

Министерство образования Республики Беларусь

Учреждение образования

БЕЛОРУССКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ИНФОРМАТИКИ И РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ

Кафедра радиотехнических систем

Г. Н. Демидович

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ЗВЕНЬЕВ  
КОНТУРОВ СИСТЕМ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ

Методическое пособие

к выполнению лабораторной работы

по дисциплине «Системы радиоправления»

для студентов специальности «Радиоэлектронные системы»

Минск 2003

УДК 621.396.934(075.8)

ББК 32.84 я 73

Д 30

Демидович Г.Н.

Исследование динамических звеньев контуров систем радиопередачи: Методическое пособие к выполнению лабораторной работы по дисциплине «Системы радиопередачи» для студ. спец. 39 01 02 «Радиоэлектронные системы» / Г.Н. Демидович. - Мн.: БГУИР, 2003. - 39 с.: ил. 7.

ISBN 985 - 444 - 542 - 9

В методическом пособии к выполнению лабораторной работы рассматриваются основные принципы построения, функционирования типовых динамических звеньев контуров систем радиопередачи и их математические модели в виде структурных схем. Кратко изложены методы анализа устойчивости, точности и быстродействия динамических звеньев систем при детерминированных и случайных воздействиях. Даны указания по выполнению лабораторной работы. Приведены вопросы для самопроверки.

УДК 621.396.934(075.8)

ББК 32.84 я 73

© Г.Н. Демидович, 2003

ISBN 985 - 444 - 542 - 9

© БГУИР, 2003

## СОДЕРЖАНИЕ

### Условные сокращения

1. Цель лабораторной работы
2. Краткие теоретические сведения
  - 2.1. Принципы функционирования и передаточные функции динамических звеньев контуров систем радиоправления
    - 2.1.1. Динамическое звено «Ракета»
    - 2.1.2. Силовой привод рулей
    - 2.1.3. Датчики параметров движения
    - 2.1.4. Динамическое звено «Автопилот-ракета»
    - 2.1.5. Устройства формирования команд
    - 2.1.6. Динамическое звено «Координатор»
    - 2.1.7. Кинематическое звено
    - 2.1.8. Человек-оператор как динамическое звено контура управления
  - 2.2. Методы анализа динамических звеньев контуров систем радиоправления
    - 2.2.1. Метод анализа устойчивости
    - 2.2.2. Методы анализа детерминированных процессов
    - 2.2.3. Методы анализа случайных процессов
3. Программа выполнения работы
4. Содержание отчета
5. Контрольные вопросы

### Литература

## УСЛОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

ДЗ	- динамическое звено контура системы радиуправления.
КЗ	- кинематическое звено контура системы радиуправления.
СПР	- сервопривод рулей ракеты.
ВУ	- вычислительное устройство.
УПЗ	- усилительно-преобразовательное звено.
ДОС	- датчик обратной связи.
ЖОС	- жесткая обратная связь.
СОС	- скоростная обратная связь.
ИОС	- изодромная (гибкая) обратная связь.
РМ	- рулевая машина.
УФК	- устройство формирования команд.
СИН	- следящий измеритель направления.
ГСН	- головка самонаведения.
СП	- сервопривод
СГП	- следящий гирос привод.
ПУ	- пеленгационное устройство
КТР	- кинематическая траектория ракеты

## 1. ЦЕЛЬ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Целью лабораторной работы является изучение принципов функционирования динамических звеньев (ДЗ) систем радиуправления, их функциональных и структурных схем, а также исследование зависимости показателей устойчивости, точности и быстродействия (ДЗ) от значений параметров их передаточных функций как при детерминированных, так и случайных воздействиях, освоение на практике методов и средств математического моделирования динамических систем с применением ПЭВМ.

## 2. КРАТКИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ

Динамическим звеном системы радиуправления называется математическая модель функционального преобразования процессов, протекающих в контуре управления. Динамическое звено является элементом структурной схемы контура управления, которая, в свою очередь, представляет собой математическую модель системы радиуправления в целом.

Функциональные преобразования процессов в ДЗ могут описываться линейными и (или) нелинейными дифференциальными уравнениями. Они в математической форме устанавливают связь процессов на входе ДЗ с процессами на его выходе с учетом начального (предшествующего началу анализа) состояния ДЗ. Знание начальных условий и коэффициентов дифференциальных уравнений дают возможность оценить количественно характер протекания выходных процессов во времени, а также получить их представление в частотной области с помощью преобразований Фурье.

Величины коэффициентов дифференциальных уравнений определяются величинами параметров реальных устройств, в которых протекают описываемые процессы, например, такими как коэффициенты передачи дискриминаторов, коэффициенты усиления усилителей, их полосы пропускания, коэффициенты эффективности рулей, постоянные времени разворота ракет и т.п.

Если параметры ДЗ систем не изменяются во времени, то такие системы являются стационарными. Нестационарные системы в отличие от стационарных описываются дифференциальными уравнениями с переменными коэффициентами.

Выбор методов и средств анализа ДЗ систем во многом определяется характером протекающих в них процессов, видом дифференциальных уравнений, описывающих эти процессы и целями исследования. В дальнейшем уделим основное внимание рассмотрению линейных стационарных ДЗ.

## 2.1. Принципы функционирования и передаточные функции динамических звеньев контуров систем радиоуправления

Для исследования характеристик и показателей качества систем радиоуправления, особенно на этапах проектирования, широко применяются математические методы анализа. С этой целью составляются структурные схемы контуров управления, в которых все функциональные звенья систем должны быть представлены в виде ДЗ, а кинематические соотношения между параметрами движения цели и ракеты - в виде кинематических звеньев (КЗ).

Кинематические звенья это не устройства, а математические модели, которые дают возможность с помощью дифференциальных уравнений описывать взаимосвязь между параметрами движения цели и ракеты, а также определять рассогласование между ними в процессе управления.

Полагая ДЗ и КЗ линейными, их реакции на входные воздействия можно описать линейными дифференциальными уравнениями, которые в операторной форме представляются как

$$Y(t) = W_3(p) \cdot X(t),$$

где  $W_3(p)$  - операторный коэффициент передачи звена,  $X(t)$  - входное воздействие,  $Y(t)$  - реакция на него, или выходная величина.

Большинство ДЗ и КЗ реальных систем на самом деле являются нелинейными с переменными параметрами и описываются нелинейными дифференциальными уравнениями с переменными коэффициентами. Аналитическое решение таких уравнений в большинстве случаев невозможно. Однако при рассмотрении процессов, протекающих в контурах систем радиоуправления в пределах небольших динамических диапазонов входных воздействий и на коротких интервалах времени анализа, многие из ДЗ и КЗ могут быть представлены в линеаризованном виде с постоянными параметрами.

Результаты анализа линеаризованных систем оказываются исключительно полезными и довольно часто имеют приемлемую для практики точность. В дальнейшем будут рассмотрены линейные модели ДЗ и КЗ систем радиоуправления.

### 2.1.1. Динамическое звено «Ракета»

Функциональное назначение ракеты как объекта управления состоит в том, чтобы обрабатывать управляющие воздействия в виде угловых положений и движений рулевых органов, реже - в виде изменения силы тяги двигательной установки. Результатом обработки этих воздействий являются требуемые параметры перемещения центра масс ракеты и поворотов ее корпуса вокруг центра масс.

При рассмотрении движения центра масс ракеты (рис.1) будем иметь в виду, что изменения направления ее вектора скорости  $\dot{V}_p$ , а следовательно, и отклонения траектории движения от прямой линии, могут произойти лишь за счет придания в течение некоторого времени ускорения центру масс ракеты в направлении ортогональном текущему направлению вектора ее скорости.

Такое ускорение можно создать, развернув с помощью рулей корпус ракеты относительно направления  $\dot{V}_p$  на некоторый угол  $b$ , например, в горизонтальной плоскости, который называется углом скольжения. При этом полная аэродинамическая сила  $\dot{A}$  давления набегающего воздушного потока на повернутую относительно вектора собственной скорости ракету не только возрастает, но и меняет свое направление по отношению к направлению  $\dot{V}_p$ . В результате разложения полной аэродинамической силы  $\dot{A}$  в скоростной (поточной) системе координат, ось  $X_v$  которой всегда совпадает с  $\dot{V}_p$ , появится ортогональная  $\dot{V}_p$  составляющая силы  $\dot{A}_\perp$ . Эта сила при небольшом угле  $b$  оказывается ему пропорциональной и ее модуль равен

$$|\dot{A}_\perp| = kb,$$

где  $k$  - модуль векторного коэффициента разложения полной аэродинамической силы по оси  $Z_v$  скоростной системы координат при повороте ракеты вокруг центра масс в горизонтальной плоскости. Величина  $k$  зависит от аэродинамических характеристик корпуса ракеты.

При повороте ракеты вокруг центра масс на угол  $b$  сила тяги двигателя  $\dot{T}$ , жестко закрепленного на ее корпусе, также поворачивается на угол  $b$  относительно направления  $\dot{V}_p$ . Появляется ортогональная  $\dot{V}_p$  составляющая

$$|\dot{T}_\perp| = |\dot{T}| \sin b.$$

Следовательно, для создания сил  $\dot{F}_\perp$ , ортогональных вектору  $\dot{V}_p$ , которые получили название управляющих, достаточно разворачивать ракету вокруг центра масс на углы скольжения  $b$  в горизонтальной и атаки  $a$  в вертикальной плоскостях. На практике величины этих углов не превышают  $10^0 \dots 15^0$ . Поэтому выражение для полной управляющей силы с учетом малости других сопутствующих такому управлению факторов, например, составляющих реакции отклоненных рулей  $P_\perp$ , можно записать в виде

$$|\dot{F}_\perp| = |\dot{A}_\perp| + |\dot{T}_\perp| = kb + Tb = (k + T)b.$$

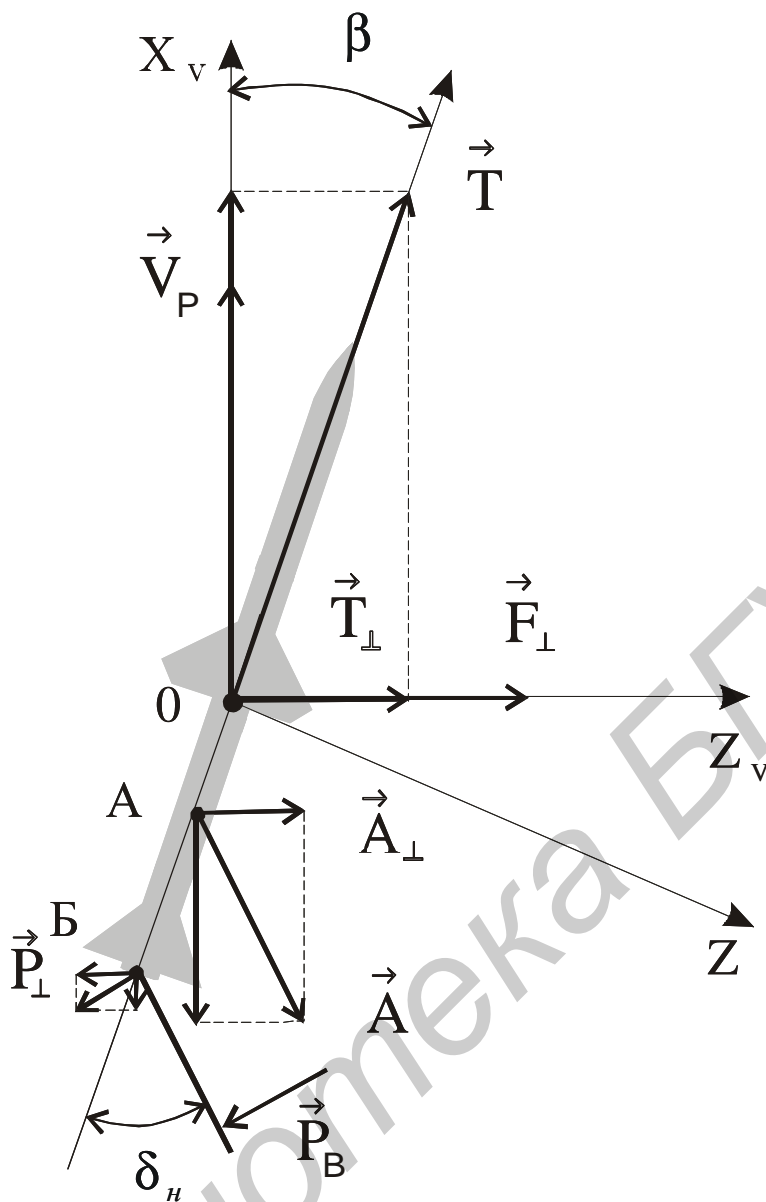


Рис.1. Силы, действующие на ракету при ее повороте вокруг центра масс

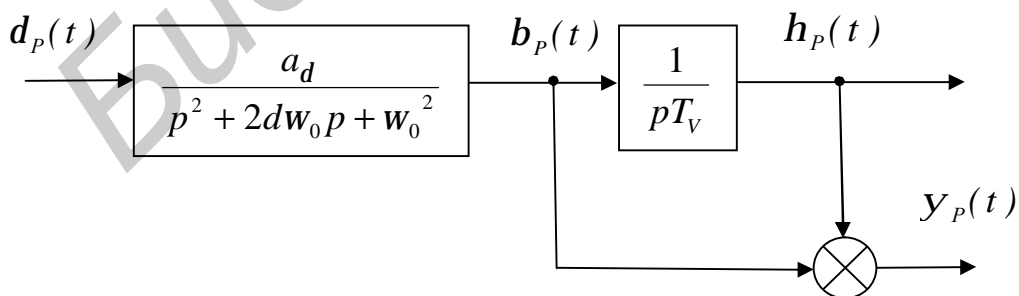


Рис. 2. Структурная схема динамического звена «Ракета»



Под действием на центр масс ракеты  $m_p$  управляющей силы  $\dot{F}_\perp$  возникает ортогональное вектору  $\dot{V}_p$  ускорение

$$\mathbf{a}_\perp = \dot{F}_\perp / m_p.$$

С течением времени при наличии этого ускорения вектор  $\dot{V}_p$  начнет поворачиваться в горизонтальной плоскости с угловой скоростью  $\dot{\mathbf{h}}$ . С другой стороны, в соответствии с физикой вращательного движения, придать телу массой  $m_p$ , движущемуся с линейной скоростью  $\dot{V}_p$ , угловую скорость  $\dot{\mathbf{h}}$  можно, подействовав на него силой  $\dot{F}_\perp$ . Следовательно, уравнение, которое связывает причину - появление угла  $\mathbf{b}$  и следствие - искривление с угловой скоростью  $\dot{\mathbf{h}}$  траектории движения ракеты, запишется в виде

$$|\dot{F}_\perp| = m_p |\mathbf{a}_\perp| = (k + T) \mathbf{b} = m_p |\dot{V}_p| \dot{\mathbf{h}}.$$

В операторной форме это уравнение можно представить как

$$m_p V_p p \mathbf{h}(t) = (k + T) \mathbf{b}(t). \quad (1)$$

Из уравнения (1) не трудно определить операторный коэффициент передачи от угла  $\mathbf{b}(t)$  к углу  $\mathbf{h}(t)$  ДЗ «Ракета»:

$$W_{bh}(p) = \frac{\mathbf{h}(t)}{\mathbf{b}(t)} = \frac{k+T}{m_p V_p p} = \frac{1}{p T_h}, \quad (2)$$

где  $T_h = \frac{m_p V_p}{k + T}$  - постоянная времени разворота ракеты в горизонтальной плоскости.

Поворот ракеты в горизонтальной плоскости на угол  $\mathbf{b}$  возникает по причине отклонения руля направления на угол  $\mathbf{d}_H$ , в результате чего создается активный вращающий момент вокруг вертикальной оси ОУ

$$M_Y^d = m_Y^d \mathbf{d}_H,$$

где  $m_Y^d$  - коэффициент пропорциональности, величина которого зависит от аэродинамических свойств ракеты и эффективности рулей.

Постоянная времени поворота ракеты вокруг центра масс пренебрежимо мала по сравнению с постоянной времени  $T_h$ , которая характеризует скорость разворота в пространстве вектора скорости центра масс ракеты.

Кроме активного вращающего момента при повороте ракеты вокруг центра масс действует демпфирующий момент, вызванный силами трения корпуса ракеты о воздух  $M_Y^D$ . Этот момент противодействует повороту корпуса и пропорционален угловой скорости рыскания ракеты  $\dot{\mathbf{y}}$

$$M_Y^D = m_Y^{\dot{\mathbf{y}}} \dot{\mathbf{y}},$$

где  $m_Y^{\dot{\mathbf{y}}}$  - коэффициент пропорциональности, величина которого определяется аэродинамическими свойствами корпуса ракеты, его размерами и скоростью;  $\mathbf{y}$  - угловое положение строительной оси ракеты в горизонтальной плоскости.

Кроме указанных моментов при повороте ракеты вокруг центра масс возникает статический момент  $M_Y^C$ , но только в том случае, если точка приложения полной аэродинамической силы с центром масс не совпадает. Создает статический момент ортогональная составляющая полной аэродинамической силы, плечом которой является отрезок, соединяющий центр масс и точку приложения силы в связанной системе координат.

Если центр масс расположен впереди точки приложения силы, то статический момент противодействует развороту, т.е. направлен встречно активному вращающему моменту. В противном случае направления моментов совпадают, и ракета является аэродинамически неустойчивой. Такая ракета может удерживаться на траектории только благодаря наличию контуров стабилизации в системе управления.

Величину статического момента можно считать пропорциональной углу  $b$  в пределах его значений  $0^\circ \dots 15^\circ$

$$M_Y^C = m_Y^b b,$$

где  $m_Y^b$  - коэффициент пропорциональности, который зависит от аэродинамических свойств ракеты и расстояния между центром масс и точкой приложения полной аэродинамической силы.

В соответствии с законами вращательного движения поворот ракеты вокруг центра масс с постоянной угловой скоростью  $\dot{\gamma} = const$  будет наблюдаться в том случае, если алгебраическая сумма моментов всех сил, действующих на нее, окажется уравновешенной моментом сопротивления повороту (моментом инерции)

$$M_Y^P = J_Y^P \cdot \dot{\gamma},$$

где  $J_Y^P$  - осевой момент инерции ракеты относительно ОУ.

Уравнение моментов основных сил, действующих на ракету при повороте вокруг вертикальной оси, проходящей через центр масс, запишется в виде

$$M_Y^P = -M_Y^C - M_Y^D + M_Y^d = J_Y^P \dot{\gamma} = -m_Y^b b - m_Y^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} + m_Y^d d_H.$$

С учетом уравнения связи угловых параметров движения ракеты в нормальной системе координат  $\dot{\gamma} = b / T_h$ , полученного из зависимости (2), и уравнения взаимосвязи углов  $\gamma = b + h$  уравнение моментов можно преобразовать к виду

$$\dot{b} + \left( \frac{1}{T_h} + \frac{m_Y^{\dot{\gamma}}}{J_Y^P} \right) b + \left( \frac{m_Y^b}{J_Y^P} + \frac{m_Y^{\dot{\gamma}}}{J_Y^P T_h} \right) b = \frac{m_Y^b}{J_Y^P} d_H,$$

или в операторной форме

$$b(t)(p^2 + 2dw_0 p + w_0^2) = a_d d_H(t), \quad (3)$$

$$\text{где } d = \frac{J_Y^P + m_Y^{\text{Y\&}} T_h}{2\sqrt{J_Y^P T_h (m_Y^b T_h + m_Y^{\text{Y\&}})}}, w_0 = \sqrt{\frac{m_Y^b + m_Y^{\text{Y\&}}}{J_Y^P T_h}}, a_d = \frac{m_Y^b}{J_Y^P}.$$

Операторный коэффициент передачи от угла поворота руля  $d_H(t)$  до угла скольжения  $b(t)$  ДЗ «Ракета» находится из уравнения (3)

$$W_{d.b}(p) = \frac{b(t)}{d_H(t)} = \frac{a_d}{p^2 + 2dw_0p + w_0^2}. \quad (4)$$

Структурная схема динамического звена «Ракета» в горизонтальной плоскости, полученная на основании выражений (2) и (4), приведена на рис. 2.

Аналогичным образом составляются дифференциальные уравнения, описывающие связь между угловым положением рулей высоты  $d_B(t)$ , углом атаки  $a(t)$  и углом кабрирования  $J(t)$  в вертикальной плоскости при повороте ракеты вокруг оси OZ; угловым положением элеронов  $d_3(t)$ , углом крена  $g(t)$  и углом отклонения траектории  $h(t)$  в горизонтальной плоскости при повороте ракеты вокруг строительной оси OX.

### 2.1.2. Силовой привод рулей

Управление угловым положением рулей ракеты в прямом и обратном направлении (серво) осуществляется системой автоматического регулирования, которая называется сервоприводом рулей (СПР). В системе СПР реализуется принцип управления по рассогласованию (отклонению). Согласно этому принципу система стремится устранить рассогласование  $e(t)$  между текущим значением углового положения руля  $d_p(t)$  и требуемым значением  $d_3(t)$ , которое задается в виде командного сигнала  $U_3(t)$ , поступающего на вход СПР.

Поскольку на практике углы отклонения рулей ограничены и для этого вводятся специальные ограничители, СПР является нелинейной системой. Однако в области малых величин входных и возмущающих воздействий ее можно рассматривать как линейную и считать параметры функциональных звеньев СПР постоянными величинами, по крайней мере, в течение времени анализа. Следовательно, линейное дифференциальное уравнение СПР можно составить, определив операторные коэффициенты передачи его звеньев и операторный коэффициент передачи СПР в целом.

Структурная схема СПР приведена на рис. 3. Вычислительное устройство (ВУ) может рассматриваться как дискриминатор, формирующий сигнал управления  $U_Y(t)$  путем сравнения сигналов  $U_3(t) - U_{oc}(t) = DU(t)$  и последующего преобразования  $S_{BV} DU(t) = U_Y(t)$ , где  $S_{BV}$  - крутизна дискриминационной характеристики.

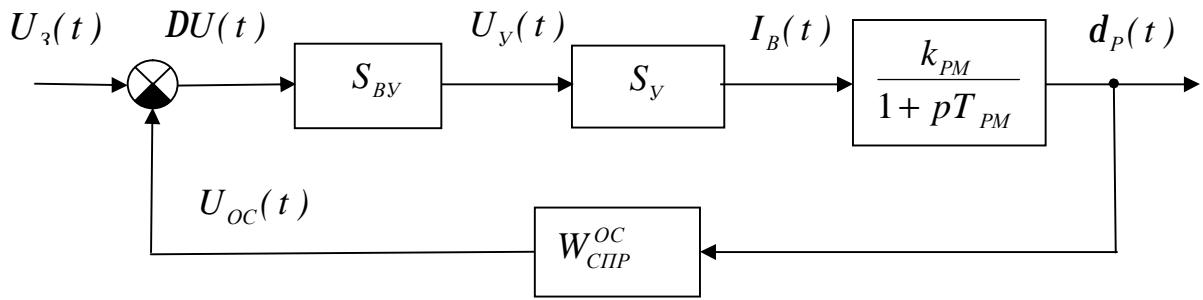


Рис. 3. Структурная схема силового привода рулей ракеты

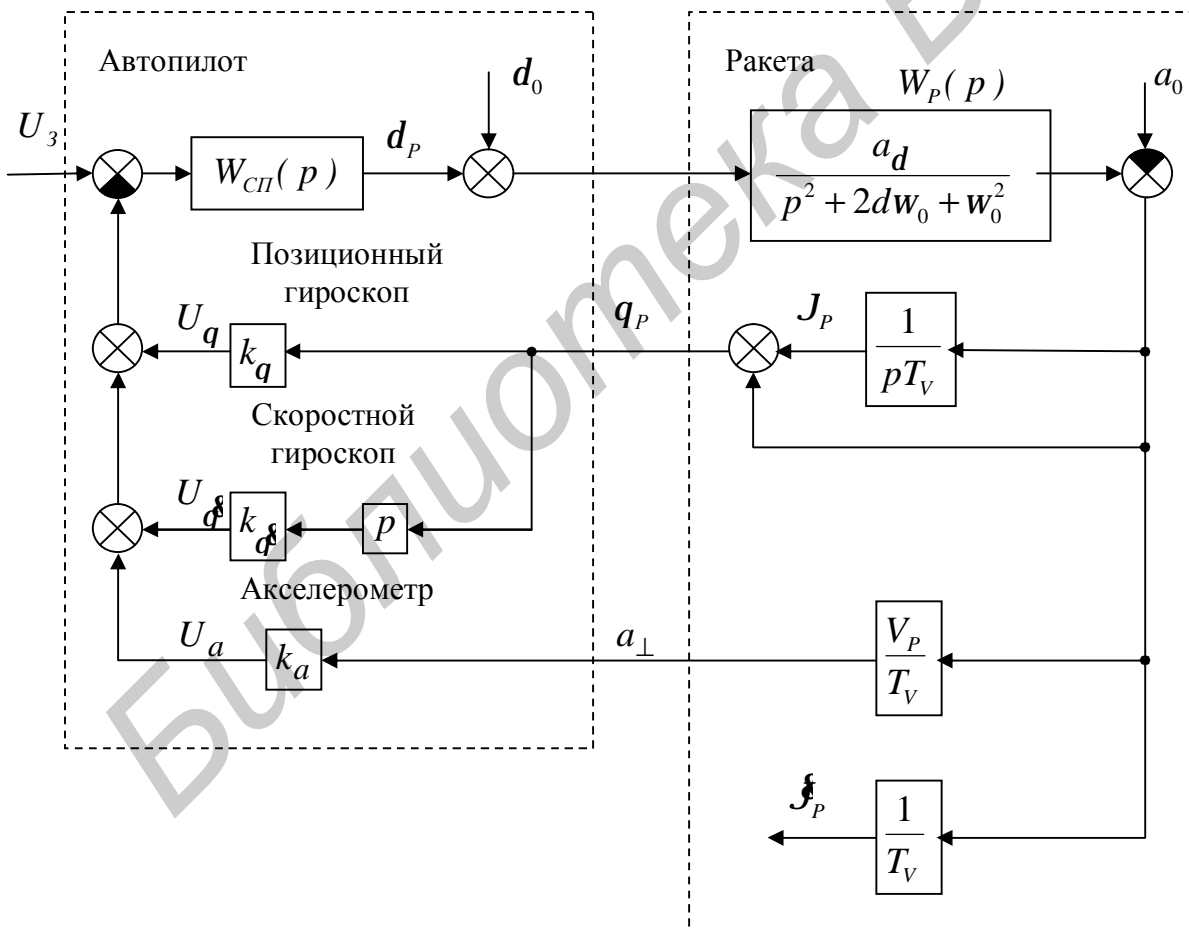


Рис.4. Структурная схема динамического звена «Автопилот-ракета»

Быстродействие ВУ значительно выше скорости отклонения рулей и по этой причине его можно считать безынерционным звеном. В простейшем случае функции ВУ может выполнять вычитающее устройство на базе операционного усилителя.

Усилительно-преобразовательное звено (УПЗ) предназначено для преобразования  $U_v(t)$  в ток  $I_B(t)$  обмотки возбуждения двигателя рулевой машины (РМ) и обладает высоким быстродействием. Поэтому уравнение связи выхода УПЗ с входом можно записать в виде  $I_B(t) = S_v U_v(t)$ , где  $S_v$  - крутизна проходной характеристики или коэффициент усиления по переменному току.

В простейшем случае РМ представляет собой электродвигатель с редуктором, на выходном валу которого закреплена рулевая плоскость. Реакцией РМ на входное воздействие  $I_B(t)$  является угловое движение руля  $d_p(t)$ , а операторный коэффициент передачи РМ можно записать в виде

$$W_{PM}(p) = \frac{d_p(t)}{I_B(t)} = \frac{k_D}{p(1+pT_{PM})} k_P = \frac{k_{PM}}{p(1+pT_{PM})},$$

где  $k_D, k_P, k_{PM}$  - коэффициенты передачи электродвигателя, редуктора, рулевой машины;  $T_{PM}$  - постоянная времени рулевой машины, которая характеризует время разгона двигателя, нагруженного на редуктор.

В зависимости от типа датчика обратной связи (ДОС), который в основном и определяет вид передаточной функции  $W_{СПР}^{OC}(p)$  цепи обратной связи СПР, различают сервоприводы с жесткой (ЖОС), скоростной (СОС) и изодромной (ИОС) обратными связями. Операторные коэффициенты передачи соответствующих звеньев имеют вид:

$$W_{ЖОС}(p) = k_{ЖОС}; \quad W_{СОС}(p) = pk_{СОС}; \quad W_{ИОС}(p) = k_{ИОС} \frac{pT_{II}}{1+pT_{II}}.$$

По правилам составления структурных схем, записываются операторные коэффициент передачи СПР. Например, для СПР с ЖОС, у которого в цепи ОС используется датчик углового положения руля

$$W_{СПР}^{ЖОС}(p) = \frac{d_p(t)}{U_3(t)} = \frac{S_{BV} S_v k_{PM}}{p^2 T_{PM} + p + S_{BV} S_v k_{PM} k_{ЖОС}}.$$

Для СПР с СОС, у которого в качестве датчика обратной связи используется тахометр, измеряющий угловую скорость поворота руля, операторный коэффициент передачи примет вид

$$W_{СПР}^{СОС}(p) = \frac{d_p(t)}{U_3(t)} = \frac{S_{BV} S_v k_{PM}}{p^2 T_{PM} + p(1 + S_{BV} S_v k_{PM} k_{СОС})},$$

и СПР станет астатической системой.

Введение изодромной обратной связи с использованием в качестве ДОС тахометра и корректирующего звена с запаздыванием  $W_{ИОС}(p) = k_{ИОС} \frac{pT_{II}}{1+pT_{II}}$

также повышает порядок астатизма СПР и операторный коэффициент передачи примет вид

$$W_{СПР}^{COC}(p) = \frac{d_p(t)}{U_3(t)} = \frac{S_{BY}S_Y k_{PM}}{p^3 T_{PM} T_{II} + p^2 (T_{PM} + T_{II}) + p(1 + S_{BY}S_Y k_{PM} k_{ИОС} T_{II})}$$

Сервоприводы рулей различаются не только видами цепей ОС, но и принципами построения рулевой машины, характеристики которой во многом определяют показатели качества СПР. Например, применение рулевой машины с гидравлическими поршнями вместо электродвигателя на порядок повышает быстродействие СПР.

### 2.1.3. Датчики параметров движения

Датчики параметров движения - это радиотехнические и нерадиотехнические устройства, позволяющие автоматически измерять текущие значения параметров движения ракеты, такие как  $\mathbf{r}_p(t)$ ,  $\mathbf{V}_p(t)$ ,  $\mathbf{V}_p^{\dot{}}(t)$ ,  $\mathbf{J}_p(t)$ ,  $\mathbf{j}_p^{\dot{}}(t)$ ,  $\mathbf{j}_p^{\ddot{}}(t)$  в нормальной, связанной и скоростной системах координат, а также текущие значения относительных параметров движения ракет, например, высоты полета, наклонной дальности, скорости сноса в траекторной системе координат и др.

Результаты измерений на выходе датчиков представляются в форме, удобной для дальнейшей обработки информации (аналоговой или цифровой), а также могут являться результатом функциональных преобразований первичных измеряемых величин. Например, текущее значение пройденного пути может быть получено путем интегрирования сигнала, соответствующего измеряемой скорости ракеты, или двойного интегрирования сигнала измеряемого ускорения.

Для измерения величин линейных ускорений ракет применяются акселерометры. Широко распространены акселерометры с инерциальными и гироскопическими чувствительными элементами.

В инерциальном акселерометре в качестве чувствительного элемента используется груз массой  $m$ , закрепленный на корпусе с помощью пружинного подвеса из двух пружин по обеим сторонам груза, образующих ось чувствительности. При наличии ускорения  $\mathbf{a}$  корпуса акселерометра в направлении оси чувствительности на груз действует сила инерции  $\mathbf{F}_И = m\mathbf{a}$ . При этом пружины деформируются и в свою очередь действуют на тело с массой  $m$  силой  $\mathbf{F}_П = k_{П} 2l$ , где  $l$  - величина сжатия одной и растяжения другой пружины. В установившемся режиме наблюдается равенство

$|\dot{F}_{II}(t)| = |\ddot{F}_{II}(t)| = ma(t) = k_{II} 2l(t) = U(t)k_{II} / k_U$ , где  $k_U = \frac{U_{max}}{2l_{max}}$  - коэффициент

преобразования величины  $2l$  в напряжение  $U$ . Следовательно, статический коэффициент передачи акселерометра, равный крутизне линейного участка его проходной характеристики, запишется в виде

$$\frac{U(t)}{a(t)} = \frac{m \cdot k_U}{k_{II}} = S_a.$$

В условиях, когда ускорение резко изменяется, переходные процессы в акселерометре имеют колебательный характер и операторный коэффициент передачи описывается выражением

$$W(p) = \frac{U(t)}{a(t)} = \frac{S_a}{p^2 + 2\chi w_0 p + w_0^2},$$

где  $w_0 = \sqrt{\frac{k_{II}}{mk_U}}$  - собственная частота колебаний,  $\chi = \frac{d}{2\sqrt{mk_{II}k_U}}$  - декремент

затухания колебаний в системе,  $d$  - коэффициент влияния механического демпфера колебаний.

В качестве измерителей угловых положений и угловых скоростей ракет в полете широко используются гироскопические устройства. Например, для формирования нормальной системы координат на борту ракеты совместно применяются две гироскопические системы «авиагоризонт» и «гировертикаль». Они строятся на базе трехстепенных астатических гироскопов, установленных на гиросtabilизированной платформе.

Применение астатического гироскопа, установленного на ракете, основано на том, что при возникновении угловых скоростей ее поворота в пространстве рамки гироскопа поворачиваются относительно направления главного кинетического момента  $\dot{H}$  собственного быстрого вращения ротора. Повороты рамок происходят в ортогональных направлениях с такими же скоростями и до тех пор, пока угловые движения ракеты вокруг осей ортогональных  $\dot{H}$  не закончатся. При этом вектор  $\dot{H}$  теоретически сохраняет неизменной свою ориентацию в пространстве, которая ему сообщается в процессе предполетной установки (выставки гироскопа). Следовательно, угловое положение рамок одного трехстепенного гироскопа позволяет оценивать направления и величины угловых положений ракеты в двух плоскостях гироскопической системы координат.

Однако техническое несовершенство конструкции, наличие паразитных моментов сил трения при развороте рамок, эквивалентно прикладываемых к ротору гироскопа, приводит к прецессии ротора и отклонению вектора  $\dot{H}$  от заданного направления  $OZ$  в пространстве, что вызывает с течением времени недопустимый «уход» гироскопа и требует его периодической коррекции.

Для того чтобы целенаправленно изменить ориентацию  $\dot{H}$ , например, при выставке гироскопа, необходимо каким-либо способом приложить к ротору

внешнюю силу, которая бы создавала момент, направленный вдоль выбранной оси, не совпадающей с осью собственного быстрого вращения ротора. При этом будет наблюдаться прецессионное движение ротора, в виде поворота его оси вращения по кратчайшему направлению до совмещения вектора  $\dot{H}$  с вектором момента внешней силы  $\dot{M}_{BH}$ .

В установившемся режиме прецессионное движение ротора служит причиной возникновения гироскопического момента  $\dot{M}_G$ , который является реакцией быстро вращающегося тела на его поворот вокруг оси, не совпадающей с осью собственного быстрого вращения.

Например, при действии  $\dot{M}_{BH}$  на внутреннюю рамку гироскопа с ориентацией ротора  $\dot{H}_Z$  наблюдается динамическое равновесие моментов, которое описывается уравнением

$$\dot{M}_{BH} = \dot{w}_h \dot{H}_Z = \dot{M}_{GX}, \quad (5)$$

где  $w_h$  - угловая скорость поворота внешней рамки гироскопа вокруг ее оси вращения  $Oh$ ;  $\dot{M}_{GX}$  - гироскопический момент, направление которого определяется по правилу Жуковского.

Согласно правилу Жуковского, мысленный поворот вектора  $\dot{H}$  по кратчайшему пути до совмещения с вектором угловой скорости прецессии  $\dot{w}_h$  наблюдается с конца вектора гироскопического момента  $\dot{M}_{GX}$  как движение в положительном направлении (против часовой стрелки).

Если рассматривается прецессионное движение гироскопа, то на основании (5) зависимость между величиной момента внешних сил и угловым положением его ротора  $j_h(t)$  можно представить в виде дифференциального уравнения в операторной форме

$$\dot{M}_{BH}(t) = p j_h(t) \dot{H}_Z,$$

где  $p j_h(t) = \dot{w}_h$ .

Угловые положения ротора гироскопа, прецессирующего в пространстве, или угловые положения разворачивающихся рамок при неподвижном в пространстве роторе, могут быть измерены с помощью датчиков угловых положений осей относительно крепления рамок гироскопа. С учетом линейности проходной характеристики датчиков углов, а, следовательно, выполнения соотношения

$$U_d(t) = k_d j_h(t),$$

операторный коэффициент передачи гироскопа, который прецессирует под действием внешнего момента  $\dot{M}_{BH}$ , созданного специально, например, установленным на рамке гироскопа датчиком момента (моментным мотором), запишется в виде



$$W(p) = \frac{U_D(t)}{|M_{BHX}(t)|} = \frac{k_D}{p|H_Z|},$$

а операторный коэффициент передачи гироскопического измерителя угловых положений ракеты (позиционного гироскопа) будет иметь вид

$$W(p) = \frac{U_D(t)}{j_h(t)} = k_D.$$

Действительно, если астатический гироскоп является свободным, т.е. выполнен так, что отсутствуют паразитные моменты внешних сил, в частности, отсутствуют моменты, вызванные силами трения осей в подвесах рамок, силами трения о воздух и пр., то при любых угловых движениях ракеты, на корпусе которой установлен такой гироскоп, угловое положение ротора в инерциальном пространстве остается неизменным, а вместе с ракетой разворачиваются лишь рамки гироскопа.

Величины напряжений, снимаемых с выходов датчиков угловых положений рамок гироскопа, являются оценками угловых положений ракеты в нормальной системе координат. Для этого следует установить два астатических свободных гироскопа с взаимно ортогональными направлениями главных кинетических моментов и путем предполетной выставки ориентировать их по направлению выбранной нормальной системы координат.

На практике часто используются гироскопические измерители угловых скоростей ракет, которые обладают высокой точностью и чувствительностью. Они выполнены на базе двухстепенных астатических гироскопов, у которых повороту оси внутренней рамки противодействует пружина, создающая при скручивании момент  $M_{\Pi} = k_{ж} j_0$ , где  $k_{ж}$  - коэффициент жесткости пружины и  $j_0$  - угол поворота рамки гироскопа. Когда момент сопротивления повороту скрученной пружины уравнивает гироскопический момент  $M_{\Pi} = M_{Г}$ , рамка останавливается. Угол, на который она повернется по отношению к нейтральному положению, и будет являться оценкой угловой скорости ракеты  $w$ .

Если в качестве измерителя угла используется датчик, на выходе которого напряжение определяется выражением  $U_D = k_D j_0$ , то из уравнения

$$M_{\Pi} = k_{ж} j_0 = M_{Г} = wH = k_{ж} \frac{U_D}{k_D}$$

можно получить зависимость напряжения на выходе скоростного гироскопа от угловой скорости ракеты в виде

$$U_D = \frac{Hk_D}{k_{ж}} w = k_{сГ} w,$$

где  $k_{сГ}$  - статический коэффициент передачи скоростного гироскопа

В отличие от астатических гироскопов, на которые не действуют ускорения ракеты, так как их центр масс лежит в точке пересечения осей

вращения ротора и рамок, тяжелые гироскопы специально предназначены для измерения линейных ускорений. Их работа основана на появлении прецессии ротора под действием момента силы  $\dot{M}_F = \dot{F}l = m\dot{a}l$ , который возникает при движении ракеты, а вместе с ней и ротора гироскопа, имеющего массу  $m$ , с ускорением  $\dot{a}$ . Момент возникает за счет того, что центр тяжести ротора смещен на расстояние  $l$  относительно оси вращения рамки.

Гироскопические измерители ускорений обладают повышенной чувствительностью и практически безынерционны, поскольку скорость переходных процессов в гироскопе тем меньше, чем больше величина его главного кинетического момента. Три таких акселерометра, установленные на гиросtabilизированную платформу и ортогонально ориентированные вдоль осей нормальной гироскопической системы координат, образуют векторный акселерометр, позволяющий измерять модуль и направление вектора полного ускорения ракеты.

#### 2.1.4. Динамическое звено «Автопилот-ракета»

Автопилот является системой автоматического управления угловыми положениями и угловыми движениями ракеты. Управление ракетой обеспечивается за счет отклонения рулей. Основная задача автопилота состоит в обеспечении функциональной связи между задающим воздействием  $U_3(t)$  и текущим значением угла отклонения руля  $d(t)$ .

Однако в процессе управления возможно изменение углового положения ракеты относительно заданного по причине воздействий со стороны внешней среды - аэродинамических возмущений. Кроме того, в полете изменяются характеристики управляемости ракеты, например, из-за уменьшения ее веса и перемещения центра масс за счет выгорания топлива, что приводит к изменению параметров операторного коэффициента передачи ДЗ «Ракета». Управляемость ракеты зависит также от аэродинамических параметров ее корпуса.

Поэтому, помимо выполнения основной задачи, автопилот обеспечивает такое управление рулями, которое противодействует разворотам ракеты из-за аэродинамических возмущений, стабилизирует передаточные числа ракеты, улучшает и стабилизирует ее динамические характеристики.

Поскольку ракета является объектом следящего управления, то сервопривод рулей представляет собой управитель, а датчики параметров движения - звенья отрицательных обратных связей следящей системы «Автопилот-ракета». В качестве дискриминатора системы используется ВУ, а в простейшем случае - суммирующий усилитель на входе СПР.

Структурная схема контура управления движением ракеты в вертикальной плоскости (ДЗ «Автопилот-ракета») представлена на рис.4.

Закон управления автопилота описывает общий характер связи углового положения руля  $d_B$ , задающего воздействия  $U_3$  и траекторных параметров движения ракеты, измеряемых соответствующими датчиками цепей обратных связей. Для автопилота, представленного схемой на рис. 4, закон управления запишется в виде

$$d_B = W_{СПР}(U_3 - (k_q q + k_{\varphi} \dot{\varphi} + k_a a)),$$

где  $k_q$ ,  $k_{\varphi}$ ,  $k_a$  – коэффициенты передачи измерителей соответствующих траекторных параметров ракеты.

Введение отрицательных ОС с помощью ДОС позволяет существенно улучшить динамические свойства ДЗ «Автопилот-ракета» и стабилизировать статические коэффициенты передачи (передаточные числа) этого звена в контуре управления. Так, например, введение сигнала гироскопа угловой скорости тангажа ракеты  $\dot{\varphi}_p$  позволяет увеличить коэффициент демпфирования ракеты по углу атаки и несколько улучшить быстродействие – увеличить частоту собственных колебаний  $w_{A-P}$ . Для еще большего увеличения этой частоты, т.е. расширения эквивалентной полосы пропускания ДЗ «Автопилот-ракета», вводится отрицательная ОС по ускорению  $a_{\perp}$ , ортогональному вектору скорости, которое измеряется акселерометром. Жесткая отрицательная ОС осуществляется посредством установки позиционного гироскопа, измеряющего угол тангажа  $q_p$ . Она позволяет, как и в любой следящей системе, стабилизировать коэффициенты передачи ДЗ «Автопилот-ракета», которые без введения этой связи могут изменяться в процессе полета, например из-за уменьшения веса ракеты. Кроме того, введение глубокой ЖОС приводит к устранению колебательности звена «Автопилот-ракета», и переходной процесс в нем становится апериодическим.

Операторный коэффициент передачи ДЗ «Автопилот-ракета», (рис.4) запишется в виде

$$W_{A-P}(p) = \frac{k_{СП} a_d}{(p + k_{СП} k_{OC})(p^2 + 2dw_0 p + w_0^2) + k_{СП} a_d \left( \left(1 + \frac{1}{pT_V}\right) (pk_{\varphi} + k_q) + \frac{V}{T_V} k_a \right)}$$

Он позволяет исследовать характеристики автопилота, как в частотной, так и во временной области.

### 2.1.5. Устройства формирования команд

Устройства формирования команд (УФК) в контурах систем автоматического управления ракетами выполняют функции формирователей задающих воздействий на входе автопилота  $U_3(t)$  путем преобразования сигналов, поступающих с выхода координатора – системы определения координат цели, например, РЛС слежения за ее угловым положением. В этих

сигналах содержится информация о рассогласовании в контуре управления ракетой, которое следует устранить. В системах автоматизированного управления, например, на самолете в ручном режиме пилотирования функции УФК выполняет пилот.

К основным функциям УФК на ракетах можно отнести:

- выведение ракеты на опорную траекторию путем формирования команд программного управления;
- формирование команд управления в процессе наведения с использованием информации о требуемом управлении и текущем состоянии объекта управления;
- вычисление производных, интегралов и других функций от параметров рассогласования, если это необходимо;
- формирование дополнительных компенсирующих сигналов в зависимости от характера движения цели, ракеты.

Устройства формирования команд аналогового типа обычно являются линейными по отношению к параметрам рассогласования (сигналам  $U_v(t)$ ) и компенсирующим сигналам  $S_K(t)$  в каналах управления и описываются в общем случае уравнением

$$U_3(t) = L_1(p)U_v(t) + L_2(p)S_K(t), \quad (6)$$

где  $L_1(p) = \frac{U_3(t)}{U_v(t)}$  - операторный коэффициент передачи устройства формирования команд по отношению к измеренному значению параметра рассогласования  $U_v(t)$ , а  $L_2(p) = \frac{U_3(t)}{S_K(t)}$  - операторный коэффициент передачи

устройства формирования команд по отношению к компенсирующему сигналу  $S_K(t)$ .

Чаще всего на малогабаритных ракетах  $L_2(p) = 0$ , поскольку на практике встречаются трудности в размещении сложных и громоздких устройств компенсации, например, устройств компенсации внешних возмущающих моментов. В системах самонаведения по закону пропорциональной навигации в качестве устройства формирования команд используется суммирующий усилитель, реализующий функцию взвешенного алгебраического суммирования сигнала с выхода координатора  $U_{\&}$  с сигналом с выхода измерителя угловой скорости  $U_{\&P}$  в соответствии с выражением

$$U_K(t) = AU_{\&} - U_{\&P}, \text{ где } A - \text{ навигационная постоянная.}$$

Устройства формирования команд выполняют не только функции преобразования сигналов рассогласования в задающие сигналы управления. В ряде случаев в состав устройств формирования команд включаются

корректирующие фильтры, обеспечивающие приемлемые запасы устойчивости системы управления и улучшающие ее характеристики.

### 2.1.6. Динамическое звено «Координатор»

В качестве координаторов – устройств извлечения информации о координатах целей в системах самонаведения ракет используются радиолокационные следящие измерители направления (СИН). Координаторы систем самонаведения размещаются в головных частях ракет и представляют собой достаточно автономные системы, которые получили название головок самонаведения (ГСН). Поскольку ГСН является следящей системой и объектом управления в ней выступает антенна, то помимо собственно радиолокационного тракта она содержит устройство управления угловым положением антенны - сервопривод антенны, например, следящий гироспривод, (СГП). Структурная схема ГСН со следящим гиросприводом в одном из ортогональных каналов управления антенной приведена на рис. 5.

Радиоприемный тракт ГСН без СГП можно рассматривать как пеленгационное устройство (ПУ) с неподвижной антенной. При изменении углового положения цели  $j_{ц}(t)$  по отношению к  $j_{А}(t)$  - угловому положению равносигнального направления антенны в пределах ширины ее диаграммы направленности сигнал на выходе ПУ  $U_{ПВ}(t)$  будет зависеть от  $j_{ц}(t)$  как

$$U_{ПВ}(t) = k_{ПВ} j_{ц}(t). \quad (7)$$

Эта зависимость представляет собой пеленгационную характеристику с крутизной на линейном участке  $S = k_{ПВ}$ .

Для управления СГП антенны, например в вертикальной плоскости, к выходу ПУ в соответствующем канале подключается усилитель мощности. Сигнал на его выходе описывается выражением

$$U_{в}(t) = \frac{k_{вМ}}{1 + pT_{вМ}} U_{ПВ}(t), \quad (8)$$

где  $U_{в}(t)$  - напряжение на выходе,  $k_{вМ}$  - коэффициент усиления мощности,  $T_{вМ}$  - постоянная времени усилителя мощности, определяемая как  $T_{вМ} = 1 / DF_{э}$ , а  $DF_{э}$  - эквивалентная полоса пропускания усилителя.

Для управления угловым положением антенны в одной из плоскостей, на вход дискриминатора соответствующего канала СГП, функцию которого выполняет двухстепенной астатический гироскоп, необходимо подать управляющий момент  $\dot{M}_{в}$ , пропорциональный сигналу на выходе ПУ. С этой целью применяется устройство создания момента внешней силы - моментный мотор, который стремится повернуть соответствующую рамку гироскопа, заставляя ротор прецессировать.

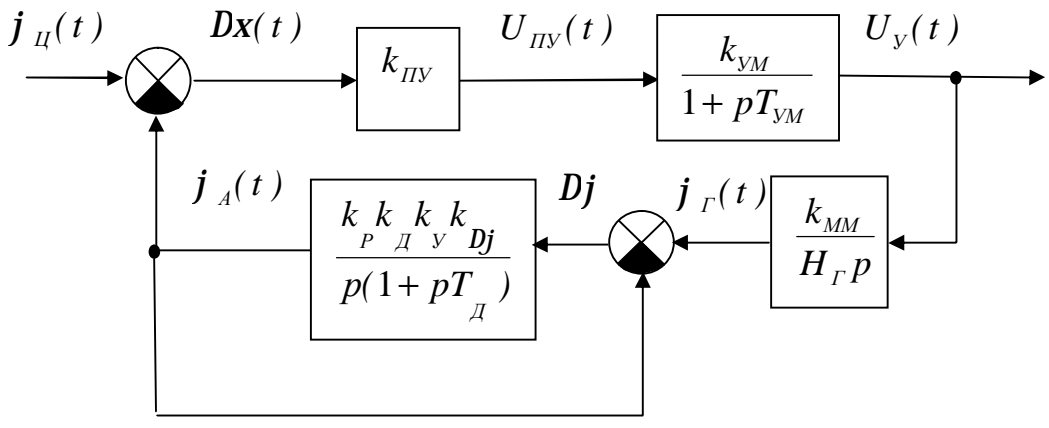


Рис.5. Структурная схема головки самонаведения ракеты

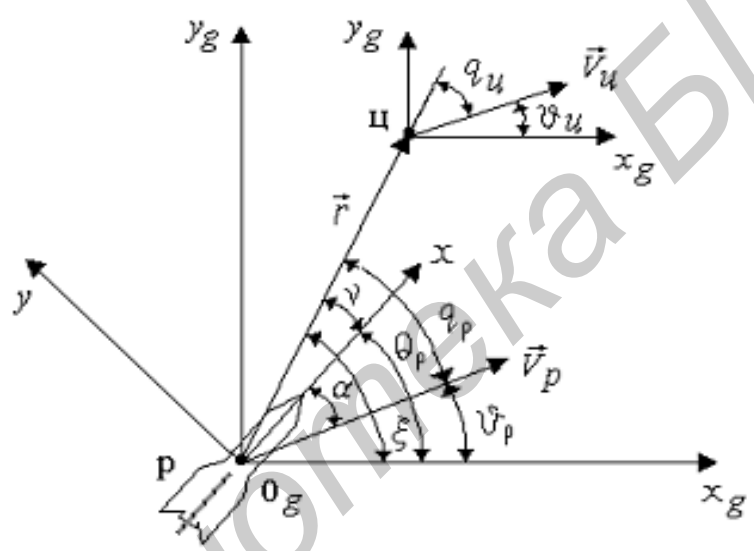


Рис. 6. Кинематические соотношения при наведении ракеты

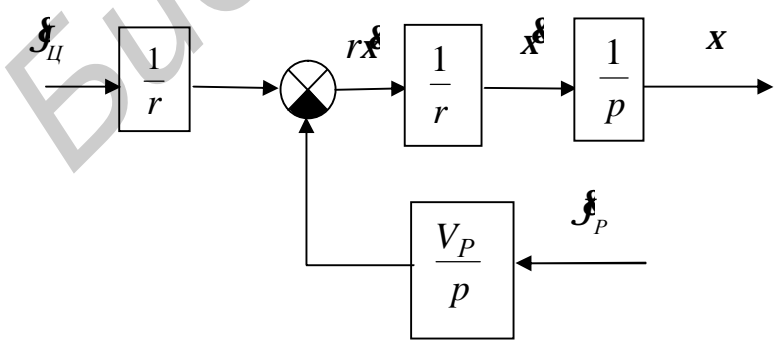


Рис. 7. Структурная схема кинематического звена.

Изменение ориентации прецессирующего ротора в ортогональной плоскости относительно плоскости платформы, на которой размещена антенна и гироскоп является причиной появления рассогласования в СГП  $Dj = j_A - j_G + p/2$ . Оно устраняется путем поворота платформы системой ее сервопривода. Платформа поворачивается до тех пор, пока сигнал рассогласования на выходе датчика углового положения ротора гироскопа не станет равным нулю. Датчик установлен так, что напряжение на его выходе отсутствует, если угловое положение антенны (платформы) ортогонально направлению главного кинетического момента гироскопа  $H_G$ , т.е. выполняется соотношение  $j_A - j_G = -p/2$ .

Связь  $M_V$ , с подводимым к моментному мотору напряжением  $U_V$  в установившемся режиме определяется уравнением моментного мотора

$$M_V(t) = k_{MM} \cdot U_V(t), \quad (9)$$

где  $k_{MM}$  - коэффициент передачи мотора по моменту.

Техническое уравнение гироскопа в установившемся режиме с учетом действия моментного мотора имеет вид

$$H_G j_G(t) = k_{MM} U_V(t) \quad (10)$$

где  $H_G$  - главный кинетический момент гироскопа;  $j_G$  - угловое положение оси  $H_G$  в ортогональной плоскости по отношению к плоскости платформы с установленной на ней антенной.

Напряжение, снимаемое с датчика углового положения рамки гироскопа

$$U_{Dj}(t) = k_{Dj} \cdot (j_A(t) - j_G(t) + p/2), \quad (11)$$

поступает на вход сервопривода платформы, который разворачивает ее до тех пор, пока действует управляющий момент  $M_V$  и  $j_G$  изменяется во времени.

Операторный коэффициент передачи сервопривода платформы с установленной на ней антенной, имеет вид:

$$\frac{j_A(t)}{U_{Dj}(t)} = \frac{k_P \cdot \frac{k_D}{p(1+pT_D)} \cdot k_Y \cdot k_{Dj}}{1 + k_P \cdot \frac{k_D}{p} \cdot k_Y \cdot k_{Dj}}, \quad (12)$$

где  $T_D$  - постоянная времени электродвигателя; а устройства, входящие в сервопривод, имеют следующие коэффициенты передачи:  $k_{Dj}$  - датчика углового положения антенны (платформы);  $k_Y$  - усилителя тока;  $k_D$  - электродвигателя;  $k_P$  - редуктора.

Операторный коэффициент передачи ГСН с учетом операторных коэффициентов ДЗ, полученных из выражений (7), ... (12), примет вид

$$\frac{U_v(t)}{j_{\text{ц}}(t)} = \frac{k_S}{(1 + pT_{\text{УМ}}) \cdot H_{\Gamma} p \cdot (p(1 + pT_{\text{Д}}) + k_{\text{СП}}) + k_S},$$

где  $k_{\text{СП}} = k_{\text{Р}}k_{\text{Д}}k_{\text{У}}k_{\text{Дж}}$ ,  $k_S = k_{\text{ПУ}}k_{\text{УМ}}k_{\text{ММ}}k_{\text{СП}}$ .

В выходном сигнале радиолокатора  $U_v(t)$  содержится информация об угловой скорости движения цели, поскольку угловое положение антенны при слежении за целью без ошибки  $j_A = j_{\text{ц}}$  является интегралом от величины  $U_v(t)$ .

### 2.1.7. Кинематическое звено

Программы управления - это совокупность требуемых управляющих воздействий, которые в результате их обработки системой управления обеспечивают заданные кинематические траектории движения ракет (КТР). Программы вводятся в систему извне заранее или в процессе управления, а также могут формироваться самой системой управления в полете.

Выбор метода построения КТР во многом определяется параметрами движения целей и ракет, динамическими характеристиками самих ракет, а также спецификой решаемых задач при управлении.

Наиболее общим и часто применяемым на практике методом при двухточечном наведении ракет по нефиксированным траекториям является метод пропорционального наведения. Суть его состоит в том, чтобы в процессе наведения угловая скорость поворота вектора скорости ракеты оставалась пропорциональной угловой скорости поворота линии положения ракета-цель в пространстве. При этом в каждый момент времени ракета будет наводиться в идеальную точку упреждения.

Геометрические соотношения между параметрами движения и пространственным положением цели и ракеты при двухточечном наведении представлены на рис.6., где изображены:  $x_g, 0_g, y_g$  - нормальная и  $x, 0, y$  - связанная (с ракетой) системы координат;  $\dot{V}_p$  и  $\dot{V}_{\text{ц}}$  - векторы скоростей ракеты и цели;  $r$  - расстояние ракета-цель;  $\alpha$  - угол атаки (угловое положение вектора скорости в связанной системе координат);  $q$  - угол тангажа (угловое положение ракеты в нормальной системе координат);  $J$  - угол кабрирования (угловое положение вектора скорости в нормальной системе координат);  $\varphi$  - угол упреждения;  $\chi$  - угол положения линии ракета-цель.

Для движения ракеты по КТР, которая бы соответствовала методу пропорционального наведения, необходимо с помощью системы управления ракетой обеспечивать в каждый момент времени такие соотношения между угловой скоростью поворота вектора скорости ракеты  $\dot{J}_p$  и угловой скоростью поворота линии ракета-цель  $\dot{\chi}$ , которые бы удовлетворяли уравнению



$$\frac{dJ_p}{dt} = A \frac{dx}{dt}, \quad (13)$$

где  $A$  - коэффициент пропорциональности, называемый навигационной постоянной.

Если в процессе наведения ГСН следит за целью без ошибки, то в системе координат  $x_g, 0_g, y_g$ , сформированной на ракете, скорость изменения углового положения цели  $\dot{J}_{Ц}$ , скорость поворота линии ракета-цель  $\dot{x}$  и угловая скорость поворота антенны  $\dot{J}_A$  равны.

Это означает, что сигнал с выхода ГСН отработан ДЗ «Автопилот-ракета» так, что вектор скорости ракеты поворачивается в той же системе координат с требуемой угловой скоростью  $\dot{J}_p$ .

Взаимосвязь между параметрами движения цели и ракеты в процессе наведения описывается дифференциальными уравнениями. Они позволяют установить связь между входным воздействием -  $\dot{J}_{Ц}(t)$ , реакцией контура управления ракетой в виде выходной величины  $\dot{J}_p(t)$ . Рассмотрим математическое описание этих кинематических связей.

Взаимное перемещение двух точек - ракета (Р) и цель (Ц), которые движутся в одной плоскости со скоростями  $\dot{V}_p$  и  $\dot{V}_ц$  (рис.6.), описывается кинематическими уравнениями

$$\begin{cases} \dot{r} = V_{ц} \cos q_{ц} - V_p \cos q; \\ r\dot{x} = V_p \sin q - V_{ц} \sin q_{ц}; \\ q = x - J_p; \\ q_{ц} = x - J_{ц}. \end{cases}, \quad (14)$$

или с учетом уравнений взаимосвязей углов (14)  $q, x, J$

$$\begin{cases} \dot{r} = V_{ц} \cos(x - J_{ц}) - V_p \cos(x - J_p); \\ \dot{x} = \frac{V_p \sin(x - J_p) - V_{ц} \sin(x - J_{ц})}{r}. \end{cases} \quad (15)$$

Уравнения (14) и (15) составлены в нормальной правой системе координат с учетом знаков производных и являются нелинейными, так как  $\dot{r}$  и  $\dot{x}$  зависят от нелинейных функций  $\sin$  и  $\cos$  переменных  $J_p$  и  $J_{ц}$ . Уравнения существенно упрощаются, если их линеаризовать, ограничиваясь рассмотрением наведения ракеты на цель на встречном или догонном курсах. В этих случаях можно считать, что  $\cos(x - J_p) \approx 1$ ,  $\cos(x - J_{ц}) \approx 1$ ,  $\sin(x - J_p) \approx x - J_p$ ,  $\sin(x - J_{ц}) \approx x - J_{ц}$ , и уравнения (15) примут вид

$$\begin{cases} \dot{x} = V_u - V_p; \\ r\ddot{x} = V_p(\dot{x} - J_p) - V_u(\dot{x} - J_u). \end{cases} \quad (16)$$

Из выражений (16) путем раскрытия скобок и группирования членов выводятся дифференциальные линеаризованные кинематические уравнения:

$$r\dot{x} + (V_u - V_p)x = V_u J_u - V_p J_p, \quad (17)$$

$$r\ddot{x} + \dot{x} = V_u J_u - V_p J_p. \quad (18)$$

Эти уравнения позволяют записать операторный коэффициент передачи кинематического звена, который устанавливает связь между производными углов кабрирования на его входах  $J_u$  и  $J_p$ , и угловым положением линии ракета-цель  $x$  на выходе.

Значения  $x = j_u$  непрерывно отслеживаются (измеряются) ГСН по принципу устранения в каждый момент времени рассогласования  $e = j_u - j_A$ . Поскольку управление ракетой является непрерывным во времени, характер функциональных связей в контуре управления не зависит от интервала или момента времени, выбранных для анализа. Выберем интервал времени анализа  $Dt$  намного меньший аэродинамической постоянной скорости разворота ракеты  $T_v$  и постоянной времени поворота антенны локатора  $T_A$ . Будем считать, что из-за малости  $Dt$  выполняются условия:  $J_p(t) \approx \text{const}$ ,  $\dot{V}_p \approx \text{const}$ ,  $\dot{V}_u \approx \text{const}$ ,  $r \approx \text{const}$ . Следовательно, полагая, что  $dr/dt = 0$ , из (18) можно получить уравнение

$$r\ddot{x} = V_u J_u - V_p J_p. \quad (19)$$

Предположим, что в момент времени начала анализа  $t_0$  рассогласование в контуре управления  $e = 0$ . Это означает, что выполняется условие (13). За счет движения цели к моменту времени  $t_0 + Dt$  линия положения повернется на угол  $Dx = x_{t+Dt} - x_t$ . При этом из-за инерционности СГП на  $Dt$  практически сохраняется равенство  $j_A = x_t$ , а угловое положение цели изменилось и стало равным  $j_u = x_{t+Dt}$ . Следовательно, в контуре ГСН появилось рассогласование  $Dx = j_u - j_A$ .

Принимая во внимание уравнение (19), угловую скорость поворота линии положения на интервале  $Dt$  можно выразить через кинематические параметры движения цели и ракеты в виде

$$\ddot{x} = \lim_{Dt \rightarrow 0} \frac{Dx}{Dt} = \frac{1}{r} (V_u J_u - V_p J_p),$$

а величину рассогласования в контуре ГСН -

$$Dx(t) = j_u(t) - j_A(t) = \int_0^{Dt} \ddot{x}(t) dt,$$

или в операторной форме 
$$Dx(t) = \frac{x(t)}{p} = \frac{1}{rp} \left( V_{Ц} \frac{f_{Ц}(t)}{p} - V_P \frac{f_P(t)}{p} \right) D_t.$$

Эта математическая зависимость представлена на рис. 7 в виде структурной схемы кинематического звена, которое входит в состав структурной схемы контура системы самонаведения ракеты.

### 2.1.8. Человек-оператор как динамическое звено контура управления

Человек-оператор в контуре управления выполняет функции «устройства» формирования команд. В инженерной психологии - науке, изучающей проблемы совместного функционирования человека и технических систем, существует два подхода к изучению роли человека-оператора, включенного в контур управления.

Первый состоит в том, что человек рассматривается как элемент системы, определяемый детерминированной зависимостью между его реакцией и входным воздействием (стимулом). Полагается, что эта зависимость может быть описана линейным дифференциальным уравнением с постоянными коэффициентами в простейших случаях, или с переменными - в случаях учета влияния внешних факторов, утомляемости и пр.

Построенная по принципу «стимул-реакция» модель человека-оператора представляется в виде передаточной функции. Такой машиноцентрический подход, при котором человек рассматривается как простой придаток машины - ее звено, оправдан лишь в частных случаях, например, при директорном управлении, когда в ответ на определенный вид входного воздействия человеку-оператору следует строго выполнять предписанную заранее директиву (совокупность обязательных действий).

Второй, более новый подход основан на антропоцентрической концепции роли человека-оператора в автоматизированной системе. В ней главным элементом считается деятельность человека, а работа всех остальных звеньев системы рассматривается относительно его деятельности как вспомогательная. Например, работа сервопривода автопилота - это лишь способ опосредованного воздействия пилота на рули ЛА. Считается, что функциональные звенья контура управления используются человеком для выполнения желаемых действий и получения информации об их результатах. При этом человек формирует в сознании образ требуемого состояния системы. Он анализирует, используя поступающую информацию, возможные варианты своих действий и их последствия с учетом предыстории поведения системы, ее текущего состояния и предполагаемого будущего, принимает решения и выполняет управляющие воздействия.

Одной из основных целей создания автоматизированной системы является правильное включение человека-оператора в контур управления. Если функция человека в контуре сведена к элементарным «стимул-реакциям», то такая система будет менее эффективна и надежна по сравнению с подобной

системой, в которой удалось расширить функции человека до сферы интеллектуальной деятельности, принятия активных решений и создания на их основе оптимальных управляющих воздействий.

Следует отметить, что процесс управления ЛА отличается высокой общей интенсивностью, которая характеризуется, в частности, интенсивностью сбора информации - 60...200 фиксаций взгляда на пилотажных приборах в минуту, спектром частот основных протекающих в системе процессов 0...20 Гц, многоканальностью и др. В то время как ширина спектра процессов, которыми пилот может успешно управлять, лежит в диапазоне 0...05 Гц, а его информационная пропускная способность не превышает  $10^2$  бит/с. Поэтому в технике существует устойчивая тенденция везде, где это возможно, применять автоматические устройства и системы.

В основе количественного анализа систем управления с включением человека-оператора лежат достаточно идеализированные модели. Широкое применение в решении задач устойчивости и управляемости ЛА нашли динамические модели функционирования пилота. Они основаны на описании связи «стимул-реакция» с помощью линейных дифференциальных уравнений, коэффициенты которых учитывают некоторые средние показатели индивидуальных качеств пилотов. Несмотря на ограниченность такого описания, например, из-за не учета интеллектуальной деятельности, мотивации поведения, способности к адаптации и пр., оно успешно применяется при анализе работы автоматизированных бортовых систем в режимах директорного управления ЛА.

Примером операторного коэффициента передачи, позволяющего описать действия пилота в процессе управления посадкой при движении самолета по линии глиссады, является следующая формула:

$$W_{ч-о}(p) = \frac{L(t)}{Z(t)} = R \cdot \exp(-t) \cdot \left[ \frac{1 + pT_1}{(1 + pT_2) \cdot (1 + pT_3)} \right],$$

где  $Z(t)$  - зрительный образ отклонения строительной оси самолета от глиссады по прибору посадки;

$L(t)$  - величина перемещения рулевой колонки (органа управления) для устранения отклонения;

$R$  - коэффициент пропорциональности между отклонением рулевой колонки и наблюдаемым отклонением самолета от линии снижения (50...100);

$t$  - постоянная времени психотропной реакции пилота на предъявленный зрительный образ, которая характеризует величину общей задержки реакции пилота (0.1...0.5 с.);

$T_1$  - постоянная времени, характеризующая экстраполирующие действия пилота, которые формируются в процессе обучения (0,1...0,3 с.);

$T_2$  - постоянная времени мышечной реакции пилота (0,2...0,4 с.);

$T_3$  - постоянная времени принятия стандартных решений, зависящая от степени обученности пилота (1...1,5 с.)

Исследуя реакцию ДЗ с операторным коэффициентом передачи  $W_{ч-о}(p)$  на типовые входные воздействия во временной и частотной областях, можно судить о влиянии его параметров на показатели качества контура управления.

## **2.2. Методы анализа динамических звеньев контуров систем радиопередачи**

Математическое моделирование является наиболее доступным и распространенным методом анализа ДЗ и контуров систем радиопередачи при их изучении.

Под моделированием понимают имитацию процессов, протекающих в реальной, но трудно доступной для непосредственного наблюдения, системе с помощью математических объектов, которые описывают (представляют) систему, или при помощи устройств, параметры которых можно легко изменять, и в которых характер протекания процессов описывается такими же дифференциальными уравнениями.

Математическое моделирование дает возможность решать задачи в реальном, замедленном или ускоренном масштабах времени. Оно может осуществляться на аналоговых и цифровых ЭВМ или с использованием их сочетания.

Метод моделирования, применяемый в данной лабораторной работе, основан на решении линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами и состоит из следующих этапов:

- 1). Выбор ДЗ, постановка задачи моделирования;
- 2). Получение дифференциальных уравнений ДЗ [1, 2, 3] и представление их в форме, удобной для решения с помощью ПЭВМ;
- 3). Составление структурных схем ДЗ, т.е. математических моделей линеаризованных ДЗ в операторной форме [4];
- 4). Выбор среды моделирования на ПЭВМ [8, 9, 10], составление алгоритма моделирования, выбор параметров воздействий, выбор масштабных коэффициентов, ввод модели ДЗ в среду моделирования;
- 5). Получение и анализ результатов, коррекция модели и алгоритма моделирования с учетом полученных результатов на предшествующих стадиях анализа или с применением других средств моделирования.

### **2.2.1. Метод анализа устойчивости**

Анализ устойчивости ДЗ, которые описываются как линейными, так и нелинейными дифференциальными уравнениями, удобно проводить в частотной области с использованием критерия Найквиста [5].

Физическая причина потери устойчивости ДЗ, представляющего собой следящую систему, состоит в том, что его параметры в силу различных обстоятельств могут иметь такие значения, при которых для одной из

гармонических составляющих спектра процессов, протекающих в контуре слежения, обратная связь окажется не отрицательной, а положительной.

Это будет наблюдаться в системе, у которой в разомкнутом состоянии есть запаздывание на  $Dt$  процесса на выходе петли обратной связи по сравнению с процессом на входе системы, и только при условии, что в спектре этого процесса будет присутствовать гармоника (назовем ее критической) с частотой  $w_{KP}$ . На критической частоте фазовый сдвиг гармоники на выходе по сравнению с входом равен  $Dj = w_{KP} \cdot Dt = -p$ . Учитывая, что при замыкании контура слежения операция вычитания в дискриминаторе эквивалентна суммированию гармоники с обратным знаком (сдвинутой по фазе на  $-p$ ), суммарный фазовый сдвиг вдоль замкнутого контура окажется равным  $-2p$ . Таким образом, в замкнутом контуре слежения на частоте  $w_{KP}$  выполняется условие баланса (равенства) фаз гармоники на входе и выходе, т.е. имеется положительная обратная связь.

Если при наличии баланса фаз коэффициент передачи вдоль разомкнутого контура системы на частоте  $w_{KP}$  будет больше единицы, то в замкнутом состоянии амплитуда гармоники с частотой  $w_{KP}$  будет возрастать до величины, обусловленной ограничением усиления активных устройств в контуре. Если коэффициент передачи разомкнутой системы на  $w_{KP}$  окажется равным единице, т.е. затухание гармоники с частотой  $w_{KP}$  в пассивных элементах компенсируется ее усилением в активных, то наблюдается баланс (равенство) амплитуд гармоники на входе и выходе. При замыкании контура системы в ней установятся колебания с частотой  $w_{KP}$  и постоянной амплитудой. Если коэффициент передачи окажется меньше единицы, амплитуда гармоники  $w_{KP}$  будет затухать.

Для определения устойчивости теоретически необходимо проанализировать комплексный коэффициент передачи ДЗ в разомкнутом состоянии  $W_p(jw) = |W_p(jw)|e^{-jj(w)}$  в области частот от  $w=0$  до  $w \rightarrow \infty$ . Графическое изображение  $W_p(jw)$  на комплексной плоскости называется годографом и представляет собой кривую, которую описывает конец вектора  $W_p(jw)$  при изменении частот от  $w=0$  до  $w \rightarrow \infty$ .

На практике часто бывает достаточно ограничиться диапазоном частот от  $w=0$  до  $w=w_{KP}$ , где  $w_{KP}$  - значение частоты, для которой в контуре выполняется баланс фаз  $j(w_{KP}) = -p$ . Если при этом  $|W_p(jw_{KP})| < 1$ , ДЗ в замкнутом состоянии будет устойчиво. Частота  $w_{CP}$ , на которой наблюдается равенство  $|W_p(jw_{CP})| = 1$ , называется частотой среза. Для устойчивой системы выполняется соотношение  $w_{CP} \leq w_{KP}$ .

Запас устойчивости по амплитуде определяется из выражения  $DA = 1 - |W_p(jw_{CP})|$ , а запас устойчивости по фазе –  $Dj = p - j(w_{CP})$ , где частота среза ( $w_{CP}$ ) находится из условия баланса амплитуд путем решения уравнения  $|W_p(jw_{CP})| = 1$ .

### 2.2.2. Методы анализа детерминированных процессов

Анализ детерминированных процессов, протекающих в ДЗ, удобно проводить в частотной, временной областях и в области изображений. Несмотря на то, что результаты анализа линейных систем в этих областях однозначно связаны друг с другом преобразованиями Фурье и Лапласа, на практике при решении конкретных задач удобно использовать методы анализа из тех областей, где результаты удастся получить с меньшими затратами и в форме, наиболее удобной для их физической интерпретации.

Анализ ДЗ в частотной области предполагает построение годографа его частотной передаточной функции, исследование параметров годографа и физическую интерпретацию результатов исследования. Иногда достаточно исследовать частотную зависимость модуля годографа - амплитудно-частотную характеристику (АЧХ), или его фазового множителя – фазочастотную характеристику (ФЧХ).

Годограф строится на комплексной плоскости в соответствии с выражением

$$\Gamma(jw) = |W(jw)| \exp(-j(jw)),$$

где  $|W(jw)|$  - амплитудно-частотная и  $-j(jw)$  - фазочастотная характеристики ДЗ, имеющего операторный коэффициент передачи  $W(p)$ .

Для ДЗ, которые не являются замкнутыми следящими системами, анализ сводится к определению параметров АЧХ и ФЧХ, например, полос пропускания, резонансных частот, фазовых сдвигов и т.д. При анализе следящих систем, помимо этого применяются методы исследования устойчивости с применением частотных критериев, например, Найквиста.

Рассмотрение процессов, протекающих в ДЗ замкнутого типа, при детерминированных воздействиях с целью определения величин статических и динамических ошибок в установившемся режиме удобно проводить с применением коэффициентов ошибок, которые определяются через параметры передаточной функции ошибки  $W_{xe}(S)$  по формуле

$$C_i = i! \frac{d^i}{ds^i} W_{xe}(s) \Big|_{s=0}.$$

Для линейных систем при детерминированных воздействиях на входе величина установившейся ошибки может быть представлена как сумма составляющих ошибки от каждой из производных воздействия [5]

$$e_{ycm}(t) = \sum_{i=1}^n C_i \frac{x^{(i)}(t)}{i!} = C_0 x(t) + C_1 x'(t) + C_2 \frac{x''(t)}{2} + \dots + C_n \frac{x^{(n)}(t)}{n!},$$

где  $x^{(i)}(t)$  –  $i$ -я производная воздействия;  $C_i$  –  $i$ -й коэффициент ошибки;  $n$  – порядок высшей производной воздействия, которая отлична от нуля.

Коэффициенты ошибок можно также определить через коэффициенты полиномиального представления передаточной функции ошибки

$$W_{xe}(s) = \frac{b_m s^m + b_{m-1} s^{m-1} + \dots + b_1 s + b_0}{a_m s^m + a_{m-1} s^{m-1} + \dots + a_1 s + a_0}$$

в виде

$$C_i = \frac{1}{a_0} (b_i - \sum_{k=1}^i a_k C_{i-k}).$$

Быстродействие ДЗ оценивается временем запаздывания  $T_3$  реакции на его выходе по отношению к входному воздействию. В качестве реакции ДЗ удобно рассматривать переходные процессы на выходе при максимально резком изменении воздействия на входе. Теоретически процесс перехода ДЗ из одного установившегося состояния в другое исследуется при подаче на вход воздействия изменяющегося скачком  $x(t) = x_0 s(t)$ , где  $x_0$  – величина воздействия,  $t_0$  – момент приложения воздействия, а  $s(t)$  – функции Хевисайда.

$$s(t) = \begin{cases} 1 & \text{при } t \geq t_0; \\ 0 & \text{при } t < t_0. \end{cases} \quad (20)$$

Изображение по Лапласу выходной величины  $Y(s)$  определяется выражением  $Y(s) = X(s)W_{xy}(s)$ , где  $X(s) = \int_0^{\infty} x(t)e^{-st} dt$  – изображение входного воздействия. В частности, для функции Хевисайда (20) изображение имеет вид  $X(s) = \frac{x_0}{s}$ .

Обратное преобразование  $Y(s)$  по Лапласу при  $X(s) = \frac{x_0}{s}$  является переходной функцией  $h(t)$ , которая описывает переходный процесс на выходе ДЗ:

$$h(t) = y(t) = \frac{1}{2\pi j} \int_{c-j\infty}^{c+j\infty} X_0 \frac{W_{xy}(s)}{s} e^{ts} ds.$$

Одним из важных параметров переходного процесса в ДЗ следящего типа является время регулирования  $T_p$ , которое определяется как интервал времени между моментом подачи на вход ДЗ скачкообразного воздействия и моментом,



когда выходная величина  $y(t)$  примет значение, лежащее в пределах допустимой ошибки регулирования  $\pm D_y$  в установившемся режиме  $y_{уст} - D_y \leq y(t) \leq y_{уст} + D_y$ , где  $y_{уст}$  – значение выходной величины при  $t \rightarrow \infty$ .

Величина перерегулирования при колебательном переходном процессе оценивается показателем  $H$  и косвенно характеризует запас устойчивости по фазе

$$H = \frac{y_{max} - y_{уст}}{y_{уст}}.$$

С точки зрения оценки энергетических затрат ДЗ в течение переходного режима работы удобно использовать интегральную квадратичную оценку качества переходного процесса

$$Q = \int_0^{\infty} (e(t) - e_{уст})^2 dt. \quad (21)$$

В области изображений интеграл (21) является интегралом Парсеваля  $I_n[e(s)]$  при условии, что подынтегральная функция представляет собой рациональную дробь, где  $n$  – высшая степень полинома знаменателя в выражении  $e(s)$ . Значения этого интеграла, определяемые через коэффициенты полиномов подынтегрального выражения, табулированы.

### 2.2.3. Методы анализа случайных процессов

При анализе случайных процессов в ДЗ, описываемых линейными дифференциальными уравнениями, делается предположение о том, что случайные задающее и возмущающие воздействия, а также выходная величина и ошибка слежения являются гауссовскими процессами [2, 5, 6]. Такое предположение оправдано, поскольку во многих ДЗ контуров систем радиоуправления в силу их узкополосности по отношению к ширине спектра случайных воздействий и возмущений наблюдается эффект нормализации, а при прохождении случайных сигналов через линейные функциональные звенья вид закона распределения не изменяется.

Распределение плотности вероятностей нормального случайного процесса полностью определяется двумя параметрами: математическим ожиданием и дисперсией случайной величины. Поэтому задачей анализа реакции ДЗ на случайные воздействия является определение математического ожидания и дисперсии исследуемого случайного процесса. Например, для определения ошибки слежения в замкнутой системе при случайных воздействиях находится оценка ее средней величины и дисперсии. Аналогично даются оценки случайных процессов в любом сечении структурной схемы ДЗ.

Реакция ДЗ на среднее значение случайного воздействия - его математическое ожидание исследуется теми же методами, что и реакция на детерминированное воздействие.

Дисперсия же определяется в спектральной области путем вычисления ее значения по формуле

$$s^2 = \frac{1}{2p} \int_{-\infty}^{\infty} S(\omega) |W(j\omega)|^2 d\omega, \quad (22)$$

где  $S(\omega)$  – спектральная плотность воздействия;  $W(j\omega)$  – частотная передаточная функция от воздействия к исследуемому процессу.

При оценке величины дисперсии ошибки, вызванной случайным воздействием на входе, в формулу (22) подставляется выражение для частотной передаточной функции замкнутой системы  $W_3(j\omega)$ .

Если подынтегральное выражение в (22) представляет собой дробно-рациональную функцию частоты, значение такого интеграла может быть определено через коэффициенты  $b_0$  и  $a_0$  полиномов числителя и знаменателя

$$s^2 = \frac{1}{2p} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{G_n(j\omega)}{H_n(j\omega)H_n(-j\omega)} d\omega, \quad (23)$$

где  $G_n(j\omega) = b_0(j\omega)^{2n-2} + b_1(j\omega)^{2n-4} + \dots + b_{n-1}$ ;

$H_n(j\omega) = a_0(j\omega)^n + a_1(j\omega)^{n-1} + \dots + a_n$ .

Значения интеграла (23) табулированы, например, для полиномов степени  $n=1$  и  $n=2$

$$s_1^2 = \frac{b_0}{2a_0a_1}, \quad \text{а} \quad s_2^2 = \frac{-b_0 + \frac{a_0b_1}{a_2}}{2a_0a_1}.$$

При постоянной величине спектральной плотности случайного воздействия на входе системы во всем диапазоне частот равной  $S(\omega) = S(0)$ , дисперсия ошибки определяется выражением:

$$s_e^2 = \frac{S(0)}{2p} \int_{-\infty}^{\infty} |W_3(j\omega)|^2 d\omega = \frac{S(0)}{2p} w_{\text{эф}},$$

а  $w_{\text{эф}}$  – величина эффективной полосы пропускания ДЗ, рассчитывается по формуле

$$w_{\text{эф}} = \int_{-\infty}^{\infty} |W_3(j\omega)|^2 d\omega.$$

### 3. ПРОГРАММА ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

В лабораторной работе исследуются характеристики и показатели качества ДЗ контуров систем радиоуправления, которые рассмотрены в разделе 2.1 с применением методов, изложенных в разделе 2.2. Виды звеньев для исследования задаются преподавателем индивидуально.

1. Выбрать наиболее удобную среду моделирования: Matchcad [10], MatLab [8] или Maple[9]. Среда моделирования выбирается с учетом особенностей математического описания ДЗ, цели анализа, удобства представления и физической интерпретации результатов моделирования.

2. Загрузить в рабочую область выбранной программы файл, в имени которого содержится порядковый номер исследуемого ДЗ, соответствующий номеру подраздела его теоретического описания в данном пособии. Файл содержит математическую модель выбранного ДЗ, созданную в среде математического моделирования, которой соответствует специфическое расширение имени файла.

3. Подготовить к исследованию математическую модель ДЗ. Для этого необходимо присвоить параметрам ДЗ значения, которые выбираются из диапазонов их возможных типовых величин.

4. Типовые величины параметров передаточных функций ДЗ:

- для ДЗ «Ракета»  $a_d = 1...10$ ;  $d = 0,1...0,9$ ;  $w_0 = 0,3...1$ ;  $T_V = 0,1...0,5$ ;
- для ДЗ СПР  $S_{BV} = 10...100$ ,  $S_Y = 10...20$ ,  $k_{PM} = 0,1...1$ ,  $k_{ЖОС} = 10...100$ ,  $k_{СОС} = 1...10$ ,  $k_{ИОС} = 10...50$ ,  $T_{И} = 0,01...0,1$ ,  $T_{PM} = 0,1...1$ ;
- для датчиков параметров движения  $S_a = 10...20$ ,  $x = 0,1...0,9$ ,  $w_0 = 100...300$ ,  $k_D = 50...500$ ,  $H_Z = 1 \cdot 10^3...1 \cdot 10^4$ ,  $k_{СГ} = 10...50$ .
- для ДЗ «Автопилот-ракета»  $k_{СП} = 10...100$ ,  $a_d = 1...10$ ,  $k_{ОС} = 1,5...8,5$ ,  $d = 0,1...0,99$ ,  $w_0 = 15...120$ ,  $V_P = 500...800$ ,  $T_V = 0,1...0,5$ ,  $k_a = 0,01...0,05$ ;  $k_q = 0,5...1,5$ ,  $k_{\delta} = 0,1...1$ ;
- для ДЗ «Координатор»  $k_{ПВ} = 0,2...2$ ,  $k_{УМ} = 1...10$ ,  $T_{УМ} = 0,01...1 \cdot 10^{-3}$ ,  $k_Y = 100...500$ ,  $k_{Dj} = 10...50$ ,  $k_{ММ} = 1...5$ ,  $k_D = 100...300$ ,  $T_D = 0,01...0,1$ ,  $k_P = 1 \cdot 10^2...1 \cdot 10^3$ ,  $H_{Г} = 1 \cdot 10^3...1 \cdot 10^4$ ;
- для КЗ  $V_{Ц} = 200...600$ ,  $V_P = 300...800$ ,  $r_0 = 1 \cdot 10^3...1 \cdot 10^4$ ;
- для ДЗ «Человек-оператор»  $R = 50...100$ ,  $t = 0,1...0,5$ ,  $T_1 = 0,1...0,5$ ,  $T_2 = 0,2...0,8$ ,  $T_3 = 1...1,5$ .

5. Провести исследования ДЗ в частотной области. С этой целью рассчитать и построить АЧХ, ФЧХ и годографы ДЗ. Определить эффективные полосы пропускания  $Dw_{эф}$ .

Для ДЗ следящего типа определить запасы устойчивости.

Выбрать на основании теоретических предпосылок параметры ДЗ, наиболее существенно влияющие на запасы устойчивости по амплитуде и фазе,

определить величины запасов, соответствующие минимальным и максимальным значениям этих параметров.

6. Провести исследования ДЗ во временной области. С этой целью рассчитать переходные функции ДЗ и построить графики переходных процессов, оценить величины их параметров. Определить быстродействие ДЗ по графикам переходных процессов.

Выбрать на основании теоретических предпосылок параметры ДЗ, наиболее существенно влияющие на быстродействие, изменить их величины так, чтобы повысить быстродействие.

Для ДЗ, представляющих собой следящие системы, определить ошибки по положению (статические) и по скорости в установившемся режиме.

7. Провести исследования реакции ДЗ на воздействия, имеющие случайный характер. При формировании случайных воздействий задать параметры гауссовского закона распределения плотности вероятности случайной величины - значения ее математического ожидания и дисперсии. Рассчитать параметры распределения плотности вероятности случайной величины на выходе ДЗ.

Выбрать на основании теоретических предпосылок параметры ДЗ, наиболее существенно влияющие на дисперсию выходной величины, изменить их значения и дать новую оценку дисперсии.

Для ДЗ, которые являются следящими системами, определить величины математического ожидания и дисперсии ошибок при действии случайной величины на входе системы и возмущающем воздействии на объект управления, эквивалентно приведенном к его выходу.

#### **4. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА ПО ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ**

1. Структурные схемы ДЗ, исследованных в лабораторной работе, с указанием значений параметров их передаточных функций.

2. Результаты исследований ДЗ в частотной области.

3. Результаты исследований ДЗ во временной области.

4. Результаты исследований ДЗ при случайных воздействиях.

5. Выводы в виде заключения о влиянии параметров ДЗ на характеристики и показатели качества их функционирования по результатам исследования в частотной и временной областях, а также при случайных воздействиях.

## 5. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Каков физический смысл параметров передаточной функции ДЗ «Ракета» и как связаны их величины с конструктивными и аэродинамическими характеристиками ракеты?
2. Как влияют параметры передаточной функции ДЗ «Ракета» на ее частотные характеристики и быстродействие.
3. Какие функции выполняет ДЗ СПР и как зависят его характеристики в частотной и временной области от вида цепей отрицательной обратной связи?
4. Как влияют значения  $k_{oc}$  на величину ошибок по положению, и по скорости для систем с ЖОС, СОС и ИОС?
5. Каково назначение и принципы функционирования датчиков параметров движения ракет и влияние параметров их передаточных функций на характеристики ДЗ «Автопилот-ракета» в частотной и временной областях?
6. Как зависит от коэффициента передачи гироскопа угла тангажа ракеты величина математического ожидания ошибки и дисперсия ошибки в автопилоте, если из-за турбулентности воздушной среды угол тангажа изменяется случайно?
7. Как зависят показатели устойчивости ДЗ «Автопилот-ракета» от коэффициента передачи сервопривода рулей и постоянной времени разворота ракеты?
8. Что характеризуют передаточные числа автопилота и каковы их значения в исследованном варианте автопилота.
9. Каково назначение УФК и в чем особенности их передаточных функций?
10. С какой целью в контуре управления ракетой устанавливается ДЗ «Координатор» и как влияют коэффициенты передачи ПУ и СПП на его частотные и переходные характеристики, а также на величину статической ошибки?
11. Какова дисперсия и математическое ожидание ошибки при гауссовском угловом шуме цели, если цель движется по линии положения?
12. В чем отличия методов определения оценок случайной ошибки в ДЗ следящего типа при возмущающем воздействии на входе и возмущающих воздействиях в других сечениях структурной схемы контура ДЗ?
13. Каково назначение КЗ и в чем физический смысл его параметров?
14. Как влияют параметры ДЗ «Человек-оператор» на его характеристики во временной и частотной областях?
15. Как зависит полоса пропускания ДЗ «Человек-оператор» от психофизиологических характеристик пилота и как зависит от них его быстродействие?

## ЛИТЕРАТУРА

1. Основы радиоуправления./Под ред. В.А. Вейцеля и В.Н. Типугина. - М.: Сов. радио, 1973.
2. Гуткин Л.С., Пестряков В.Б., Типугин В.Н. Радиоуправление. - М.: Сов. радио, 1970.
3. Максимов М.В., Горгонов Г.И. Радиоэлектронные системы самонаведения. - М.: Радио и связь, 1982.
4. Советов Б. Я., Яковлев С.А. Моделирование систем: Учебник для вузов по спец. «Автоматизированные системы управления». - М: Высш. шк., 1985.
5. Ягодкин В.В., Хлебников Г.А. Гироскопические приборы баллистических ракет. - М.: Воениздат, 1967.
6. Ганкевич С.А., Саломатин С.Б. Методическое пособие по практическим занятиям по дисциплине «Радиоавтоматика» для студентов радиотехнических специальностей. Ч.1. - Мн.: БГУИР, 1994.
7. Ганкевич С.А., Саломатин С.Б. Методическое пособие по практическим занятиям по дисциплине «Радиоавтоматика» для студентов радиотехнических специальностей. Ч.2. - Мн.: БГУИР, 1994.
8. Дьяконов В.П. MatLa-6: Учебный курс. - СПб: Питер, 2001.
9. Дьяконов В.П. Maple-7: Учебный курс. - СПб.:Питер, 2002.
10. Херхагер М., Партоллер Х.. Matchcad 2000: Полное руководство; Пер. с нем. - К.: Изд. группа ВНУ, 2000.

Учебное издание

Демидович Геннадий Николаевич

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ЗВЕНЬЕВ  
КОНТУРОВ СИСТЕМ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ

Методическое пособие  
к выполнению лабораторной работы по дисциплине  
«Системы радиоправления»  
для студентов специальности 39 01 02 «Радиоэлектронные системы»

Редактор Т.Н. Крюкова  
Корректор Е.Н. Батурчик

---

Подписано в печать	Формат 60×84 1/16		
Бумага офсетная	Печать ризографическая	Гарнитура «Times».	
Усл.-печ. л.	Уч.-изд. л. 2,0	Тираж 50 экз.	Заказ

---

Издатель и полиграфическое исполнение:  
Учреждение образования  
«Белорусский государственный университет  
информатики и радиоэлектроники»  
Лицензия ЛП № 156 от 30.12.2002  
Лицензия ЛВ № 509 от 03.08.2001  
220013, г. Минск, П. Бровки, 6