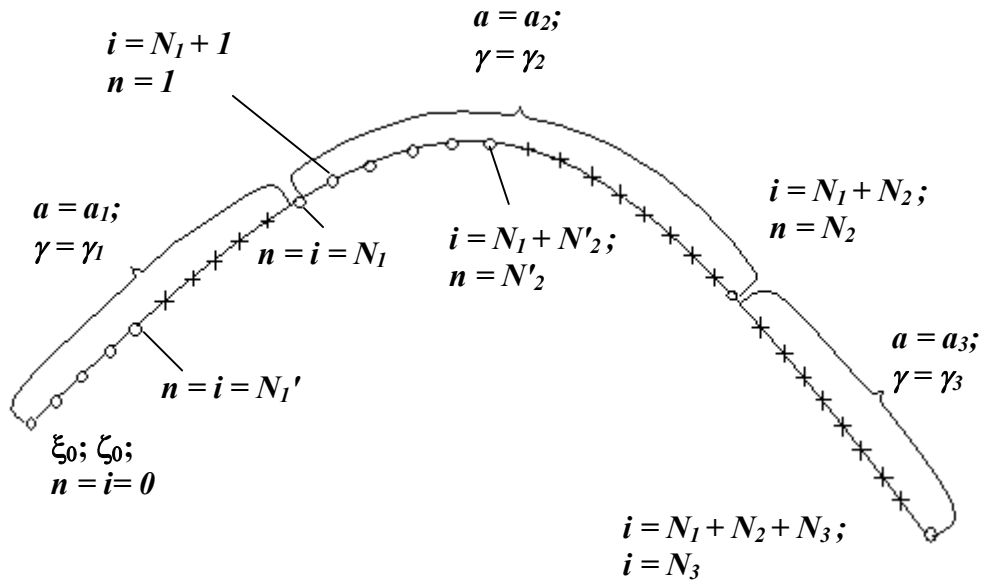


Рис. 10.2. Траектория движения цели

Предусмотрены различные варианты ввода информации о движении цели. Для первых N' точек каждого участка вводятся мгновенные значения координат ξ_i и ζ_i , ошибок измерения δ_{xi} и δ_{yi} и ошибок сглаживания Δ_{xi} и Δ_{yi} . Кроме того, в конце каждого участка длиной N вводятся значение координат ξ , ζ , скорости V , путевого угла φ , а также среднеквадратичные значения ошибок измерения δ_{δ} и оценки δ_{Δ} , накопившиеся на данном участке за N наблюдений. С этой целью счет циклов обзора ведется как от начала наблюдения i , так и от начала текущего участка n .

Для задания начала траектории в ЦВМ задаются координаты ξ_0, ζ_0 , начальное значение коэффициента сглаживания координат μ , коэффициент прочности траектории Q , вводятся скорость V_0 , курс φ_0 , продольное ускорение a , угол крена γ , период обзора (вращения антенны) T , начальные значения чис-

ла циклов наблюдения (обзора) i , среднеквадратичное значение ошибки измерений $\delta_{ск}$ и установившиеся значения коэффициентов сглаживания μ .

Далее задаются параметры движения, постоянные для каждого участка, со следующими данными для *первого* участка – участка автозахвата – ускорение $a = 0$, угол крена $\gamma = 0$; *второго* участка – прямолинейного равномерного движения – $a = 0$, $\gamma = 0$; *третьего* участка – разворота – $a = 0$, $\gamma \neq 0$; *четвертого* участка – равноускоренного движения – $a \neq 0$, $\gamma = 0$. Длина каждого участка постоянна и выражена числом циклов наблюдения N . Кроме того, задается число циклов N' , для которых должны быть выделены мгновенные значения ошибок измерений и сглаживания.

Затем идет счет циклов и моделируется движение цели за время одного оборота антенны. Далее моделируются ошибки измерения координат и процедура вторичной обработки информации. Циклы моделирования движения и обработки информации повторяются без ввода результатов до конца очередного участка траектории, после чего выводятся данные о конечной точке участка и среднеквадратичных ошибках на всем участке (табл. 10.1).

Таблица 10.1

| Переменная | ξ | ζ | V | ψ | T | $\delta_{ск}$ | μ_* | η_* | a | γ | N | N' |
|-------------|---------|---------|-----|--------|-----|---------------|---------|----------|------------------|----------|-----|------|
| Размерность | м | м | м/с | град | с | м | - | - | м/с ² | град | - | - |
| Min | -200000 | -200000 | 250 | - 180 | 6 | 250 | 0 | 0 | - 1,5 | - 30 | 1 | 0 |
| Max | 200000 | 200000 | 950 | 180 | 20 | 750 | 1 | 1 | + 1,5 | 30 | 99 | N |

Порядок выполнения работы

Перед началом работы для наглядного представления процесса скользящего сглаживания координат цели запустите демонстрационную программу. Обратите внимание на последовательность расчета координат.

В работе анализируется возможность использования алгоритма скользящего сглаживания для автосопровождения цели на всех участках полета. Работа

выполняется на компьютере. Запустите программу и точно следуйте указаниям и рекомендациям, выводимым на экран. Прежде чем нажать клавишу *Enter*, уточните правильность введенных данных на экране. При наличии (использовании) принтера проверьте его готовность к работе.

В процессе выполнения лабораторной работы студент исследует работу алгоритма вторичной обработки радиолокационной информации по автоматическому сопровождению цели при различных значениях коэффициента сглаживания координат, а именно проводит три опыта: $\mu_1 = 0,9$; $\mu_2 = 0,1$; $\mu_3 = 0,4 \dots 0,6$ (коэффициент сглаживания скорости η рассчитывается автоматически по значению коэффициента прочности траектории).

Рекомендуется для ознакомления с алгоритмом работы выполнить ознакомительный (без отчета) опыт с предложенными компьютером данными.

1. Подготовительные операции

Введите данные согласно комментариям на экране или табл. 10.1:

- скорость цели;
- курс;
- крен;
- период обзора;
- ускорение;
- СКО измерения;
- коэффициент сглаживания.

2. Начало сопровождения

При каждом нажатии на любую клавишу на основе исходных данных на первом этапе (ввод в сопровождение) цель движется прямолинейно с постоянной скоростью. При этом коэффициент сглаживания координат принимает введенное значение, а коэффициент сглаживания скорости рассчитывается исходя из устойчивости процесса ввода в сопровождение (значений прочности траектории).

На экране в левом верхнем окне демонстрируется решение сглаживания координат на каждом цикле обзора; в окне с синей каймой красным цветом отображается траектория движения цели. Кроме этого, на экране с каждым нажатием клавиши отображаются динамика изменения курса, скорости, ускорения, крена, времени наблюдения, № обзора, коэффициентов μ и η , а также значения для экстраполированных, измеренных и сглаженных координат (X , Y) и величины отклонения их от истинных (dX , dY).

При остановке программы первый участок траектории движения цели заканчивается.

3. Сглаживание координат при равномерном прямолинейном движении

3.1. Для перехода к следующему участку введите предложенную компьютером букву.

3.2. Далее процесс выполнения работы проходит аналогичным образом (см. п. 2). Обратите внимание на динамику изменения процесса по сравнению с наблюдавшимися в п. 2.

При остановке программы второй участок траектории движения цели заканчивается. После ввода предложенной компьютером буквы программа выполнит в памяти компьютера (без вывода на экран) еще 200 обзоров и представит таблицу результатов статистической обработки по этим обзорам (СКО экстраполяции, измерения и сглаживания).

4. Сглаживание координат при развороте

Повторить п. 3.

5. Сглаживание координат при ускоренном движении

Повторить п. 3.

Для продолжения работы переходят к пункту 1, в котором изменяют *только* величину μ . Далее цикл операций повторяется.

6. Выполнять в режиме СИ необязательно.

6.1. Определение оптимальных коэффициентов сглаживания для участков полета.

Оптимальное значение μ для данного характера движения соответствует минимуму величины СКО сглаживания и определяется путем поиска. Оптимальное значение μ ищется отдельно для каждого участка.

6.2. Определение оптимального коэффициента сглаживания для полета в целом

Оптимальное значение коэффициента μ ищется для полета в целом.

Содержание отчета

1. Данные исполнителя (ФИО, факультет, № группы).
2. Название работы.
3. Цель работы.
4. Теория рассматриваемого вопроса, процесса.
5. Результаты экспериментов:
 - исходные данные;
 - для всех опытов результаты статистической обработки по 200 обзорам;
 - построить на одном рисунке истинную, экстраполированную, измеренную и сглаженную траектории движения цели для одного из трех опытов (по выбору, по варианту или указанию преподавателя).
6. Выводы по работе.

Литература: [1,6-8].

Литература

1. Бочкарев В.В., Крыжановский Г.А., Сухих Н.Н. Автоматизированное управление движением авиационного транспорта / Под ред. Г.А. Крыжановского. М.: Транспорт, 1999.
2. Федоров С.М., Михайлов О.И., Сухих Н.Н. Бортовые информационно-управляющие системы: Учеб. для вузов/ Под ред. С.М. Федорова. М.: Транспорт, 1994.
3. Автоматизированное управление полетом воздушных судов / С.М. Федоров, В.М. Кейн, О.И. Михайлов, Н.Н. Сухих; Под ред. С.М. Федорова. М.: Транспорт, 1992.
4. Кейн В.М., Красов А.И., Федоров С.М. Системы автоматического управления: Учебное пособие. Ч.1. / ОЛАГА. Л., 1978.
5. Кейн В.М., Красов А.И., Федоров С.М. Системы автоматического управления: Учебное пособие. Ч.2. / ОЛАГА. Л., 1979.
6. Тучков Н.Т. Автоматизированные системы и радиоэлектронные средства управления воздушным движением: Учебник для вузов. М.: Транспорт, 1994.
7. Грачев В.В., Кейн В.М. Радиотехнические средства управления воздушным движением / Учебное пособие для вузов. М.: Транспорт, 1975.
8. Автоматизированные системы управления воздушным движением: Справочник / В.И.Савицкий, В.А. Василенко, Ю.А. Владимиров, В.В.Точилов; Под ред. В.И. Савицкого. М.: Транспорт, 1986.

Содержание

| | Стр. |
|---|------|
| Общие методические указания | 3 |
| Раздел 1. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ..... | 4 |
| Работа № 1. Потенциометрические датчики и функциональные преобразователи..... | 4 |
| Работа № 2. Электромеханический интегратор и синусно-косинусный потенциометр..... | 14 |
| Работа № 3. Характеристики элементов системы «Путь-4 МПА»..... | 21 |
| Раздел 2. ОСНОВЫ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ..... | 34 |
| Работа № 4. Динамические звенья систем автоматического управления..... | 34 |
| Работа № 5. Динамика цифровых систем управления..... | 38 |
| Раздел 3. СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ. | 45 |
| Работа № 6. Исследование системы автоматического регулирования второго порядка..... | 45 |
| Работа № 7. Система траекторного управления СТУ-154..... | 55 |
| Работа № 8. Динамика системы траекторного управления СТУ-154..... | 66 |
| Работа № 9. Первичная обработка радиолокационной информации в АС УВД..... | 71 |
| Работа № 10. Вторичная обработка радиолокационной информации в АС УВД..... | 80 |
| Литература..... | 89 |