

*Handwritten notes and signatures in the top left corner, including "Экз 1" and "1/141".*



ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ ПО РАДИОТЕХНИКЕ И СВЯЗИ  
ОРДЕНА ЛЕНИНА КОСМИЧЕСКОЕ БЮРО

*Large handwritten notes in the top right corner, including "Помощь в работе", "материал", and "1960".*

*Handwritten notes in the middle left, including "Содержание" and "1548".*

# ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ СИСТЕМЫ-200

ТОМ  
III

1959г.

# ЗЕНИТНАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА В-860

КНИГА V  
ГОЛОВКА САМОНАВЕДЕНИЯ  
ЧАСТЬ 4

НАЧАЛЬНИК ЛАБОРАТОРИИ



/Л. ПОЗНЯК/

В составлении тома принимали участие :

1. ПРОТАСОВ Н.И.
2. ЧЕРЕШКИН Д.С.
3. АРХИПОВ Ю.И.
4. МОРОЗОВ А.Д.
5. УКРАИНЦЕВ В.А.
6. АКСЕНОВ А.Е.
7. ЗИМИН Ю.К.
8. ПОКРОВСКИЙ А.М.
9. МАРКОВ Г.Н.
10. ДРАГУНОВ В.В.
11. ТОПОЛЬСКИЙ Л.И.

экз. №...

## О Г Л А В Л Е Н И Е

Стр.

В в е д е н и е .....	6
<u>Глава I.</u> Общие принципы создания гиростабилизаторов антенны головки самонаведения .....	7
§ 1. Требования, предъявляемые к системе стабилизации управления .....	
§ 2. Возможные принципы построения системы.....	8
§ 3. Основные уравнения двухосного гироскопического стабилизатора .....	12
§ 4. Сравнение различных схем двухосных гиростабили- заторов индикаторного типа .....	21
§ 5. Требования к исполнительным элементам гиростабилизатора индикаторного типа .....	25
В ы в о д ы .....	28
<u>Глава II.</u> Формирование схемы гиростабилизатора, удовлетво- ряющего поставленным требованиям .....	29
§ 1. Внешние воздействия и их классификация .....	
§ 2. Характеристики элементов структурной схемы /передаточные функции/ .....	30
§ 3. Структурная схема гиростабилизатора и ее реализация реальными элементами .....	34
§ 4. Функциональная схема гидравлического привода антенны головки самонаведения .....	44
§ 5. Описание принципиальной схемы гидропривода .....	49
В ы в о д ы .....	55

<p><u>Глава III.</u> Расчет системы гидравлического привода антенны головки самонаведения на устойчивость и точность .....</p> <p>§ I. Критерии качества гиросtabilизатора.....</p> <p>§ 2. Требования к контуру стабилизации гиросtabilизатора .....</p> <p>§ 3. Расчет контура стабилизации .....</p> <p>§ 4. Расчет гиросtabilизатора по отношению к управляющему воздействию .....</p> <p>§ 5. Анализ возможных ошибок гиросtabilизатора .....</p> <p style="padding-left: 40px;">В ы в о д ы .....</p>	<p>56</p> <p></p> <p>58</p> <p>59</p> <p>69</p> <p>72</p> <p>85</p>
<p><u>Глава IV.</u> Конструкция гидравлического привода управления и стабилизации антенны головки самонаведения "КС" .....</p> <p>§ I. Сдвоенный гидромотор .....</p> <p>§ 2. Золотниковое устройство .....</p> <p>§ 3. Блок потенциометров .....</p> <p>§ 4. Силовые элементы гидропривода .....</p> <p>§ 5. Кинематическая схема гидропривода управления и стабилизации .....</p> <p>§ 6. Расчет и выбор схемы гидравлического двигателя .....</p> <p style="padding-left: 40px;">В ы в о д ы .....</p>	<p>86</p> <p>87</p> <p>92</p> <p>95</p> <p>96</p> <p>98</p> <p>100</p> <p>108</p>
<p><u>Глава V.</u> Расчет надежности системы гидропривода антенны головки самонаведения .....</p> <p>§ I. Постановка вопроса .....</p> <p>§ 2. Закон появления неисправностей в аппаратуре .....</p> <p>§ 3. Оценка надежности системы гидропривода.....</p> <p style="padding-left: 40px;">В ы в о д ы .....</p> <p style="padding-left: 40px;">З а к л ю ч е н и е .....</p>	<p>109</p> <p></p> <p></p> <p>110</p> <p>115</p>

В В Е Д Е Н И Е

В настоящее время получили широкое применение системы стабилизации и управления антенн головок самонаведения с гироскопическими датчиками в качестве измерительных элементов . Подобные системы получили общее наименование - гиростабилизаторов.

Настоящая книга эскизного проекта посвящена рассмотрению двухосного гиростабилизатора индикаторного типа с дифференцирующими гироскопами в качестве измерительного элемента и гидравлическим исполнительным двигателем . В книге приведено обоснование и математический анализ принципа создания гироскопического стабилизатора подобного типа , описание разработанных принципиальной схемы и конструкции гиростабилизатора , расчет схемы управления гидромотором и расчет надежности разработанной схемы .

## Г Л А В А I.

### ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ СОЗДАНИЯ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРОВ АНТЕННЫ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕНИЯ.

#### § I. Требования, предъявляемые к системе стабилизации и управления.

Согласно тактико-техническим требованиям, поставленным перед системой **С-200**, привод управления и стабилизации антенны головки самонаведения должен обеспечить выполнение следующих задач:

1. Предстартовую выставку продольной оси антенны в направлении на цель .
2. Автосопровождение движущейся цели как на старте, так и в полете .
3. Развязку антенны головки самонаведения от рысканий корпуса снаряда вокруг центра масс ракеты .
4. Выдачи совместно с радиотрактом сигналов, пропорциональных проекциям абсолютной угловой скорости поворота РСЛ на оси антенны .
5. Выдачи в автопилот сигналов, пропорциональных углам поворота антенны относительно осей подвеса .
6. Выдачи в канал крена автопилота команды координированного разворота .
7. Обеспечить удержание цели в зоне диаграммы направленности антенны в момент вращения ракеты вокруг продольной оси со скоростями порядка  $200 \div 300^{\circ}/\text{сек}$  .

Согласно поставленным требованиям было проведено исследование, ставившее своей целью произвести выбор наилучшего варианта формирования схемы привода.

## § 2. Возможные принципы построения системы.

Из тактико-технических требований на головку самонаведения и ракету следует, что наведение ракеты должно осуществляться по принципу параллельного сближения, т.е. когда входной сигнал пропорционален угловой скорости перемещения линии визирования / или скорости изменения угла между линией снаряд-цель и направлением вектора скорости ракеты /.

Для обеспечения подобного метода наведения, с головки самонаведения ракеты должны быть получены проекции абсолютной угловой скорости перемещения линии визирования / РСЛ / на оси антенны.

В последнее время для решения подобных задач широко применяются системы, сформированные с помощью гироскопических датчиков различных видов / свободные гироскопы, дифференцирующий и интегрирующий гироскопы /.

Подобные системы получили общее наименование гироскопических стабилизаторов. Гироскопы, применяемые в подобных системах, обычно несут измерительные функции.

В настоящее время имеется два основных направления развития гироскопических стабилизаторов:

1. Системы, где гироскопические датчики кроме измерительных функций, совместно с системой разгрузки несут на себе основную часть момента стабилизации антенны головки самонаведения - системы силовой гироскопической стабилизации;

2. Системы, где гироскопические датчики имеют только измерительные функции, а всю тяжесть разгрузки антенны от рысканий корпуса ракеты несет на себе система привода антенны - системы индикаторной гироскопической стабилизации.

Рассмотрим оба способа формирования.

### 1. Система силовой гироскопической стабилизации.

Формирование подобной системы обычно осуществляется путем создания гирос<sup>ур</sup>стабилизуемой платформы, закрепленной в кардановом подвесе, к которой присоединена антенна головки.



Платформа стабилизируется при помощи достаточно мощных двух-степенных гироскопов /обычно 4/, соединенных между собой попарно для исключения моментов от креновых поворотов ракеты и расположенных так, чтобы их измерительные оси совпадали с соответствующими осями антенны. Кинетические моменты гироскопов/ или суммарный кинетический момент платформы / достаточны для удержания платформы с антенной в исходном положении при действии на рамки подвеса возмущающего момента. При этом , под действием приложенного момента гироскопы начинают прецессировать и выдают сигналы на соответствующие двигатели разгрузки ,разгружающие платформу от действия приложенного возмущения.

Управление подобным стабилизатором осуществляется подачей полезного сигнала на моментные датчики гироскопов, которые под действием прилагаемого момента начинают прецессировать и , выдавая сигнал на двигатели разгрузки, разворачивать антенну на угол пропорциональный сигналу .

Такова , в общих чертах, схема работы силового гироскопического стабилизатора .

- К преимуществам системы силовой гироскопической стабилизации относится :

- а/ легкое обеспечение устойчивости системы ,
- б/ большая глубина фильтрации в области низких частот ,
- в/ облегченные требования к двигателю разгрузки .

К недостаткам можно отнести следующее:

а/ быстрое падение эффективности гироскопической стабилизации с ростом угла отклонения платформы по оси, перпендикулярной к измерительной оси гироскопа ,

б/ крутой спад частотной характеристики разомкнутой петли стабилизатора / вследствие астатизма второго порядка передаточной функции свободного гироскопа /,

в/ большая чувствительность к нежесткости тех элементов конструкции , которые участвуют в передаче гироскопического момента от гироскопа к оси стабилизатора ,

г/ невозможность осуществления больших скоростей слежения из-за малых скоростей прецессии самих гироскопов ,

д/ необходимость создания большого кинетического момента приводит к увеличению габаритов, веса, усложнению конструкции и затрудняет получение больших углов прокачки .

## 2. Система индикаторной гироскопической стабилизации.

В этом случае гироскопический момент гироскопов не участвует в создании момента разгрузки антенны от рысканий корпуса ракеты .

Гироскопы в данном варианте несут лишь измерительные функции, измеряя или угол отклонения антенны от первоначального значения под воздействием возмущающего момента / интегрирующий гироскоп/, или скорость отклонения / дифференцирующий гироскоп /, или сам момент / свободный гироскоп /. Поэтому кинетический момент гироскопов может быть небольшим и служить лишь для удержания гироскопа от ухода под действием трения на осях .

Основная нагрузка ложится здесь на двигатели разгрузки, получающие сигналы от гиродатчика .

При формировании таких схем , большое внимание уделяется точности гироскопа и выбору исполнительного двигателя , к которому предъявляются повышенные требования. Управление такими стабилизаторами можно осуществлять или подачей управляющего сигнала на моментный датчик гироскопа / гироскоп находится в прямой цепи управления/ или прямо на двигатель / гироскоп находится в цепи обратной связи контура стабилизации /.

Преимуществами данной схемы являются :

а/ точность стабилизации практически не зависит от отклонения рамок стабилизатора по перпендикулярной оси ;

б/ возможность применения гироскопов с малым коэффициентом передачи  $K_r$  , что увеличивает диапазон допустимых углов ,

в/ меньшая чувствительность к нежесткости элементов конструкции, вследствие того , что кинетический момент гироскопов практически не участвует в создании стабилизирующего момента ,

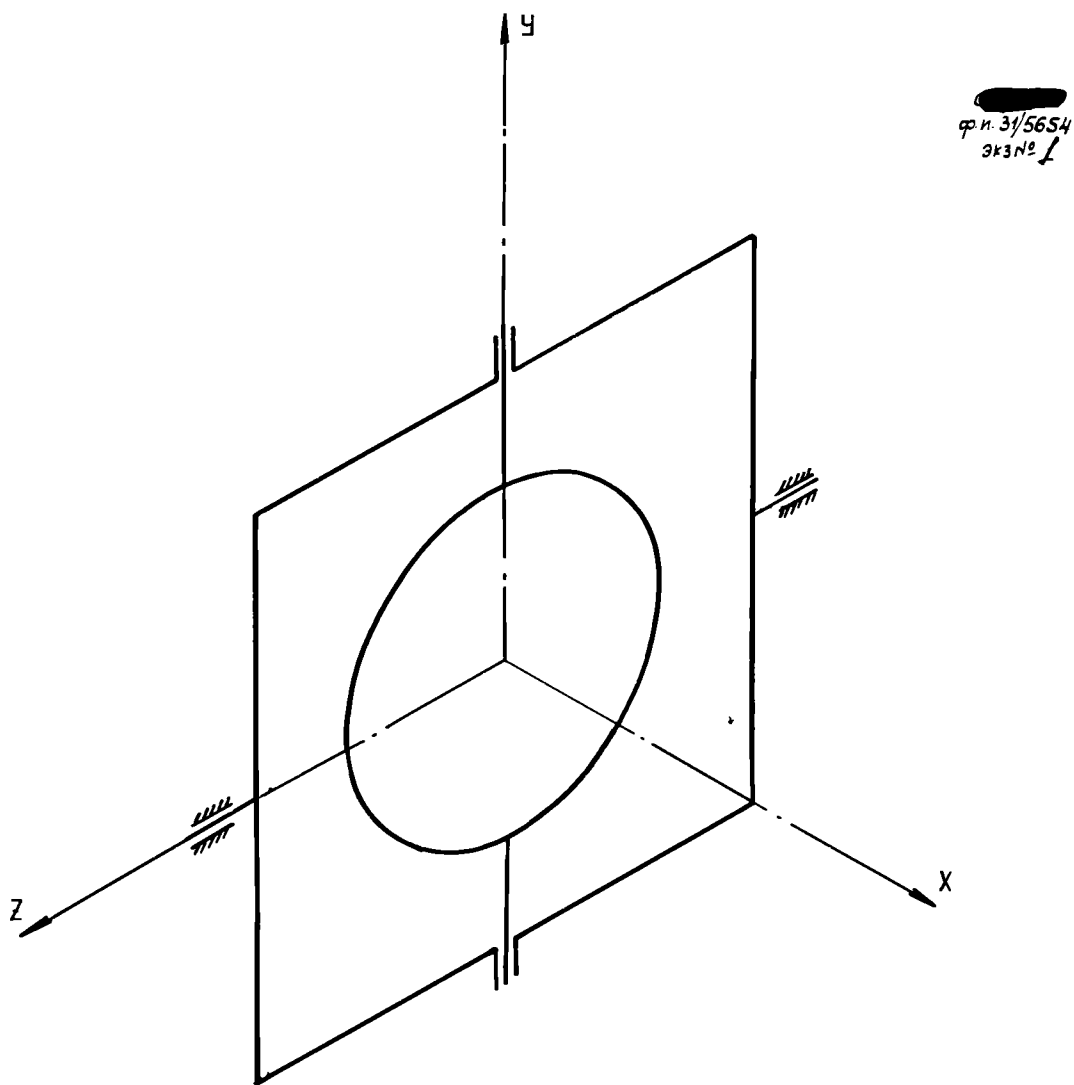


Рис. 1-1. Расположение осей гироскопического стабилизатора

г/ малые размеры гироскопов и , следовательно , размеры внутренней рамы стабилизатора , что позволяет увеличить углы прокачки.

Недостатками является :

а/ необходимость введения фазосдвигающих корректирующих цепей в цепи управления ,

б/ высокие требования к элементам схемы .

Сравнение обеих схем формирования гиростабилизаторов , приводит к выводу , что при наличии элементов , отвечающих тем повышенным требованиям , которые предъявляются к ним индикаторной схемой формирования , значительно выгодней индикаторный вариант .

Этот вариант позволяет применять малые гироскопические датчики , что снижает вес системы, более просто сформировать цепи управления и стабилизации, что ведет к повышению надежности системы, и , что также очень важно , требует применения таких элементов, которые созданы на базе последних достижений науки и техники / точные поплавковые гироскопы малых габаритов , гидравлические исполнительные двигатели , усилители с малыми постоянными времени и т.д. /.

Исходя из изложенного, был принят к разработке индикаторный вариант формирования системы гироскопического стабилизатора .

Из анализа двухосной и трехосной схем стабилизации установлено, что двухосная схема может обеспечить стабилизацию антенны по трем осям с требуемой точностью. Учитывая повышенные требования по уменьшению габаритов и веса изделия было решено принять за основу при разработке двухосную схему стабилизации.

### § 3. Основные уравнения двухосного гироскопического стабилизатора

В данном параграфе производится вывод основных уравнений двухосного гироскопического стабилизатора.

Математический анализ стабилизатора основан на приближенных уравнениях:

а/ движения собственно стабилизатора, связывающих координаты его элементов с управляющими моментами;

- б/ формирования разгрузочных моментов ;
- в/ формирования управляющих моментов ;
- г/ процесса измерения сигналов автосопровождения.

а/ Уравнения движения гироскопического стабилизатора  
с двухстепенными гироскопами

Будем рассматривать гиростабилизатор с 2-мя двухстепенными гироскопами. Порядок осей подвеса относительно корпуса снаряда принят следующий: ось  $Z$  - тангаж, ось  $Y$  - курс /рис. I-1 ./

Кинетические моменты гироскопов расположены в плоскости, перпендикулярной продольной оси снаряда /рис. I-2/. Введем следующие системы координат /рис. I-3 / и обозначения:

$X_c Y_c Z_c$  - система координат, связанная с ракетой ;

$X_1 Y_1 Z_1$  - система координат, связанная с наружной рамой гиростабилизатора ;

$X_2 Y_2 Z_2$  - система координат, связанная с внутренней рамой гиростабилизатора;

$\epsilon, \beta$  - углы ориентации внутренней рамы относительно корпуса снаряда /рис. I-3/;

$\beta_r$  - угол отклонения внутренней рамы;

$\epsilon_r$  - угол отклонения наружной рамы ;

$\zeta, \vartheta$  - углы ориентации корпусов гироскопов относительно внутренней рамы;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  - угловые скорости ракеты вокруг связанных осей ;

$A_1, B_1, C_1$  - моменты инерции наружной рамы вокруг осей;  $X_1 Y_1 Z_1$ ,

$A_2, B_2, C_2$  - моменты инерции внутренней рамы вокруг осей;  $X_2 Y_2 Z_2$ ,

$A_r$  - момент инерции корпуса гироскопа совместно с ротором относительно оси, лежащей в экваториальной плоскости ротора,

$A$  - момент инерции всего стабилизатора относительно оси  $Y$ , равный,

$$A = A_1 + (A_2 + A_r) \cos^2 \beta_0 + C_2 \sin^2 \beta_0$$

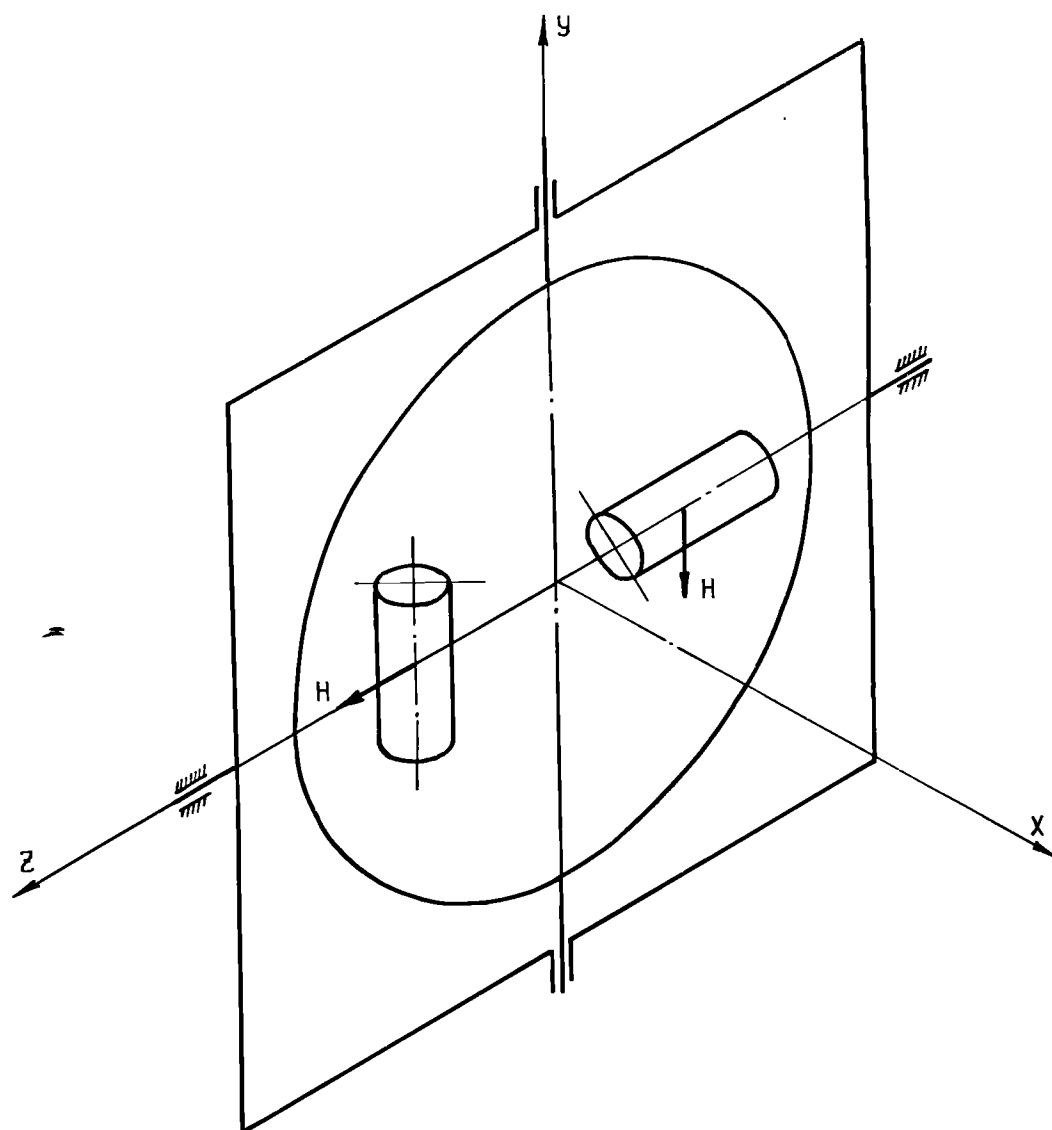
ф. и 31/5655  
ЭКЗ № 2

Рис.1-2. Схема гироскопического стабилизатора  
головки самонаведения с 2-мя гироскопами

$\bar{A}_2 \bar{B}_2 \bar{C}_2$  - моменты инерции внутренней рамы гиросtabilизатора совместно с гироскопами ;

$M_\epsilon M_\beta M_\gamma M_\eta$  - моменты, соответствующие обобщенным координатам  $\epsilon, \beta, \gamma, \eta$ .

$H$  - кинетический момент одного гироскопа ;

$\omega_1$  - угловая скорость внутренней рамы *относительно оси Y* ;

$\omega_2$  - угловая скорость наружной рамы относительно оси  $Z$  ;

$\omega_{x_1} \omega_{y_1} \omega_{z_1}$  - угловые скорости наружной рамы,

$\omega_{x_2} \omega_{y_2} \omega_{z_2}$  - угловые скорости внутренней рамы

Угловые скорости соответственно равны

$$\left. \begin{aligned} \omega_{x_1} &= \omega_x \cdot \cos \epsilon - \omega_z \cdot \sin \epsilon. \\ \omega_{y_1} &= \omega_y + \dot{\epsilon} \\ \omega_{z_1} &= \omega_z \cdot \cos \epsilon + \omega_x \cdot \sin \epsilon \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (I-1)$$

$$\left. \begin{aligned} \omega_{x_2} &= \omega_x \cdot \cos \epsilon \cdot \cos \beta + \omega_y \sin \beta - \omega_z \sin \epsilon \cdot \cos \beta + \dot{\epsilon} \cdot \sin \beta \\ \omega_{y_2} &= -\omega_x \cdot \cos \epsilon \cdot \sin \beta + \omega_y \cos \beta + \omega_z \sin \epsilon \sin \beta + \dot{\epsilon} \cdot \cos \beta \\ \omega_{z_2} &= \omega_x \cdot \sin \epsilon + \omega_z \cdot \cos \epsilon + \dot{\beta} \end{aligned} \right\} (I-2)$$

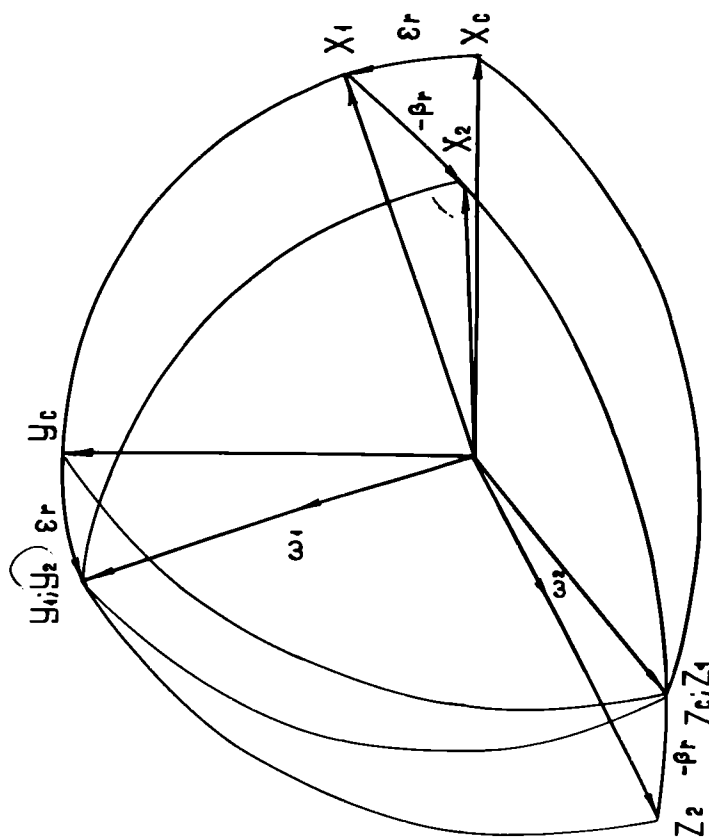


Рис.1-3. Принятая система координат.

Ф.И. 3/5637  
экз. № 1



$\dot{\Delta}_1, \dot{\Delta}_2$  - абсолютная угловая скорость линии визирования.

Стабилизатор представляет собой механическую систему с 4-мя степенями свободы и, следовательно, с 4-мя обобщенными координатами:

Опуская математические выкладки и <sup>3</sup>приводя допустимую линеаризацию, получим следующие уравнения движения для 2-х гироскопного стабилизатора:

1. Уравнение внутренней рамы стабилизатора.

$$\bar{B}_2 \ddot{\Delta}_{2a} + H \dot{\zeta} - H \dot{\Delta}_{1a} \operatorname{tg} \beta_0 + H(1-\eta)(\dot{\omega}_x \cos \epsilon_0 - \dot{\omega}_z \sin \epsilon_0) = M_\beta \quad (I-3)$$

2. Уравнение наружной рамы стабилизатора

$$A \frac{\ddot{\Delta}_{1a}}{\cos \beta_0} + (A_1 + C_2) \operatorname{tg} \beta_0 (\dot{\omega}_x \cos \epsilon_0 - \dot{\omega}_z \sin \epsilon_0) + H \dot{\zeta} \cos \beta_0 - H(1+\eta)(\dot{\omega}_x \cos \epsilon_0 - \dot{\omega}_z \sin \epsilon_0) = M_\epsilon \quad (I-4)$$

3. Уравнение гироскопа внутренней рамы

$$A_r \ddot{\zeta} + A_r \ddot{\Delta}_{1a} \operatorname{tg} \beta_0 + A_r (\dot{\omega}_x \cos \epsilon_0 - \dot{\omega}_z \sin \epsilon_0) \frac{1}{\cos \beta_0} - H \dot{\Delta}_{2a} = M_\zeta \dots \dots (I-5)$$

4. Уравнение гироскопа наружной рамы

$$A_r \ddot{\eta} + A_r \ddot{\Delta}_{1a} \operatorname{tg} \beta_0 + A_r (\dot{\omega}_x \cos \epsilon_0 - \dot{\omega}_z \sin \epsilon_0) \frac{1}{\cos \beta_0} + H \dot{\Delta}_{1a} = M_\eta \dots \dots (I-6)$$

где  $\dot{\Delta}_{1a}, \dot{\Delta}_{2a}$  - абсолютные угловые скорости внутренней рамы подвеса, являющейся стабилизируемым основанием, а углы  $\epsilon_0$  и  $\beta_0$  определяют коэффициенты уравнений.

#### б/ Уравнения формирования разгрузочных моментов

Разгрузочные моменты являются частью моментов, действующих по осям наружной и внутренней рам подвеса, т.е. моментов и Последние могут быть записаны в следующем виде ;

$$M_\beta = -Y_p \left( \frac{d}{dt} \right) \zeta - M_{TP}(\beta) + M_{\beta \text{ в.н.}}(t) \dots \dots (I-7)$$

$$M_{\dot{\epsilon}} = -\psi_p \left( \frac{d}{dt} \right) \eta - M_{\text{тр}}(\dot{\epsilon}) + M_{\epsilon \text{ возм}}(t) \dots \dots \dots (I-8)$$

где:

$\psi_p \left( \frac{d}{dt} \right)$  — оператор цепи формирования разгрузочного момента ;

$M_{\text{тр}}(\dot{\epsilon})$  — момент трения на соответствующей оси ;

$M_{\text{возм}}(t)$  — возмущающий момент на соответствующей оси.

Момент трения считаем функцией относительной угловой скорости той или иной рамы. Эта функция для вязкого трения равна или для сухого трения  $M_{\text{тр}} \cdot \text{Sign} \dot{\beta}$  или  $M_{\text{тр}} \cdot \text{Sign} \dot{\epsilon}$

Относительные скорости  $\dot{\beta}$  и  $\dot{\epsilon}$  могут быть получены из уравнений:

$$\dot{\beta} = \dot{\Delta}_{2a} - (\omega_x \cdot \text{Sin} \epsilon_0 - \omega_z \cdot \text{Cos} \epsilon_0) \dots \dots \dots /I-9/$$

$$\dot{\epsilon} = \frac{\dot{\Delta}_{1a}}{\text{Cos} \beta_0} - \omega_z + (\omega_x \text{Cos} \epsilon_0 - \omega_z \text{Sin} \epsilon_0) \dots \dots \dots /I-10/$$

в/ Уравнения формирования управляющих моментов

Управляющие моменты являются частью моментов  $M_{\zeta}$  и  $M_{\eta}$ , которые определены следующим образом:

$$M_{\zeta} = \psi_{c1} \left( \frac{d}{dt} \right) \Delta_2 - M_{\text{тр}}(\dot{\zeta}) + M_{\zeta \text{ возм}}(t) + F_{ac} \left( \frac{d}{dt} \right) \zeta \dots \dots \dots /I-II/$$

$$M_{\eta} = \psi_{c1} \left( \frac{d}{dt} \right) \Delta_1 - M_{\text{тр}}(\dot{\eta}) + M_{\eta \text{ возм}}(t) + F_{ac} \left( \frac{d}{dt} \right) \eta \dots \dots \dots /I-I2/$$

где:  $\psi_{c1} \left( \frac{d}{dt} \right)$  — оператор цепи формирования управляющего момента,

$\Delta_1$  и  $\Delta_2$  — сигналы автосопровождения в соответствующих каналах управления ;

$F_{o.c.}(\frac{d}{dt})\zeta$  - дополнительный момент, действующий на корпуса гироскопов искусственно создаваемый введением

демпферов, тогда;  $F_{o.c.}(\frac{d}{dt})\zeta = -K_d \cdot \dot{\zeta}$

или пружин  $F_{o.c.}(\frac{d}{dt})\zeta = -K_{np} \zeta$

г/ Уравнения, описывающие процесс измерения сигналов автосопровождения

$$\dot{\Delta}_1 = \omega_{y_0} - \dot{\Delta}_{1a} + \omega_{x_0} \cdot \Delta_z \quad /I-I3/$$

$$\dot{\Delta}_2 = \omega_{z_0} - \dot{\Delta}_{2a} - \omega_{x_0} \cdot \Delta_y \quad /I-I4/$$

$\omega_{y_0}$  и  $\omega_{z_0}$  - угловые скорости вектора дальности вокруг соответствующих осей.

Полученные уравнения /I-I/ ÷ /I-I4/ описывают работу головки самонаведения с двухосным гироскопическим стабилизатором с точностью до бесконечно малых величин первого порядка. и позволяют произвести исследование и определение требований, которые должны быть предъявлены к элементам функциональной схемы и вывести критерии точности и работоспособности гиростабилизатора.

На основании этих уравнений целесообразно составить структурную схему одного канала управления и стабилизации и провести ее исследование.

На рис. I-4 приведена общая структурная схема канала тангажа гиростабилизатора /связью с каналом курса на первом этапе рассмотрения можно пренебречь/. Дополнительно на схеме приняты следующие обозначения:

$W_r(p)$  - передаточная функция гироскопа;

$W_k(p)$  - передаточная функция коррекции;

$D_n$  - добротность цепи разгрузки по моменту.

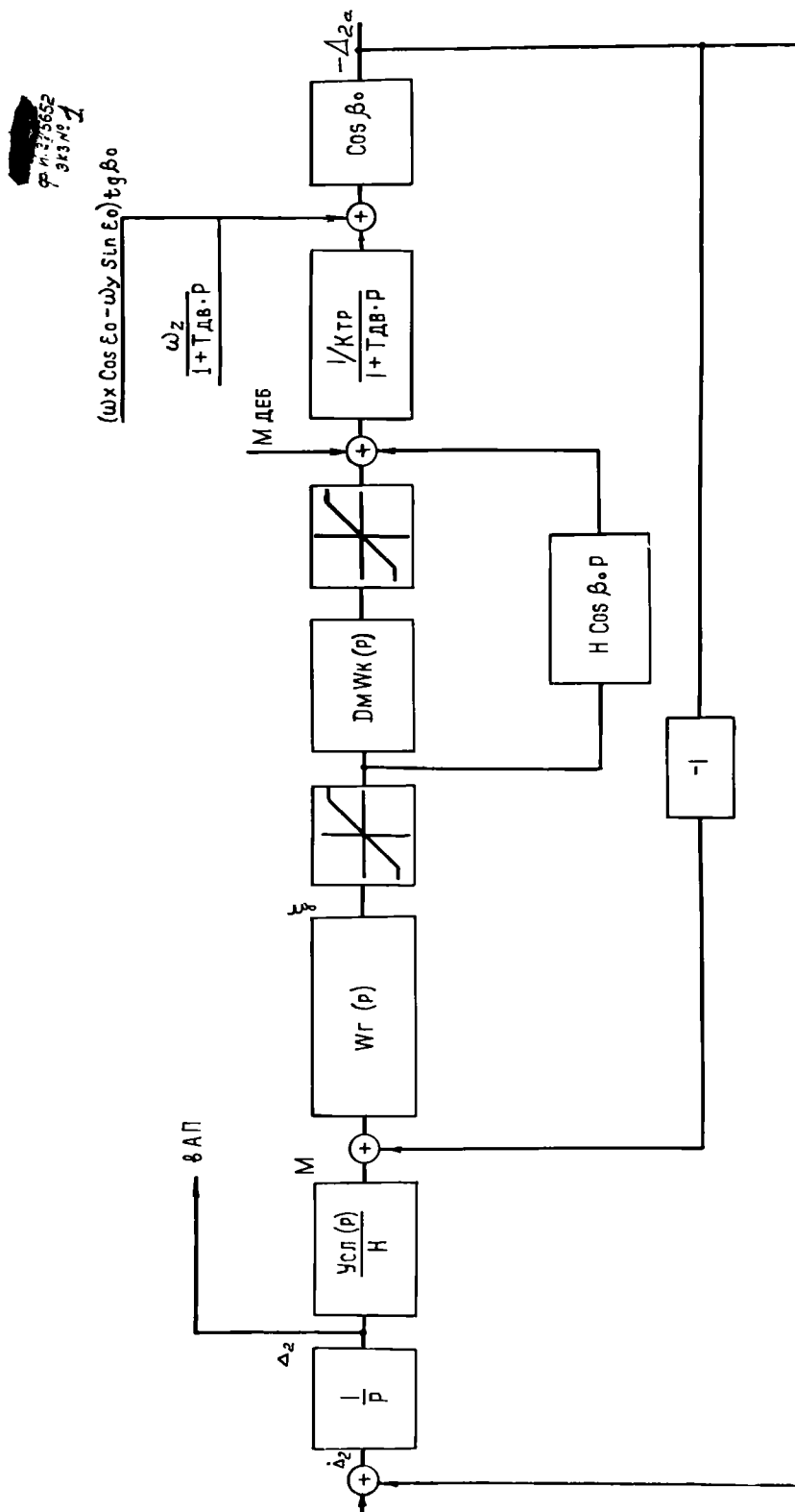


Рис. 1-4. Структурный образ канала управления стабилизатора головки самонаведения по тангажу

Дальнейшее исследование структурной схемы проводится применительно к выбранному варианту формирования двухосного гиросtabilизатора в главе II.

#### § 4. Сравнение различных схем двухосных гиросtabilизаторов индикаторного типа

Возможны три варианта формирования схемы гироскопического стабилизатора: со свободными гироскопами, с интегрирующими гироскопами и дифференцирующими гироскопами.

Рассмотрим все три варианта схемы:

а/ Схема со свободными гироскопами.

Если свободные гироскопы, установленные на внутреннем подвесе антенны, обладают малым кинетическим моментом, то возможно создание индикаторной системы со свободными гироскопами.

Управление подобным гиросtabilизатором происходит подачей управляющих сигналов на моментные датчики гироскопов, которые прецессируя, выдают сигнал на двигатели, находящиеся на осях подвеса антенны.

При действии возмущающего сигнала, моменты, действующие на рамы гиросtabilизатора, вызывают прецессию гироскопов и с датчиков гироскопов снимается сигнал, пропорциональный действующему моменту. Далее этот сигнал поступает на двигатели, отрабатывающие до тех пор, пока создаваемые ими моменты не снимут возмущения с рамы гиросtabilизатора.

Свободные гироскопы в этом случае являются датчиками, измеряющими и передающими возмущающий момент. Их собственный кинетический момент может быть невелик, так как прямо не участвует в стабилизации внутренней рамы, благодаря чему и габариты гироскопа могут быть малыми.

Как видно, индикаторная система со свободными гироскопами мало чем отличается от силовой гироскопической стабилизации и обладает теми же недостатками и преимуществами.

б/ Схема с интегрирующими гироскопами.

Интегрирующие гироскопы - это также двухстепенные гироскопы, имеющие демпферы на осях /т.е. согласно уравнениям I-II и I-I2/.

$$F_{a.c.}(\frac{d}{dt})\zeta = -K_d \dot{\zeta}$$

В установившемся движении, сигнал, пропорциональный скорости рамы стабилизатора, поступает на моментный датчик гироскопа, измеряющего в этом случае угол отклонения внутренней рамы от начального положения при действии внешних возмущений.

Кинетический момент гироскопа может быть мал, т.к. участие гироскопа в создании разгрузочного момента невелико. Преимуществом данного способа формирования является то, что стабилизатор с интегрирующим гироскопом не имеет ошибки по положению /установившаяся ошибка слежения/. Кроме того большим преимуществом является то, что стабилизатор с интегрирующим гироскопом не "уходит" под действием постоянных моментов /например момента дебаланса конструкции ~~Мад~~ т.к. его установившаяся ошибка, вследствие астатизма первого порядка передаточной функции относительно скорости стабилизатора, равна 0.

Недостатками данного принципа являются:

1/ гироскоп находится в цепи управления, что не позволяет обеспечить большие скорости управления без значительного увеличения размеров моментного датчика гироскопа,

2/ сложность изготовления интегрирующего гироскопа с малой зоной нечувствительности.

в/ Схема с дифференцирующими гироскопами.

Дифференцирующие гироскопы - это двухстепенные гироскопы, имеющие кроме демпферов пружины на осях /т.е. согласно уравнениям I-II и I-I2/.

$$F_{a.c.}(\frac{d}{dt})\zeta = -K_d \dot{\zeta} \text{ и } F_{a.c.}(\frac{d}{dt})\zeta = -K_{np} \ddot{\zeta}$$

Очевидно, что в установившемся состоянии гироскоп измеряет абсолютную скорость рамы стабилизатора. При этом контур стабилизации становится статическим. Также, как и в стабилизаторе с интегрирующим гироскопом, кинетический момент самого гироскопа принимает малое участие в создании разгрузочного момента и поэтому может быть небольшим по величине.

Управление гиросtabilизатором с дифференцирующим гироскопом можно вести двумя способами – подавать управляющий сигнал либо на моментный датчик, либо непосредственно в цепь формирования разгрузочного момента. Очевидно, что при обоих способах управления, из-за статического характера передаточной функции гироскопа по отношению к скорости, сигнал ошибки автосопровождения  $\Delta_e$  в установившемся состоянии пропорционален скорости линии визирования. Поэтому более целесообразно управление стабилизатором вести по второму способу, так как при этом нет необходимости иметь моментный датчик и проще обеспечиваются большие скорости автосопровождения. Преимуществом данной схемы является сам способ формирования /гироскоп в обратной связи контура стабилизации/, небольшие размеры самого гироскопа и возможность изготовления дифференцирующего гироскопа с малой зоной нечувствительности.

Недостатком схемы формирования гиросtabilизатора с дифференцирующими гироскопами является наличие в контуре ошибки по положению и уход его под действием постоянно действующих возмущающих воздействий /например *Мдс*/, что объясняется статичностью контура стабилизации.

Рассмотрев три возможные схемы формирования гироскопического стабилизатора индикаторного типа, следует признать наиболее выгодной формирование с интегрирующими гироскопами и наименее выходный со свободными гироскопами.

Однако сложность изготовления интегрирующего гироскопа, который удовлетворял бы поставленным требованиям и невозможность обеспечения больших скоростей автосопровождения без значительного увеличения моментного датчика гироскопа заставляет отказаться от схемы с интегрирующим гироскопом.

Поэтому была выбрана схема с дифференцирующими гироскопами. Это объясняется тем, что создание потребного дифференцирующего гироскопа является осуществимой технической задачей, способ формирования контура стабилизации с гироскопом в цепи обратной связи контура стабилизации дает возможность получения практически любых скоростей автосопровождения /ограниченных лишь скоростями двигателя/.

Статическая ошибка стабилизации, обусловленная действием постоянных возмущающих моментов, может быть значительно уменьшена за счет улучшения конструкции и уменьшения возмущающих постоянных моментов /в основном, момента дебаланса конструкции /.

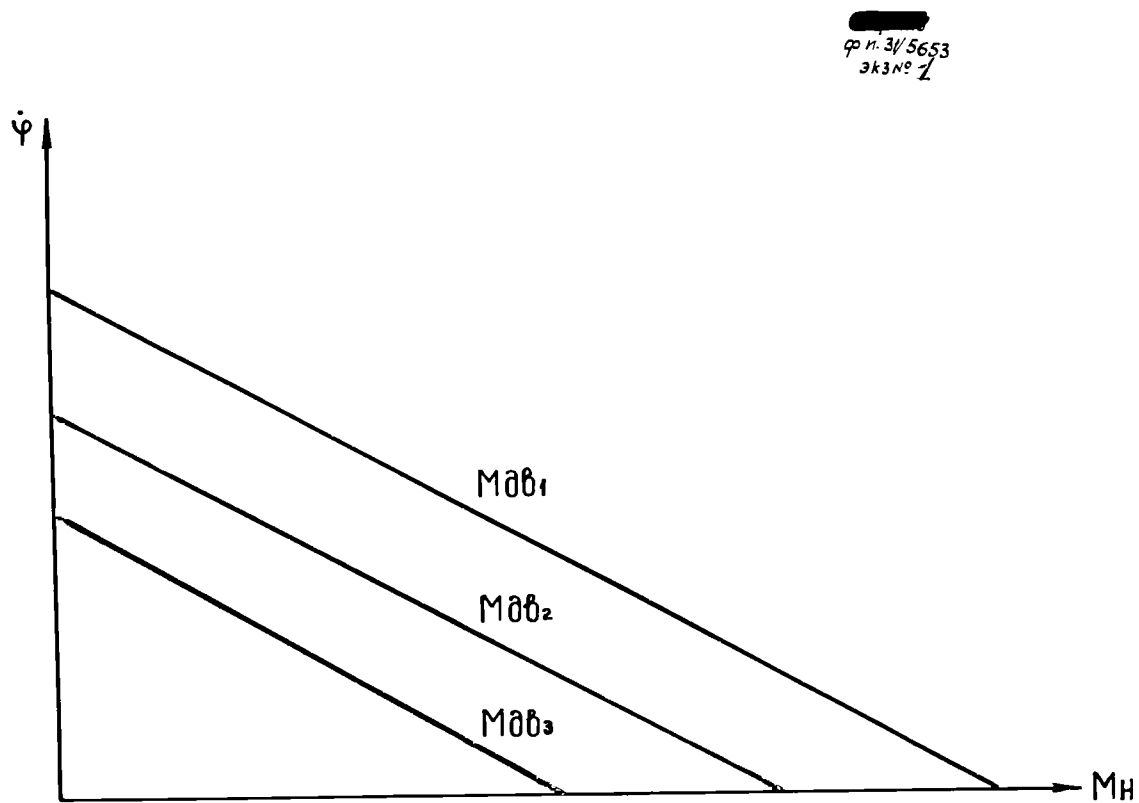


Рис. 1-5. Механические характеристики двигателя.



В соответствии с вышеизложенным был принят к разработке вариант двухосного гироскопического стабилизатора индикаторного типа с двумя двухстепенными дифференцирующими гироскопами.

### § 5. Требования к исполнительным элементам гиростабилизатора индикаторного типа

В качестве исполнительных двигателей могут быть применены электрические, пневматические или гидравлические двигатели. В данном параграфе рассматриваются общие требования, предъявляемые к исполнительным двигателям и производится выбор наиболее подходящего двигателя для схемы формирования гиростабилизатора.

Любой тип двигателя, применяемый в системе автоматического управления, должен иметь механическую характеристику, близкую к линейной /рис. I-5/. Ее уравнение имеет вид;

$$\dot{\varphi} = K_M (M_{дв} - M_H) \quad /I-15/$$

$\dot{\varphi}$  - скорость вала двигателя,  
 $M_{дв}$  - движущий момент,  
 $M_H$  - момент нагрузки,  
 $K_M$  - крутизна характеристики, равная обратной величине коэффициента вязкого трения движения.

Движущий момент  $M_{дв}$  может быть принят пропорциональным управляющему сигналу  $U$ , который для электрического двигателя соответствует напряжению на его управляющих обмотках, а для пневматического и гидравлического, отклонению струйной трубки или золотника от нейтрального положения.

Механическая характеристика /I-15/ имеет примерно одинаковый характер для всех трех типов двигателей.

Выведем формулу для определения требуемой мощности двигателя. Учитывая, что  $M_{дв} K_M = \dot{\varphi}_{xx}$  скорость холостого хода, уравнение /I-15/ можно записать в виде:

$$\dot{\varphi} = \dot{\varphi}_{xx} - \frac{M}{K_M} = \dot{\varphi}_{xx} - M K_M$$

$M$  - внешний момент на исполнительном валу .

Мощность двигателя, очевидно, равна

$$P = M\dot{\varphi} = M\dot{\varphi}_{xx} - \frac{M^2}{K_{тр}} \dots \dots \dots /I-16/$$

Определим максимальную мощность. Продифференцировав /I-16/, имеем:

$$\frac{\partial P}{\partial M} = \dot{\varphi}_{xx} - \frac{2M}{K_{тр}}$$

откуда момент  $M_{кр}$ , соответствующий этой мощности, равен:

$$M_{кр} = \frac{\dot{\varphi}_{xx} K_{тр}}{2} \dots \dots \dots /I-17/$$

а сама мощность может быть определена по одной из трех формул:

$$\left. \begin{aligned} P_{max} &= \frac{1}{2} K_{тр} [\dot{\varphi}_{xx}]_{max}^2 \\ P_{max} &= \frac{1}{2} [M_{дв}]_{max} [\dot{\varphi}_{xx}]_{max} \\ P_{max} &= \frac{1}{2} [M_{дв}]_{max}^2 \cdot \frac{1}{K_{тр}} \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots /I-18/$$

Сравним между собой рассматриваемые типы двигателей.

Электрический двигатель, наиболее распространен и чаще других употребляется в системах авторегулирования.

Но этот двигатель обладает рядом очень больших недостатков, с которыми можно мириться при создании следящей системы с узкой полосой пропускания возмущающих воздействий, но которые не дают возможность сформировать систему с широкой полосой пропускания частот и высокой добротностью.

К числу этих недостатков относятся.

1. Большая собственная постоянная времени разгона двигателя и, соответственно, низкая собственная частота.

Имеющиеся двигатели позволяют сформировать систему с собственной частотой  $f_{св} = 5 \div 8$  гц что явно недостаточно в разбираемом случае, и невозможность получить, в связи с этим, большого быстродействия ;

2. Большие габариты двигателя при больших полезных моментах, что усложняет конструкцию стабилизатора.

3. Еще большее увеличение постоянной времени при увеличении

4. Большое потребление энергопитания.

5. Малое  $K_{тр}$  - вязкое трение, что не способствует улучшению динамических характеристик стабилизатора в целом.

Все перечисленные недостатки приводят к тому, что от применения электродвигателя в индикаторных системах приходится отказаться.

Пневматические двигатели лишь недавно стали применяться в системах автоматики.

Ряд неоспоримых преимуществ этих двигателей, а именно: малые габариты, достаточно высокое быстродействие и создаваемый момент позволяют применять их в разработанных системах индикаторного типа.

Но недостатки, присущие этим двигателям, нелинейность характеристики и передаточной функции при учете реальных условий /сжимаемость воздуха/ и возникающие в связи с этим запаздывание и генерации, большая величина момента сухого трения и малый коэффициент вязкого трения, большой расход газа /через струйную трубку/ приводят к тому, что применение подобных двигателей становится нежелательным.

Гидравлические двигатели широко применяются в различного рода схемах промышленной автоматики и следящих приводах. Однако, применение их в следящих системах ракетных головок в СССР встречается редко, в то же время за рубежом существует целый ряд систем, в качестве приводов которых служат малогабаритные гидравлические двигатели.

Преимуществом данных двигателей является:

- а/ линейность динамической характеристики,
- б/ большой коэффициент вязкого трения,
- в/ высокое быстродействие,
- г/ малые габариты при большом движущем моменте,
- д/ малые расходы /т.к. система питания замкнутая/,
- е/ высокий коэффициент усиления при устойчивой работе двигателя /т.е. хорошее демпфирование собственных колебаний/.

Недостатки его - требующаяся отдельная система питания и сложность изготовления искупаются его очевидными преимуществами.

При принятом способе формирования гиростабилизатора, где основную тяжесть несет на себе именно исполнительный двигатель, наиболее целесообразным будет применение гидравлического двигателя.

### В ы в о д ы

Данная глава дает возможность проследить ход выбора направления разработки гироскопического стабилизатора головки самонаведения системы КС.

В результате рассмотрения возможных схем формирования гироскопического стабилизатора, была выбрана двухосная индикаторная схема формирования с двухстепенными дифференцирующими гироскопами в качестве датчиков воздействий и гидравлическими двигателями в качестве исполнительных.

Проведенный в главе I кратный<sup>к</sup> математический анализ уравнений движения гиростабилизатора позволяет правильно построить структурную схему и вывести в дальнейшем критерии качества гиростабилизатора.

Г Л А В А ПФОРМИРОВАНИЕ СХЕМЫ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА, УДОВ-  
ЛЕТВОРЯЮЩЕГО ПОСТАВЛЕННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ§ I. Внешние воздействия и их классификация

Основными воздействиями, испытываемыми системой автоматического управления двухстепенным гироскопическим стабилизатором являются:

- управляющее воздействие, вызванное угловой скоростью линии визирования  $\omega_\Delta$ ;
- возмущающие воздействия, вызванные колебаниями корпуса снаряда  $\omega_x \omega_y \omega_z$  вокруг центра масс;
- возмущающее воздействие, вызванное дебалансом конструкции.

Существенными с точки зрения формирования стабилизатора являются второе и третье воздействия.

Рассмотрим второе воздействие. Полагая трение на оси наружной рамы вязким, получим, что это воздействие имеет следующий вид:

$$f(p) = (A_1 + \bar{C}_2) \operatorname{tg} \beta_0 (\omega_x \cos \varepsilon_0 - \omega_z \sin \varepsilon_0) \cdot p - [\omega_y + (\omega_x \cos \varepsilon_0 - \omega_z \sin \varepsilon_0)] K_{\text{тр}}$$

или:

$$f(p) = -K_{\text{тр}} \omega_y + K_{\text{тр}} \left[ 1 + \frac{A_1 + \bar{C}_2}{K_{\text{тр}}} p \right] \operatorname{tg} \beta_0 (\omega_x \cos \varepsilon_0 - \omega_z \sin \varepsilon_0) \dots (\bar{n} - 1)$$

## § 2. Характеристики элементов структурной схемы /передаточные функции/

Структурная схема канала тангажа гиросtabilизатора, полученная в результате математического анализа уравнений движения его, была приведена на рис. 1-4.

Выведем передаточные функции элементов и преобразуем общую схему для выбранного нами в гл. I варианта /дифференцирующий гироскоп и гидравлический исполнительный двигатель/.

Для исследования динамики гиросtabilизатора в линейном приближении предполагаем, что трение на оси корпуса гироскопа мало, а на оси наружной рамы стабилизатора оно линейно зависит от относительной скорости с коэффициентом  $K_p$ .

Рассмотрим передаточные функции:

а/ гироскопа  $W_r(p) = \frac{\zeta}{\Delta_{11}}$ , связывающую угловую скорость стабилизируемого основания /внутренней рамы/ с углом отклонения корпуса гироскопа относительно последнего;

б/ цепи формирования разгрузочного момента

$$Y_p(p) = \frac{M_p}{\zeta}$$

в/ нагрузки  $\frac{\Delta_{12}}{M}$ , связывающей угловую скорость внутренней рамы стабилизатора с моментом на ее оси.

Передаточная функция дифференцирующего гироскопа имеет следующий вид:

$$W_r(p) = \frac{\zeta}{\Delta_{11}} = \frac{H}{A_r \cdot p^2 + K_d \cdot p + K_{np}} = \frac{K_r}{T_r^2 \cdot p^2 + 2 \xi T_r \cdot p + 1} \dots \dots \dots (n-2)$$

Очевидно, что данная передаточная функция описывает измерительную функцию гироскопа, измеряющего в нашем случае скорость в установленном режиме.

Передаточная функция нагрузки

$$-\frac{\Delta \dot{\alpha}}{M} = \frac{1/K_{TP}}{1 + T_{\partial\partial} \cdot p} \dots \dots \dots (\text{II-3})$$

где:

$$T_{\partial\partial} \approx \frac{A}{K_{TP}}$$

$M$  — момент на оси наружной рамы стабилизатора, равный разгрузочному моменту  $M_p$ .

Представим уравнение /II-3/ в виде:

$$-\Delta \dot{\alpha} = \frac{1/K_{TP}}{1 + T_{\partial\partial} \cdot p} M_p \dots \dots \dots (\text{II-4})$$

где правая часть соответствует скорости стабилизируемого основания, вызванной разгрузочным моментом.

Полезный разгрузочный момент  $M_p$  должен быть равен активному моменту двигателя, уменьшенному на величину возмущающего момента  $M_H$ .

Тогда имеем уравнение /II-4/ в виде:

$$-\Delta \dot{\alpha} = \frac{1/K_{TP}}{1 + T_{\partial\partial} \cdot p} [M_{\partial\partial} - M_H] \dots \dots \dots (\text{II-5})$$

Для возмущающих воздействий второго и третьего видов /согласно § I/ имеем:

$$-M_H = f(p) + M_{\partial\partial} \dots \dots \dots (\text{II-6})$$

где функция  $f(p)$  определена формулой /П-1/.

В формуле /П-1/ можно положить  $A_1 + \bar{C}_2 = A$  и тогда уравнение /П-5 можно записать в виде:

$$-\dot{\Delta}_{1a} = \frac{1/K_{TP}}{1 + T_{ДВ} \cdot p} [M_{ДВ} + M_{аес}] + (\omega_x \cos \varepsilon_0 - \omega_z \sin \varepsilon_0) t_{g\beta_0} - \frac{\omega_y}{1 + T_{ДВ} \cdot p} \dots \dots \dots /П-7/$$

Цепь формирования момента  $M_{ДВ}$ , развиваемого двигателем разгрузки в общем случае состоит из усилителя, корректирующей цепи и усилителя мощности. Передаточная функция этой цепи  $Y_p(p)$  может быть записана в виде:

$$Y_p(p) = \frac{M_p(p)}{I(p)} = D_M \cdot W_{кор}(p) \frac{1}{1 + T_{yc} \cdot p} \dots \dots \dots (П-8)$$

где:

- $D_M$  - добротность цепи разгрузки по моменту;
- $W_{кор}(p)$  - передаточная функция корректирующей цепи;
- $T_{yc}$  - постоянная времени усилителя.

На основании уравнений /П-1/ - /П-3/ составлен структурный образ канала тангажа гиростабилизатора с дифференцирующим гироскопом в цепи обратной связи и гидравлическим исполнительным двигателем /рис. П-1/.

На схеме имеются две существенные нелинейности: ограничение угла отклонения гироскопа и ограничение момента двигателя разгрузки.



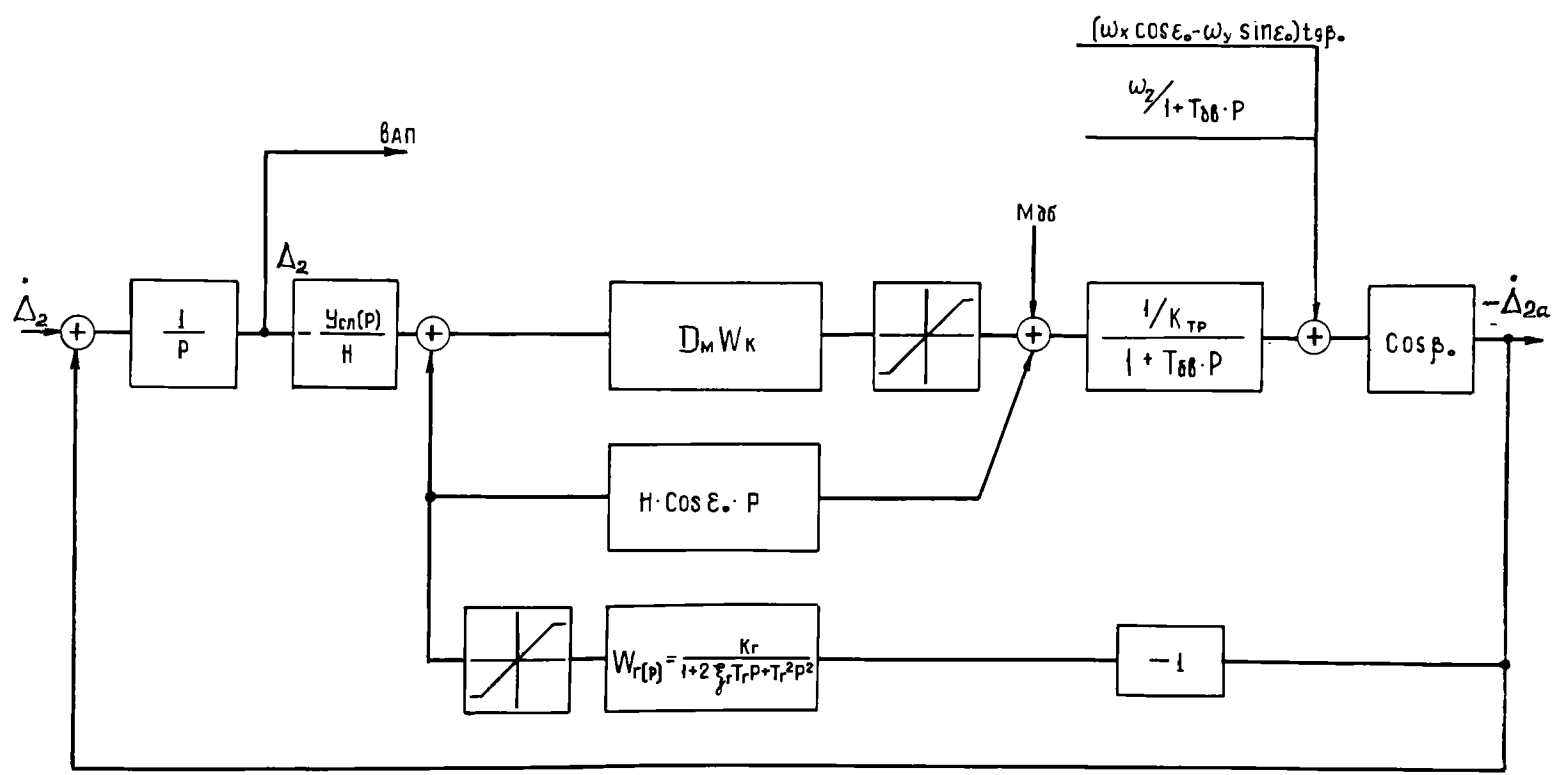


Рис. II-1. Структурный образ канала управления стабилизатора головки самонаведения с дифференцирующим гироскопом

§ 3. Структурная схема гиростабилизатора и ее реализация реальными элементами

На рис. П-1 представлен структурный образ рассматриваемого гиростабилизатора.

Рассмотрим вопрос о реализации его реальными элементами. Для этого перейдем к структурной схеме, вытекающей из структурного образа.

Структурная схема канала тангажа гиростабилизатора состоит из следующих реальных элементов:

- выходного каскада приемного устройства с фильтрами;
- усилителя управляющего сигнала;
- корректирующей цепи;
- управляющего электромагнита;
- золотникового распределителя;
- исполнительного цилиндра;
- антенны головки самонаведения;
- дифференцирующего гироскопа с усилителем;
- усилителя обратной связи;
- коррекции обратной связи.

Внутренняя петля стабилизатора включает в себя дифференцирующий гироскоп, усилитель обратной связи, коррекцию и исполнительный гидромотор.

Главная обратная связь контура управления замыкается через приемник по высокочастотному тракту.

Рассмотрим элементы, составляющие структурную схему.

а/ Дифференцирующий гироскоп

Передаточная функция реального дифференцирующего гироскопа с электрической пружиной несколько отличается от приведенной ранее /формула П-2/:

$$W_r(p) = \frac{K_r}{(T_r^2 p^2 + 2\xi T_r p + 1)(1 + T_{np} p)} \dots \dots \dots (II-9)$$

где:

$$T_r = \frac{1}{\sqrt{\frac{K_{np}}{A_r}}} \quad - \text{постоянная времени гироскопа};$$

$$T_{np} \quad - \text{электрохимическая постоянная времени электрической пружины};$$

$$K_{np} \quad - \text{жесткость пружины}.$$

При формировании стабилизатора с дифференцирующими гироскопами важное значение имеет выбор собственной частоты гироскопа.

Возможны два случая:

- собственная частота гироскопа выше собственной частоты стабилизатора и
- собственная частота гироскопа ниже собственной частоты стабилизатора.

В первом случае легче добиться устойчивости стабилизатора, так как запаздывание в угле отклонения гироскопа будет сказываться лишь на частотах, выше частоты среза разомкнутой петли стабилизатора. При этом требования на собственную частоту  $1/T_r$  и демпфирование  $\xi_r$  гироскопа очень высоки: собственная частота должна быть в несколько раз больше частоты среза, а демпфирование  $\xi_r$  - меньше критического  $\xi_{кр}$ , при котором стабилизатор может стать неустойчивым на собственной частоте гироскопа.

Во втором случае обеспечить устойчивость гиростабилизатора значительно труднее, так как отставание по фазе в угле отклонения гироскопа на частоте среза близко к  $180^\circ$ . Однако, требование к собственной частоте и демпфированию значительно облегчается по сравнению с первым случаем. На рис. П-2 дан примерный вид частотных характеристик для обоих случаев.

В случае формирования рассматриваемого гиростабилизатора, предполагаемая частота кренового воздействия лежит в диапазоне  $1,5 \div 3$  гц. При этом собственная частота стабилизатора должна быть приблизительно равна  $12 \div 15$  гц, а собственная частота гироскопа в  $2 \div 3$  раза выше, т.е. порядка  $30 \div 45$  гц. Рассмотрим имеющиеся дифференцирующие гироскопы:

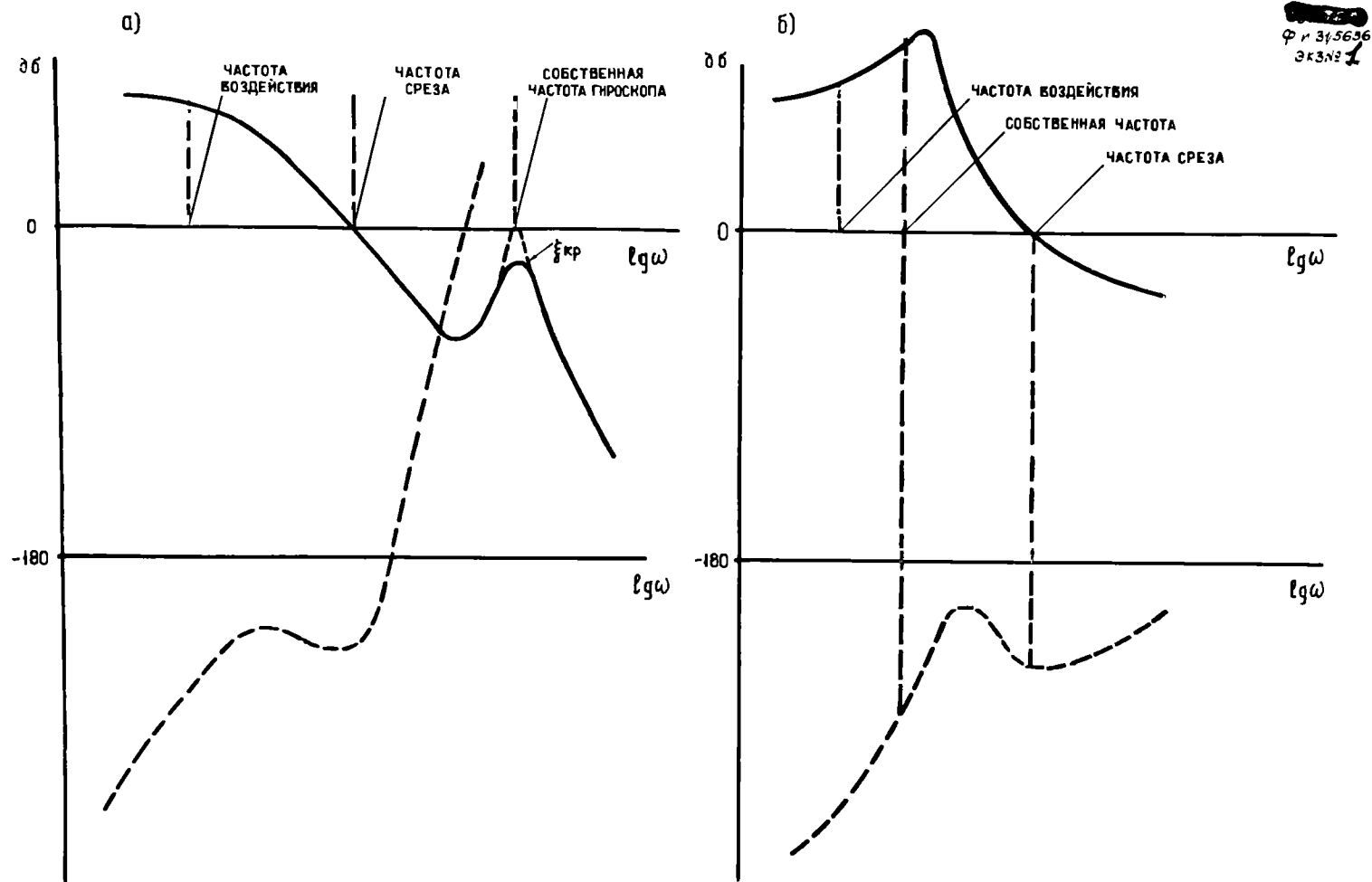


Рис. II-2. Примерный вид частотных характеристик гиросtabilизатора с дифференцирующим гироскопом

- а) СОБСТВЕННАЯ ЧАСТОТА ГИРОСКОПА БОЛЬШЕ СОБСТВЕННОЙ ЧАСТОТЫ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА  
 б) СОБСТВЕННАЯ ЧАСТОТА ГИРОСКОПА МЕНЬШЕ СОБСТВЕННОЙ ЧАСТОТЫ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА

# Дифференцирующие гироскопы отечественного производства

Таблица П-1

№ пп	Наименование гироскопа	Завод- изгот.	Стадия разраб.	Собств. частота Гц	Кoeffиц. демпфиро- вания	Максим. углов. скор. о/сек.	Точно- сть ну ля о/сек.	Габариты мм	Вес гр.	Время готов ности сек.	Приме- чание
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1.		п/я 464 г.Саратов	Выдано задание	25±35	0,6±20%	100	0,01	30x30x60	200	40	
2.	На базе РА-16	п/я 1323	лаб. макет	40Гц	0,4±20%	100	0,1	∅42x105	420	-	
3.		п/я 1323	Выдано задание	25Гц	0,5±0,7	20	0,02	-	-	40	Габариты и вес ГТ-1
4.	РВ-14	п/я 1323	опытный образец	30	0,2	30	0,06	∅70x140	950	40	
5.	РА-16	п/я 1323	"-	40	0,4	100	0,2	∅42x105	420	40	
6.	ГТ-1	п/я 464 г.Саратов	"-	13	0,5±0,8	15	0,02	∅60x150	1200	7 мин.	Поплавко- вый гирос- скоп с подогре- вом.
7.	ГТ-1А	п/я 464 г.Саратов	произв. макет	13	0,5±0,8	15	0,02	∅30x150	1100	40	Поплавко- вый гирос- скоп без подогре- ва.

I	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
8.	ДУС-А	п/я 464 г.Саратов	произв. макет	-	0,2÷0,8	6,15,30 60,90,120, 180	0,1	∅ 38x113	350	40	
9.	688 Г	п/я 1408 Москва	ОПЫТНЫЙ макет	35	0,06	200	I	65x65x30	40	40	
10.	66I ЛА	п/я 1408 Москва	ОПЫТНЫЙ	30	0,06	48	0,25	65x65x65	120	40	
11.	66I MB	- " -	ОПЫТНЫЙ	30	0,06	120	0,5	65x65x65	120	40	
12.	ДУС-М120	п/я 518 Ленинград	ОПЫТНЫЙ	25-	0,7	120	1,5	-	250	40	

Как видно из таблицы /П-I/ в настоящее время имеются дифференцирующие гироскопы, собственные частоты которых лежат в пределах 30÷45 гц.

Эти гироскопы удовлетворяют требованиям по точности, обладают высокой чувствительностью, достаточно широким диапазоном измеряемых скоростей и достаточно высокой крутизной рабочей характеристики.

На основании вышеизложенного формируем контур стабилизации с гироскопом, собственная частота которого выше собственной частоты стабилизатора.

ПРИМЕЧАНИЕ: На первом этапе разработки, до получения гироскопа № I будет использован гироскоп № 3 с меньшей, чем требуется собственной частотой /порядка 18-20гц/ и формирование контура будет производиться так, что собственная частота гироскопа будет ниже собственной частоты гиростабилизатора.

#### б/ Исполнительный гидродвигатель с нагрузкой

Исполнительный гидродвигатель включает в себя три элемента:

- управляющий электромагнит;
- золотниковый распределитель, охваченный изодромной обратной связью;
- исполнительный цилиндр с выходным валом, на котором находится нагрузка;

Управляющий электромагнит служит для создания перемещения на золотниковом распределителе, подающем питающую жидкость в полости исполнительного цилиндра.

Передаточная функция электромагнита

$$W_{эм}(p) = \frac{\Theta}{T_{упр}} = \frac{K_{эм}}{1 + T_{эм} p} \dots \dots \dots \sqrt{11-10}$$

где:

$$T_{ЭМ} = \frac{L}{R}$$

$L$  - индуктивность управляющей обмотки;

$R$  - сопротивление управляющей обмотки;

$K_{ЭМ}$  - крутизна характеристики электромагнита;

$\theta$  - угол поворота якоря электромагнита.

В качестве золотникового распределителя применен плоский П-образный золотник с тягой от управляющего электромагнита.

Вывод передаточной функции золотникового распределителя математически сложен, поэтому приводим сразу окончательную формулу:

$$W_{зол}(p) = \frac{M}{\theta} = \frac{K_{зол}}{1 + 2\xi_{дв} T_{дв} p + T_{дв}^2 p^2}$$

где:

$$K_{зол} = \frac{1}{K_{гп}} - \text{коэффициент усиления};$$

$\xi_{дв}$  - коэффициент затухания собственных колебаний золотника;

$$T_{дв} = \frac{A}{K_{гп}} - \text{постоянная времени золотникового распределителя.}$$

Золотниковый распределитель, под действием приложенного воздействия электромагнита, перемещается и открывает доступ рабочей жидкости в одну из рабочих полостей исполнительного цилиндра, при этом из другой полости происходит слив жидкости. Под действием создавшейся разности давления  $\Delta P$ , на оси исполнительного цилиндра получается момент  $M_p$ , перемещающий антенну со скоростью  $\dot{\Delta \alpha}$ .

Для обеспечения устойчивости, золотниковый распределитель охвачен скоростной обратной связью - изодромом.

Скоростная обратная связь позволяет получить дифференцирование, причем выбором постоянной времени изодрома можно получить максимальный избыток фазы на требуемой частоте.



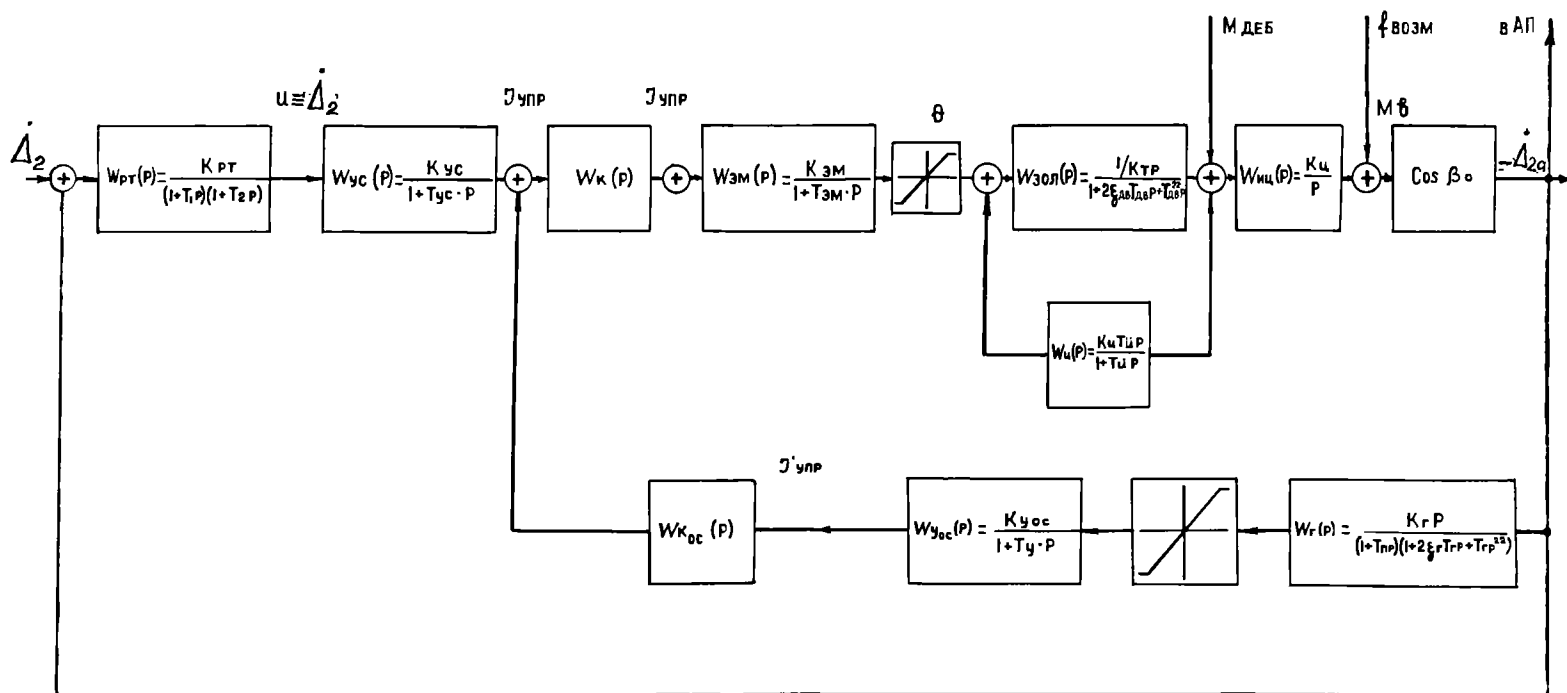


Рис. II-3. Реальная структурная схема гиросtabilизатора

Передаточная функция изодрома

$$W_u(p) = \frac{K_u T_u \cdot p}{T_u p + 1}$$

Передаточная функция золотникового распределителя, охваченного скоростной обратной связью типа изодром принимает следующий вид:

$$W_{зол}(p) = \frac{K_{зол}(T_u \cdot p + 1)}{(T^2 p^2 + 2\xi \cdot T \cdot p + 1)(T_k \cdot p + 1)} \dots (\bar{II} - 11a)$$

где:

$T, T_k$  — новые постоянные времени.

Исполнительный гидромотор представляет собой две полости, разделенные движущейся лопастью, жестко связанной с выходным валом.

Такая конструкция исполнительного цилиндра позволяет сразу получить на выходном валу вращательное движение в то время, как обычные исполнительные цилиндры поступательного движения /прямоходные/ должны иметь кинематическое звено для преобразования его во вращательное.

Передаточная функция исполнительного цилиндра

$$W_{uc}(p) = \frac{\dot{\Delta a}}{M} = K_{uc} \dots \dots \dots / \bar{II} - 12 /$$

где:

$K_{uc}$  — крутизна механической характеристики исполнительного цилиндра.

— С учетом изодрома передаточная функция всего гидромотора /электромагнита, золотника и цилиндра/ будет иметь вид:

$$W_{\partial\partial}(p) = \frac{\dot{\Delta}_a}{T_{\text{упр}}} = \frac{K_{\partial\partial}(1 + T_u \cdot p)}{(1 + T_{\text{эм}} \cdot p)(T \cdot p^2 + 2\xi \cdot T \cdot p + 1)(1 + T_k \cdot p)} \dots (\text{II-13})$$

где:  $K_{\partial\partial} = K_{\text{эм}} \cdot K_{\text{зон}} \cdot K_{\text{цц}}$

в/ Усилитель управляющего сигнала

В качестве усилителя управляющего сигнала может быть применен любой усилитель /ламповый, транзисторный или магнитный/.  
 Во всех случаях передаточная функция усилителя

$$W_{\text{ус}}(p) = \frac{T_{\text{упр}}}{U_{\text{упр}}} = \frac{K_{\text{ус}}}{1 + T_{\text{ус}} \cdot p} \dots (\text{II-14})$$

г/ Корректирующая цепь.

Так как пока еще не рассматривались возможные пути достижения устойчивости контура стабилизации и управления, то примем передаточную функцию коррекции как  $W_k(p)$ .

д/ Антенна головки самонаведения.

Антенна является нагрузкой исполнительного двигателя и в расчет вводится момент инерции ее, приведенный к валу гидродвигателя.

е/ Усилитель обратной связи.

Элемент, служащий для усиления сигнала обратной связи, поступающего с дифференцирующего гироскопа, Усилитель можно взять любой.

з/ Коррекция обратной связи.

Передаточную функцию коррекции обратной связи примем равной:

$$W_{\text{кос}}(p)$$

Рассмотренная структурная схема, реализованная реальными элементами с реальными передаточными функциями, приведена на рис.П-3.

§ 4. Функциональная схема гидравлического привода  
антенны головки самонаведения

Функциональная схема канала тангажа гидропривода приведена на рис. /П-4/.

Рассмотрим возможные режимы работы системы гидропривода, внешние функциональные связи, прохождение и преобразование управляющих сигналов.

Согласно ТТЗ привод антенны должен обеспечивать следующие режимы работы и выдачу следующих сигналов во внешние цепи:

- а/ выставку начального угла РСЛ на стартовой установке;
- б/ автосопровождение цели на стартовой установке;
- в/ удержание неизменным направления на цель в режиме автономного полета;
- г/ автосопровождение цели в режиме управляемого полета;
- д/ развязку антенны головки самонаведения от возмущающих воздействий, приложенных к корпусу ракеты;
- е/ выдачу сигнала, пропорционального положению антенны, в автопилот в режиме управляемого полета;
- ж/ выдачу сигнала, пропорционального проекциям абсолютной угловой скорости, на оси управления;
- з/ выдачу сигнала стабилизации ракеты по крену при наведении по угловой скорости перемещения линии визирования  $\omega_{\alpha}$  вида  $\beta \text{ } 6 \text{ } \text{sec}^{-1}$ ;
- и/ выдачу сигналов нулевого положения антенны;
- к/ выдачу сигнала прихода ракеты в стабилизируемую плоскость при управлении по  $\omega_{\alpha}$  /с внутренней рамки/;
- л/ выдачу сигнала запоминания начального угла отклонения по тангажу.

Рассмотрим работу схемы в вышеперечисленных режимах работы и преобразование поступающих сигналов.

При выставке начального угла РСЛ, вся ракета на стартовой установке поворачивается в направлении на цель и выставка РСЛ происходит лишь в вертикальной плоскости по команде "выставка".



При этом сигнал, пропорциональный разности положений движков потенциометров антенны и пульта выставки, поступает на вход усилителя и далее на исполнительный двигатель, который перемещает антенну, а следовательно и движок потенциометра, до исчезновения сигнала разности на входе усилителя.

В это время антенна по курсу удерживается строго по продольной оси ракеты, что обеспечивается подачей сигнала "0" на вход усилителя.

После перехода на автосопровождение цели на старте, антенна обеспечивает это путем подачи высокочастотного сигнала отклонения РСЛ от линии визирования снаряд-цель на приемное устройство системы, которое подает сигнал, пропорциональный углу отклонения РСЛ от линии визирования на вход усилителя системы управления.

Такой же сигнал поступает во всех последующих режимах работы головки самонаведения, что обеспечивает непрерывное удержание цели в равноточной зоне за счет перемещения антенны под действием поступающего сигнала.

Сигнал разности положений выдается в виде управляющего напряжения, которое преобразуется в управляющий ток, поступающий на электромагнит, который в свою очередь, перемещает золотниковый распределитель, создающий избыток давления /движущий момент/ в одной из рабочих полостей исполнительного цилиндра. Поворотная лопасть исполнительного цилиндра перемещается под действием прикладываемого момента с определенной скоростью; зависящей от крутизны механической характеристики двигателя  $\dot{\varphi} = f(M)$  до того момента, пока скорость /или угол/ перемещения антенны не станут равны скорости /или углу/ перемещения равноточной зоны относительно линии снаряд-цель, а следовательно и разностный сигнал не станет равным нулю.

После старта, за счет разности моментов пороховых ускорителей, ракета может совершать вращение вокруг продольной оси /до 3-х оборотов/. В это время ракета не управляется на траектории и антенна обязана удерживать неизменным направление оси  $X_z$  на цель за счет сигналов высокочастотного тракта, отрабатываемых гидродвигателями на осях управления  $Y$  и  $Z$ .

После окончания работы ускорителей, ракета приводится автопилотом в плоскость стабилизации или по сигналу свободного гироскопа, или по сигналу с внутренней рамы стабилизатора /при управлении по угловой скорости рассогласования линии визирования, т.е. стабилизации в горизонтальной плоскости/.

Во время приведения ракеты в плоскость стабилизации, антенна также должна удерживать неизменным направление оси  $X_2$  в пространстве.

Контур управления ракетой по сигналу рассогласования линии визирования - РСЛ, исходя из требований высокой помехозащищенности канала управления и меньшего влияния флуктуаций и фиддинга сигнала на систему управления при невысоких скоростях изменения полезного сигнала, должен быть узкополосным с добротностью по скорости порядка  $/5 \div 8/$  1/сек и собственной частотой порядка  $/1 \div 1,5/$  гц.

Контур управления является астатическим первого порядка по отношению к сигналу управления за счет астатизма исполнительного двигателя в прямой цепи управления.

Во время полета ракеты, за счет возмущающих воздействий, вызываемых колебаниями ракеты вокруг центра масс, антенна головки самонаведения также совершает подобные колебания, вызывающие отклонение РСЛ антенны от линии визирования, что вызывает появление ложного сигнала на АП, пропорционального угловой скорости /или углу/ отклонения РСЛ под действием возмущающего воздействия.

Другими словами, за счет колебаний антенны совместно с ракетой, на рули поступает ложный сигнал, уводящий ракету с траектории.

Для развязки антенны головки самонаведения от колебаний корпуса снаряда имеется контур стабилизации антенны - собственно гироскопический стабилизатор.

Контур стабилизации, исходя из поставленных перед ним задач, должен быть достаточно широкополосным, т.к, частота возмущающих воздействий лежит в пределах от 0,4 гц до 3гц и соответственно с этим собственная частота контура стабилизации должна быть порядка  $15 \div 18$  гц.

Кроме этого, контур стабилизации должен подавлять колебания корпуса ракеты, приложенные к антенне так, чтобы остаточные искажения антенны были не более определенной величины.

Контур стабилизации антенны головки самонаведения сформирован так, что его собственная частота порядка 15 гц и подавление на заданных частотах рысканий корпуса ракеты /от 0,4гц до 3-х гц/ в пределах от 46 дб до 32 дб.

Это обеспечивается высоким коэффициентом усиления /порядка 60дб/.

Контур стабилизации является статическим по отношению к возмущающим воздействиям, т.е. имеет "уход" под действием постоянных моментов /например  $M_{зд}$ , перегрузочные моменты при маневре и т.д./, что накладывает специфичные требования на элементы контура. Подробнее эти вопросы рассматриваются в главе III в разделе "Анализ возможных ошибок гиростабилизатора". Контур стабилизации выдает во внешние цепи сигналы, соответствующие величинам проекции абсолютной угловой скорости  $\omega_d$  на координатные оси /  $\omega_1$  и  $\omega_2$  /, но не в чистом виде, а в виде:

$$\dot{\Delta}_1 + \Delta \omega_{py} \quad \dot{\Delta}_2 + \Delta \omega_{pz}$$

где:

$\Delta \omega_{py}$  и  $\Delta \omega_{pz}$  - величины остаточных рысканий антенны.

Для обеспечения требований е, з, и, к и л на осях антенны располагаются потенциометрические датчики положения антенны, датчики запоминания начального угла отклонения РСЛ по тангажу и датчики сигнала стабилизации ракеты по крену.

Сигнал стабилизации ракеты по крену, выдаваемый с гиростабилизатора в режиме управления по угловой скорости линии визирования  $\omega_d$  должен иметь вид  $\beta \cos \epsilon$  и сниматься с внутренней рамы гиростабилизатора. Поэтому выдача сигнала происходит с 2-х потенциометров, один из которых находится на оси тангажа и выдает напряжение пропорциональное  $\cos \epsilon$ , которое поступает на запитку второго потенциометра, движок которого связан с курсовой осью и перемещается по закону изменения  $\beta$ . Результирующий сигнал вида  $\beta \cos \epsilon$  поступает в автопилот. Математическое обоснование требования сигнала подобного вида видно из рис. 1-3.

Кроме того, имеются микропереключатели для выдачи сигналов нулевого положения антенны и прихода антенны в стабилизируемую плоскость.



## § 5. Описание принципиальной схемы гидропривода

При составлении принципиальной схемы за основу была принята рассмотренная выше функциональная схема.

Принципиальная схема гидропривода антенны головы самонаведения представлена на рис. II-5.

Схема имеет два идентичных канала: курса и тангажа.

Карданный подвес на схеме не показан, а зеркало антенны для наглядности изображено в каждом канале.

Каждый из каналов состоит из следующих основных элементов.

1. Двух-каскадного магнитного усилителя /блок КСНГ-I-21/, каждый каскад которого состоит, в свою очередь, из модулятора, усилителя переменного тока и фазового детектора.

2. Гидромотора, состоящего из управляющего электромагнита и золотникового распределителя /блок КСНГ-I-22/ и рабочего цилиндра с выходным валом /блок КСНГ-I-23/.

3. Гироскопа малых скоростей/или точный/ - блок КСНГ-I-27 с усилителем /блок КСНГ-I-28/

4. Гироскопа больших скоростей /или грубый/ блок КСНГ-I-24.

5. Блока потенциометров

/по оси тангажа - блок КСНГ-I-25; по оси курса - блок КСНГ-I-26/.

6. Корректирующих цепей /на принц.схеме не показаны/.

Для взаимодействия основных элементов в схеме имеются коммутационные реле, соединительные цепи с согласующими и регулировочными сопротивлениями, а также общее /для обоих каналов/ арретирующее устройство. /

Рассмотрим отличие данной принципиальной схемы от функциональной рис. II-4.

Как видно, в принципиальной схеме отсутствует как отдельный элемент усилитель обратной связи и добавлен грубый гироскопический датчик. Это объясняется тем, что применяемый магнитный усилитель имеет несколько отдельных входов, соответственно с различными коэффициентами усиления сигналов. Это позволяет несколько упростить

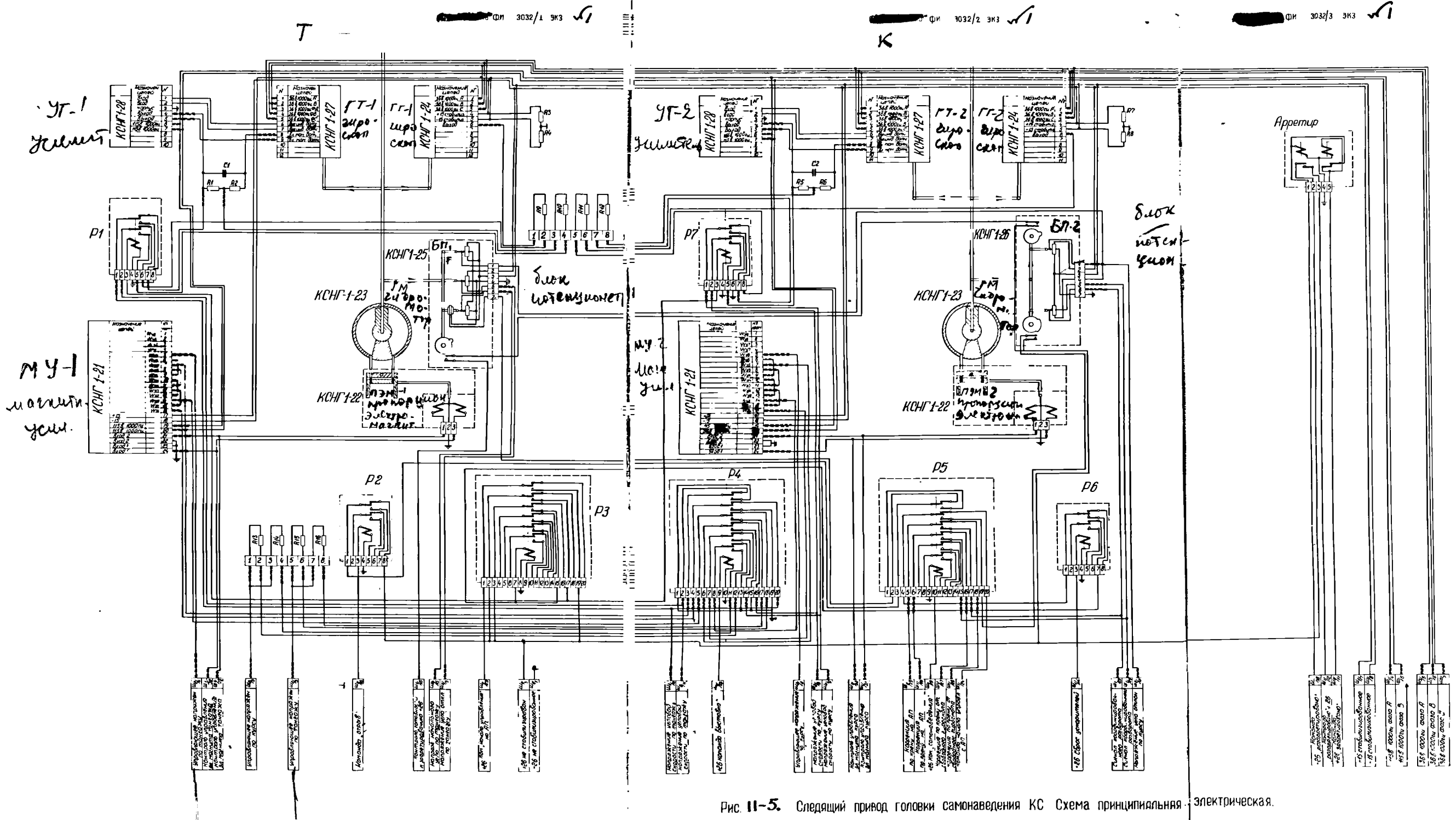


Рис. 11-5. Следящий привод головки самонаведения КС. Схема принципиальная. Электрическая.

схему, заменив усилитель обратной связи подачей сигнала обратной связи с гироскопического датчика на отдельный вход магнитного усилителя. Это же позволяет так подобрать коррекцию в прямой цепи сигнала управления, что она корректирует лишь широкополосный контур стабилизации, не оказывая влияния на узкополосный контур управления.

Кроме этого, для удержания неизменным направления на цель продольной оси антенны /  $X_z$  / при больших скоростях вращения вокруг продольной оси /при автономном полете ракеты/, вводится второй гироскопический датчик, с диапазоном измеряемых скоростей до  $200^\circ/\text{сек}$  /типа 688Г из 9 таблица № I/.

Усилитель гироскопического датчика входит во внутренний контур гироскопа и служит для усиления сигналов, идущих с индукционного датчика гироскопа /напряжения, пропорционального проекциям  $\omega_z$  на оси управления/.

Рассмотрим кратко работу схемы.

Полный цикл работы схемы состоит из трех режимов:

1. Режим выставки РСЛ в направлении на цель.
2. Режим автосопровождения цели на этапе автономного полета.
3. Режим автосопровождения цели на этапе управляемого полета.

Переключение режимов осуществляется по соответствующим командам, поступающим с пульта стартовой установки и программного механизма на обмотки коммутационных реле.

Первой командой, поступающей в схему, является команда "разарретирование" + 26в, поступающая на арретир с наземного пульта управления.

По этой команде арретир освобождает антенну и подает сигнал контроля на пульт.

После разарретирования антенны схема подготовлена для работы в режиме "автосопровождения цели на этапе автономного полета".

Для перевода схемы в режим "выставка РСЛ в направлении на цель" подается команда "выставка РСЛ".

Эта команда выдается с пульта стартовой установки в виде напряжения + 26в и поступает на обмотку реле Р4.

Реле Р4 осуществляет следующую коммутацию /по обоим каналам/:

а/ отключает обмотку магнитного усилителя от выходных концов гироскопа больших скоростей и замыкает ее на землю /для устранения влияния помех/

б/ переключает входное сопротивление усилителя, изменяя его коэффициент усиления по входному сигналу.

На управляющую обмотку магнитного усилителя в режиме "выставка РСЛ в направлении на цель" подается напряжение, пропорциональное разности положений движков 2-х потенциометров: потенциометра положения антенны и задающего потенциометра пульта стартовой установки.

Это напряжение подводится через штепсельный разъем. /Штырьки Ш2/4 и Ш2/5 - по тангажу и Ш2/2 и Ш2/3 - по курсу/.

Через эти же штырьки в режимах "автосопровождение цели на этапе автономного полета и "автосопровождение цели на этапе управляемого полета" управляющее напряжение подается с блока КС-9.

Коммутация управляющего напряжения производится по команде "выставка РСЛ" в блоке КС-9.

Под действием управляющего сигнала /усиленного и преобразованного в перемещение выходного вала гидромотора/, антенна перемещается до тех пор, пока положение движков не станет идентичным и разностный сигнал будет равен нулю.

Так как выставка РСЛ производится только по каналу тангажа /по курсу ракета перемещается совместно со стартовой установкой/, то в режиме выставки на вход усилителя канала курса подается нулевой сигнал, соответствующий положению продольной оси антенны по продольной оси ракеты.

После снятия команды "Выставка РСЛ" схема вновь переводится в режим автосопровождения цели на этапе автономного полета.

При этом управляющий сигнал поступает с блока КС-9, а на вторую обмотку магнитного усилителя подается сигнал с выхода гироскопа больших скоростей.

Этап автономного полета длится от момента отрыва ракеты от стартовой установки до получения команды "начало управления".

Схема предусматривает два способа управления ракетой; управления по углу и по угловой скорости перемещения линии визирования.

При управлении по углу перемещения линии визирования команда "Начало управления", а также сигнал, выдаваемый в канал крена автопилота для приведения ракеты в плоскость стабилизации выдаются от свободного гироскопа, установленного в автопилоте, а при управлении по угловой скорости - с внутренней рамки /канал курса/ привода антенны головки самонаведения.

Переключение способов управления производится реле Р5.

На обмотку реле Р5 подается команда "самонаведение" в виде напряжения + 26 вольт. Эта команда может подаваться либо с пульта стартовой установки, либо с программного механизма.

Если команда "самонаведение" не подается, то происходит управление ракетой по углу перемещения линии визирования.

Если же команда "самонаведение" подается, то реле Р5 срабатывает, выдает в автопилот команду "начало управления" и сигнал в канал крена автопилота для приведения ракеты в плоскость стабилизации.

Для выдачи команды "начало управления" в блоке потенциометров КСНГ-1-26 имеется кулачок и микровыключатель, контакты которого при повороте кулачка на угол  $\pm 15^\circ$  от нулевого /начального/ положения находятся в замкнутом состоянии,

Команда "начало управления" выдается в автопилот в виде напряжения + 26 вольт через контакты реле Р5, Р3 и Р6.

Реле Р6 срабатывает по команде "сброс ускорителей".

Таким образом, исключается возможность появления ложного сигнала при отработке антенной кренового разворота при автономном полете ракеты.

— Реле Р3 является промежуточным.

Оно срабатывает по команде "начало управления" и самоблокируется.

Для приведения ракеты по крену в плоскость стабилизации, выдается сигнал вида  $\propto \cos \epsilon$ .

По команде "начало управления" срабатывают реле Р1 и Р7 и на обмотку магнитного усилителя подключают выход гироскопа малых скоростей, отключая одновременно выход гироскопа больших скоростей. При управлении ракетой по углу перемещения линии визирования выдается сигнал начального угла отклонения по тангажу.

Этот сигнал снимается с потенциометра, установленного в блоке потенциометров КСНГ-I-25.

Движок этого потенциометра подключается к выходной оси посредством электромагнитной муфты, Сигнал начального угла отклонения по тангажу выдается после подачи команды "отрыв".

При подаче команды "отрыв" снимается напряжение с обмотки реле Р2, реле отпускает и через контакты реле Р5 подает + 26в на обмотку муфты.

При подаче команды "самонаведение" контакты реле Р5 снимают напряжение с муфты и выдача сигнала начального угла отклонения по тангажу прекращается.

На штепсельный разъем выведены по обоим каналам следующие сигналы:

- а/ сигнал положения антенны;
- б/ сигнал, пропорциональный проекциям абсолютной угловой скорости на оси управления.

В случае отмены боевой готовности, антенна может быть заарретирована, для чего вновь подается команда "выставка РСЛ". Задающие потенциометры пульта выставляются на ноль и, при приходе антенны в нулевое положение, с датчиков нулевого положения выдается соответствующий сигнал, после чего подается команда "заарретирование".

Датчики нулевого положения расположены в блоках потенциометров и представляют собой кулачки с микровыключателями, контакты которых замкнуты при повороте оси на угол  $\pm 0,5^{\circ}$  от нулевого /начального/ положения осей.

### В ы в о д ы

Рассматриваемые в данной главе структурная и функциональная схемы системы гиросtabilизатора, составлены на основании материала главы I и позволяют провести реализацию полученной структурной схемы реальными элементами, вывести их передаточные функции по отношению к приложенным воздействиям.

Составленная функциональная схема дает возможность проследить преобразование действующих на систему сигналов в процессе прохождения их через элементы схемы, связь системы с остальными элементами общего контура самонаведения.

На основании функциональной схемы были составлены принципиальная схема системы гидропривода и разработана конструкция.

Данные в главе характеристики элементов, дают возможность составить передаточную функцию системы и провести расчет на устойчивость и точность.

### Г Л А В А    Ш

#### РАСЧЕТ СИСТЕМЫ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ПРИВОДА АНТЕННЫ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕНИЯ НА УСТОЙ- ЧИВОСТЬ И ТОЧНОСТЬ

Как видно из функциональной схемы гиросtabilизатора /или гидравлического привода/, рис. II-4, всю систему нужно рассматривать как два взаимосвязанных контура – контур управления и контур стабилизации. При этом, как уже рассматривалось в главе II § 4, требования, стоящие перед обоими контурами существенно различны.

В данной главе приводится вывод критериев, на основании которых может быть произведена оценка качества создаваемой системы и производится расчет обоих контуров на устойчивость и точность.

Благодаря тому, что вся система рассматривается в линейном приближении /т.е. считая, что все элементы имеют линейные характеристики в области рассматриваемых величин воздействий при существенно малых приращениях самих воздействий/, применение в дальнейшем принципа суперпозиции позволяет распространить понятие устойчивости контуров в отдельности к каждому воздействию на всю систему в целом по отношению к суммарному воздействию.

#### § I. Критерии качества гиросtabilизатора

За критерии качества целесообразно принять следующие:

1. Критерий точности
2. Критерий работоспособности.

Оба критерия выведены на основании формулы § 3 главы I. Введем следующие обозначения передаточной функции разомкнутой петли стабилизатора /рис. II-1/. Для простоты записи будем считать передаточную функцию двигателя как :

$$\frac{K_{\partial\partial}}{1+T_{\partial\partial}\cdot p}$$

$$W(p) = W_r(p) \frac{K_{\partial\partial}}{1+T_{\partial\partial}\cdot p} [D_m \cdot W_k(p) + H \cos \epsilon_0 \cdot p] \cdot \cos \beta_0 \quad \dots / \text{III} - 1 /$$



Тогда общее уравнение формирования сигнала управления может быть записано в следующем виде:

$$\Delta z = \frac{\frac{Y_{cl}(p)}{H} \cdot \Pi(p)}{p + \frac{Y_{cl}(p)}{H} \cdot \frac{\Pi(p)}{1 + \Pi(p)}} \cdot \left[ \omega_z - \frac{\cos \beta_0}{[1 + \Pi(p)] \cdot (1 + T_{\partial \delta} p)} - \frac{\cos \beta_0}{1 + \Pi(p)} \cdot (\omega_x \cdot \cos \epsilon_0 - \omega_y \sin \epsilon_0) \operatorname{tg} \beta_0 - \epsilon_{ck} \right] \quad \dots / \text{III} - 2 /$$

Второе и третье слагаемые соответствуют остаточным возмущениям, не отработанным стабилизатором, четвертое слагаемой соответствует статической ошибке системы.

Все эти ошибки эквивалентны дополнительным угловым скоростям линии визирования. Обозначим их как:  $\omega_p'$ ,  $\omega_p''$  и  $\epsilon_{ck}$

Тогда

$$\Delta z = \frac{\frac{Y_{cl}(p)}{H} \cdot \Pi(p)}{p + \frac{Y_{cl}(p)}{H} \cdot \frac{\Pi(p)}{1 + \Pi(p)}} \cdot (\omega_z - \omega_p' - \omega_p'' - \epsilon_{ck}) \quad \dots / \text{III} - 2a /$$

$$\omega_p' = \frac{\cos \beta_0}{[1 + \Pi(p)] \cdot (1 + T_{\partial \delta} p)} \omega_z \quad \dots / \text{III} - 3 /$$

$$\omega_p'' = \frac{\cos \beta_0}{[1 + \Pi(p)]} (\omega_x \cdot \cos \epsilon_0 - \omega_y \cdot \sin \epsilon_0) \operatorname{tg} \beta_0 \quad \dots / \text{III} - 4 /$$

$$\epsilon_{ck} = \sqrt{\sum \omega_{инстр}^2 + \omega_{стат}^2} \quad \dots / \text{III} - 5 /$$

где:  $\sum \omega_{инстр}$  — сумма инструментальных ошибок элементов  
 $\omega_{стат}$  — статическая ошибка контура стабилизации.

Исходя из этих уравнений, критерий точности можно записать как:

$$\left. \begin{aligned} \omega_{p\text{дон}}' &\geq |\omega_p'| \\ \omega_{p\text{дон}}'' &\geq |\omega_p''| \\ \varepsilon_{ск\text{дон}} &\geq |\varepsilon_{ск}| \end{aligned} \right\} \dots \text{III-6/}$$

где:  $|\omega_p'|, |\omega_p''|, |\varepsilon_{ск}|$  - установившиеся значения ошибок.

Под работоспособностью можно понимать следующее:

При наличии колебаний снаряда все координаты в цепи управления гиросtabilизатором претерпевают вынужденное движение. При этом, если какая-либо координата достигает ограничения, цепь управления разрывается и точность стабилизации резко уменьшается. Такими опасными, с точки зрения возможного ограничения, координатами являются угол отклонения гироскопа  $\gamma$  и момент двигателя  $M_{дв}$ .

Поэтому для надежной работы гиросtabilизатора необходимо выполнение следующих неравенств;

$$\left. \begin{aligned} |\gamma| &\leq \gamma_{max} \\ |M| &\leq M_{max} \end{aligned} \right\} \dots \text{III-7/}$$

где:  $|\gamma|, |M|$  - наибольшие амплитудные значения соответствующих величин, вызванные всеми типами воздействий.

## § 2. Требования к контуру стабилизации гиросtabilизатора

Контур стабилизации антенны головки самонаведения от рысканий корпуса ракеты должен удовлетворять следующим требованиям:

1. Контур стабилизации, включающий в себя гироскопический датчик, усилитель, коррекцию и гидравлический двигатель должен обеспечивать ослабление колебаний ракеты вокруг поперечных осей  $Y_c$  и  $Z_c$  в соответствующих осях ракеты  $Y_z$  и  $Z_z$  не менее 40дб на частоте 1,5гц и 46дб на частоте 0,4гц, а вокруг продольной оси  $X_c$  ракеты в осях  $Y_z$  и  $Z_z$  антенны не менее 40дб на частоте 3гц и 46дб на частоте 1;5гц.

2. Контур стабилизации должен обеспечивать отработку по осям  $Y_z$  и  $Z_z$  скоростей вращения ракеты вокруг продольной оси  $X_c$  под действием ускорителей и при приведении ракеты по крену в плоскость стабилизации /скорости порядка 300°/сек/.

### § 3. Расчет контура стабилизации

Передаточная функция  $\Pi(p)$  разомкнутой петли стабилизатора в рассматриваемом случае по отношению к возмущающему воздействию  $f(p)$  равна /рис.П-3/

$$\Pi(p) = W_{эм}(p) \frac{W_{зоп}(p)}{1 + W_{зоп}(p) W_u(p)} \cdot W_{уц}(p) \cdot W_r(p) \cdot W_{усac}(p) \cdot W_k(p) \cdot \cos \beta_0 \quad \dots /III-8/$$

В случае работы системы с точным гироскопическим датчиком, передаточная функция которого  $W(p) = \frac{K_r p}{(1 + 2\xi_r T_r p + T_r^2 p^2)(1 + T_{np} p)}$  передаточная функция  $\Pi(p)$  имеет вид:

$$\Pi(p) = \frac{K(1 + T_u p) \cdot \cos \beta_0}{(1 + T_{эм} p)(1 + 2\xi_r T_r p + T_r^2 p^2)(T_k p + 1)(1 + 2\xi_r T_r p + T_r^2 p^2)(T_{np} p + 1)(T_{уc} p + 1)} W_k(p) \quad \dots /III-9/$$

где:

$$K = K_{эм} \cdot K_{уц} \cdot K_r \cdot K_{усac} \cdot K_{зоп}$$

На рис. III-1,2 приведены логарифмические амплитудно-фазовые характеристики, построенные для передаточной функции  $\Pi(p)$  при следующих значениях параметров примененных элементов /при  $\beta_0 = 0$  /,

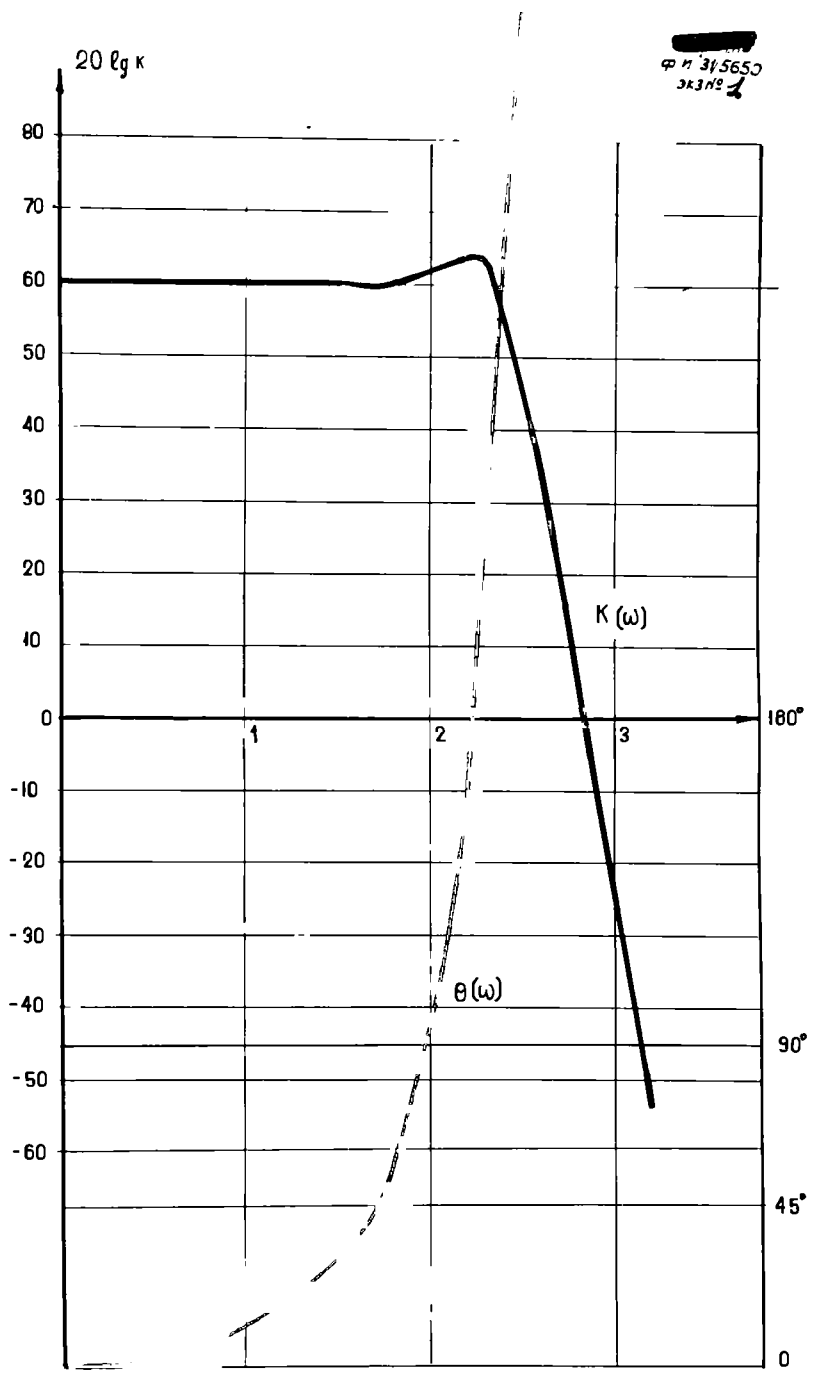


Рис. III-1. Логарифмические амплитудно-фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $P(p)$  разомкнутой петли контура стабилизации при  $[W_k(p)=1]$

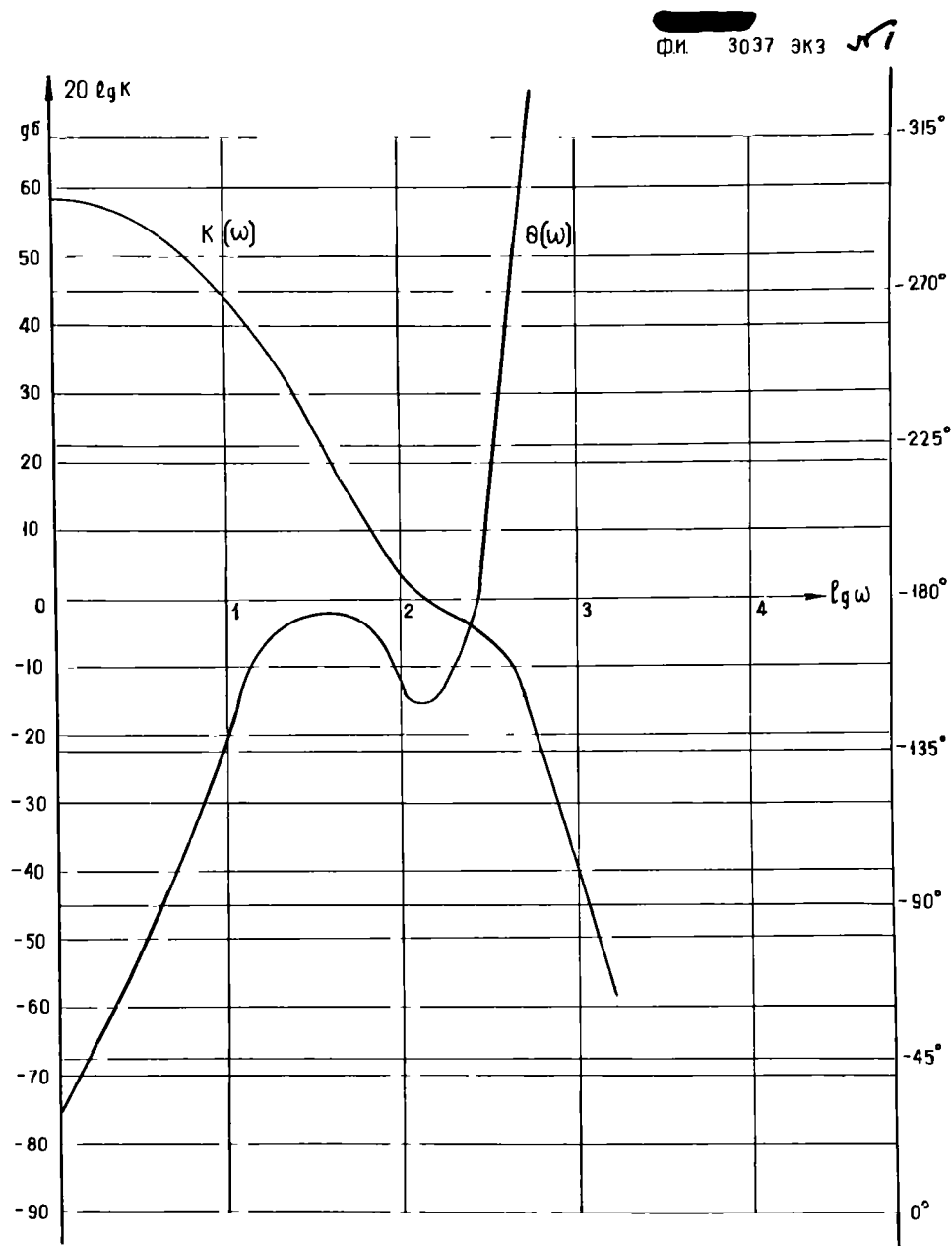


Рис. III-2. Логарифмические амплитудно-Фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $P(p)$  с коррекцией

постоянная времени электромагнита

$$T_{эм} = 0,004 \text{ сек}$$

крутизна рабочей характеристики электромагнита

$$K_{эм} = 0,03 \text{ град/ма}$$

постоянная времени золотникового распределителя охваченного скоростной обратной связью

$$T = 0,0026 \text{ сек} \quad T_K = 0,055 \text{ сек}$$

постоянная времени скоростной обратной связи /изодрома/

$$T_u = 0,016 \text{ сек}$$

коэффициент передачи золотникового распределителя

$$K_{зол} = 5 \text{ кгм/град}$$

коэффициент передачи изодрома  $K_u = 0,5$

коэффициент демпфирования  $\xi = 0,2$

коэффициент передачи исполнительного цилиндра  $K_{иц} = 60 \frac{\text{град/сек}}{\text{кгм}}$

постоянная времени гироскопа /точного/  $T_r = 0,0035 \text{ сек}$

коэффициент демпфирования гироскопа  $\xi_r = 0,4$

постоянная времени электрической пружины гироскопа  $T_{пр} = 0,04 \text{ сек}$

крутизна рабочей характеристики гироскопа /совместно с датчиком/

$$K_r = 0,25 \frac{\text{в}}{\text{град/сек}}$$

постоянная времени усилителя обратной связи  $T_{ус} = 0,002 \text{ сек}$

коэффициент усиления усилителя обратной связи  $K_{ус} \approx 500 \frac{\text{мв}}{\text{в}}$

Контур стабилизации гиростабилизатора имеет достаточно широкую полосу пропускания /порядка 10-18гц/, удовлетворяет дополнительным требованиям /подавление 40 дб - 35дб на частотах 1,5гц - 3гц/

Коэффициент усиления контура стабилизации  $\sim 1000 /60дб/$

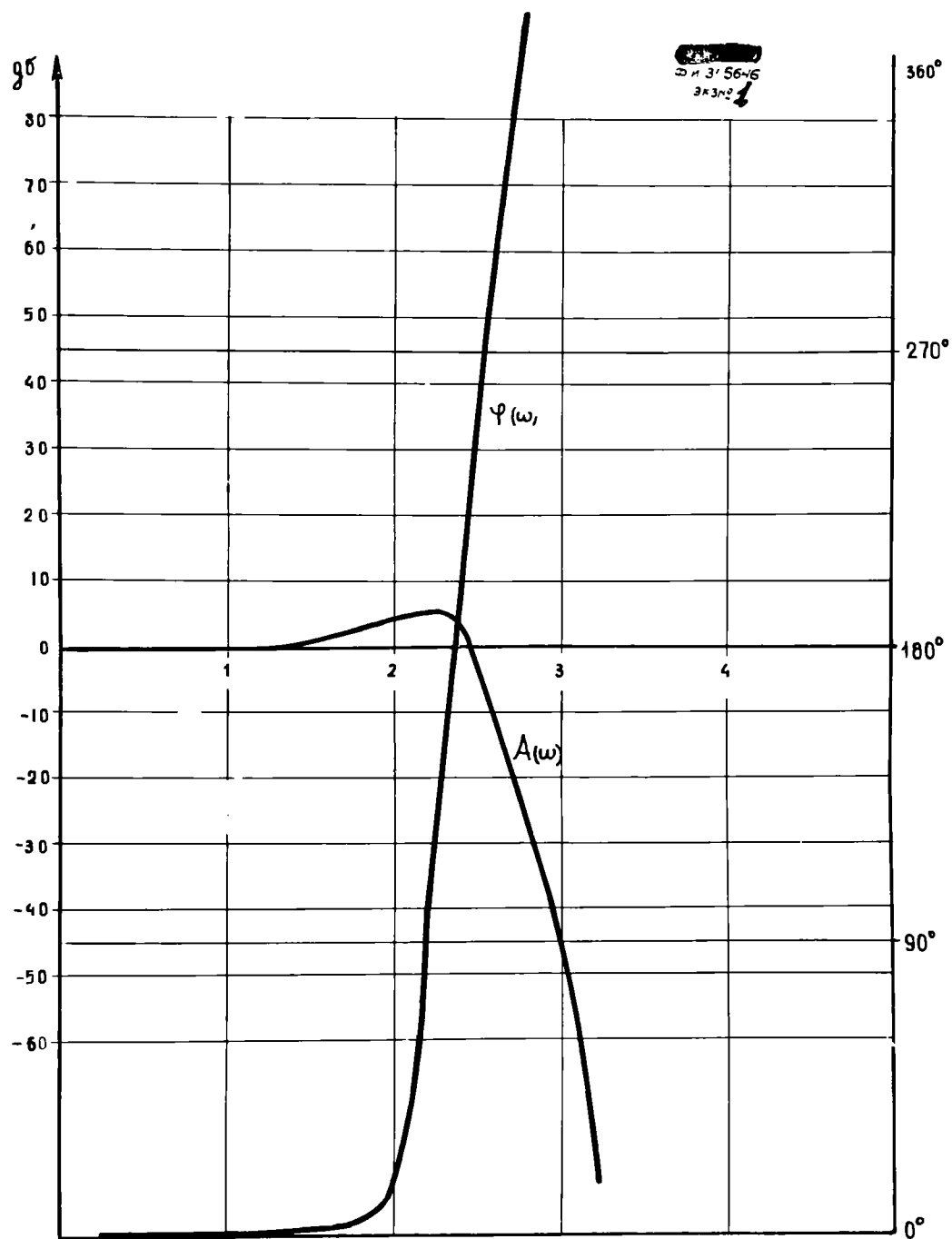


Рис III-3. Логарифмические амплитудно - фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $\frac{P(p)}{1+P(p)}$

Система обладает достаточным запасом по фазе /порядка  $30^0$ / и запасом по амплитуде /порядка 6дб/.

На рис. III-3 приведена амплитудно-фазовая характеристика замкнутой петли гиростабилизатора относительно возмущающего воздействия

Для получения требуемых характеристик контура стабилизации применены корректирующие цепи со следующими передаточными функциями и параметрами. /Рис. III-7/

$$W_{K_1}(p) = \frac{(T_a \cdot p + 1)(T_b \cdot p + 1)}{T_a \cdot T_b \cdot K \cdot p^2 + (T_a \cdot K_1 + T_b \cdot K_2)p + 1}$$

здесь:  $T_a = R_4 \cdot C_2$   $T_a = 0,016 \text{ сек}$

$T_b = R_2 \cdot C_1$   $T_b = 0,004 \text{ сек}$

$$K = \left(1 + \frac{R_1}{R_2}\right) \left(1 + \frac{R_3}{R_4}\right) + \frac{R_1}{R_4} \approx 770$$

$$K_1 = 1 + \frac{R_1}{R_4} + \frac{R_3}{R_4} \approx 38$$

$$K_2 = 1 + \frac{R_1}{R_2} = 26$$

$$W_{K_2}(p) = \frac{T_c \cdot p + 1}{T_d \cdot p + 1}$$

здесь:  $T_c = R_1 \cdot C_1$   $T_c = 0,004 \text{ сек}$

$$T_d = \frac{R_2}{R_1 + R_2} \cdot T_c$$
  $T_d = 0,0004 \text{ сек}$

$$W_{K_3}(p) = \frac{T_f \cdot p^2 + 2\xi_f \cdot T_f \cdot p + 1}{(T_h \cdot p + 1)^2}$$

здесь:  $T_f = C_2 \cdot R_1 \sqrt{R_2 \cdot C_1 \cdot \frac{R_3}{R_1 + R_3}}$

$$T_h = C_2 \cdot R_1 \frac{R_3}{R_1 + R_3} \sqrt{R_2 \cdot C_1}$$

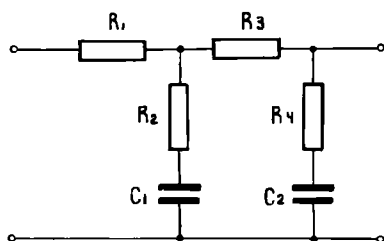
$T_f = 0,00355 \text{ сек}$

$T_h = 0,00062 \text{ сек}$

$\xi_f = 0,4$

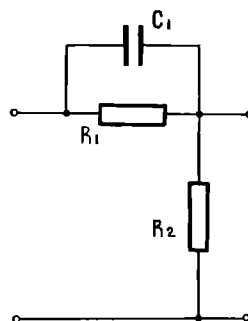


ФИ. 3034 ЭКЗ. ✓1



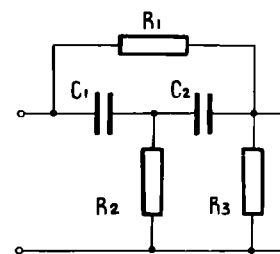
$$W_{K1}(p) = \frac{(T_a p + 1)(T_b p + 1)}{T_a T_b K p^2 + (T_a K_1 + T_b K_2) p + 1}$$

ГДЕ:  $T_a = 0,016$  сек  
 $T_b = 0,004$  сек



$$W_{K2}(p) = \frac{T_c p + 1}{T_d p + 1}$$

ГДЕ:  $T_c = 0,004$  сек  
 $T_d = 0,0004$  сек.



$$W_{K3}(p) = \frac{T_f^2 p^2 + 2\xi_f T_f p + 1}{(T_h p + 1)^2}$$

ГДЕ:  $T_f = 0,00355$  сек  
 $T_h = 0,00062$  сек  
 $\xi_f = 0,4$

Рис. III-7 Вид корректирующих цепей, реализующих передаточные функции  $W_{K1}(p)$ ;  $W_{K2}(p)$  и  $W_{K3}(p)$

Для обеспечения удержания неизменным направления на цель продольной оси антенны /  $X_2$  / при очень больших скоростях вращения ракеты вокруг продольной оси /при автономном полете ракеты/, в схему включен грубый гироскопический датчик. Передаточная функция которого

$$W_p = \frac{K_r}{1 + 2\xi_r T_r p + T_r^2 p^2}$$

где:

$$T_r = 0,0032 \text{ сек} \quad \xi_r = 0,05 \quad K_r = 0,075 \text{ в/о/сек}$$

с грубым гироскопическим датчиком передаточная функция  $\Pi(p)$  разомкнутой петли стабилизатора имеет вид

$$\Pi(p) = \frac{K(\bar{T}_u p + 1) \cdot \cos \beta_0}{(1 + \bar{T}_{\Sigma} p)(1 + 2\xi_r T_r p + T_r^2 p^2)(T_k p + 1)(1 + 2\xi_r T_r p + T_r^2 p^2)(T_{yc} p + 1)} W_k(p) \quad \dots / \text{III} - 10 /$$

где:

$$K = K_{\Sigma} \cdot K_{\Sigma 01} \cdot K_{uc} \cdot K_r \cdot K_{yc}$$

На рис. III-8 приведены логарифмические амплитудно-фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $\Pi(p)$  с грубым гироскопическим датчиком.

При применении грубого гироскопического датчика коэффициент усиления усилителя обратной связи  $K_{yc}$  должен быть понижен, для обеспечения устойчивости контура стабилизации с выбранными корректирующими целями. Контур стабилизации с грубым гироскопическим датчиком имеет полосу пропускания порядка 6гц, но не удовлетворяет дополнительным требованиям /подавление порядка 40-46дб на частотах 3-1,5гц/, что приводит к остаточным рысканиям антенны порядка  $0,5^0$  при рысканиях корпуса ракеты вокруг продольной оси /что не имеет большого значения для режима автономного полета/.

Коэффициент усиления контура стабилизации в этом случае  $\sim 100$ . Система имеет запас по фазе порядка  $30^0$  и запас по амплитуде порядка 6дб.

На рис. III-9 приведена логарифмическая амплитудно-фазовая характеристика замкнутой петли гиростабилизатора относительно возмущающего воздействия  $f(p)$ .

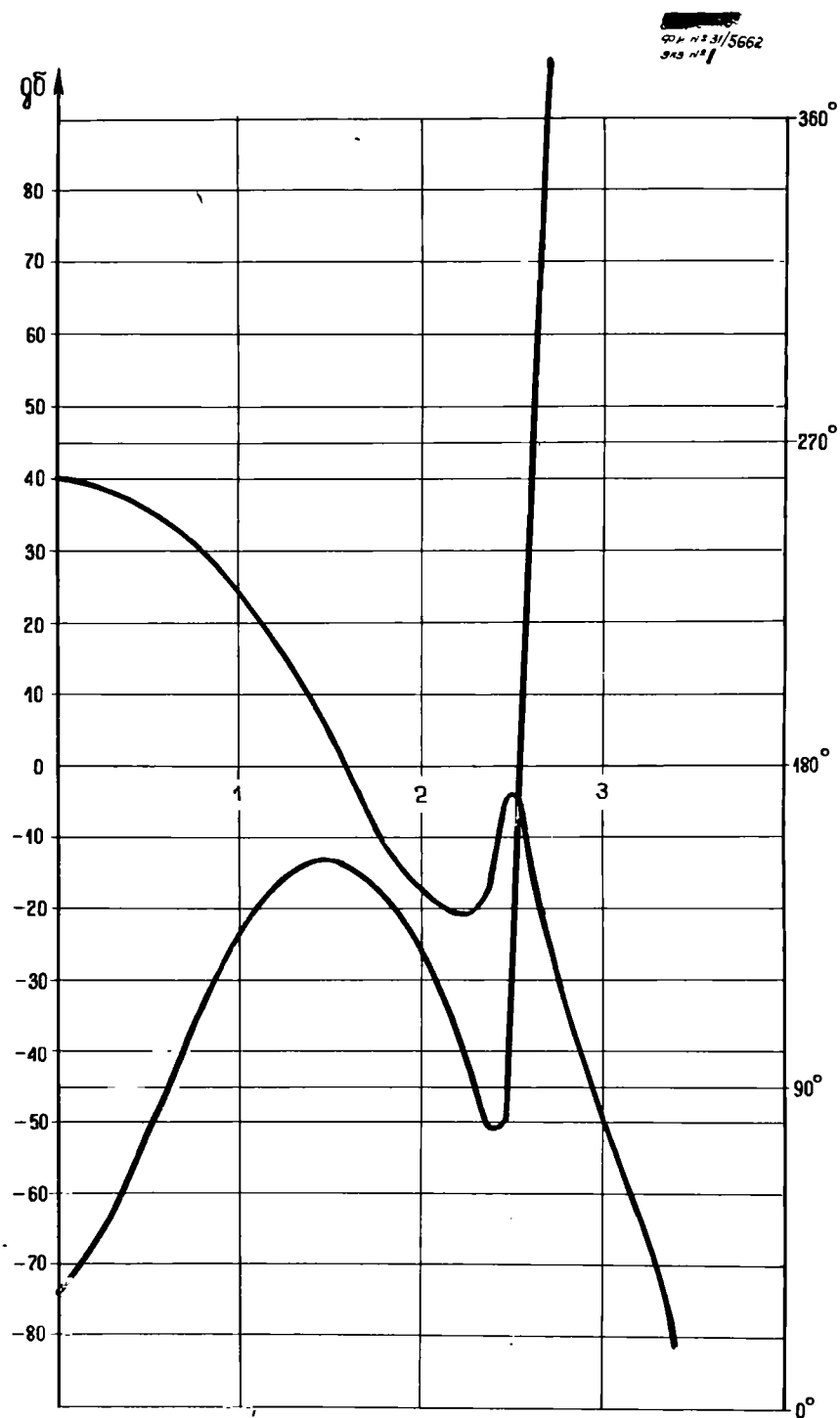


Рис. III-8. Логарифмические амплитудно-фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $P(p)$  с грубым гироскопом

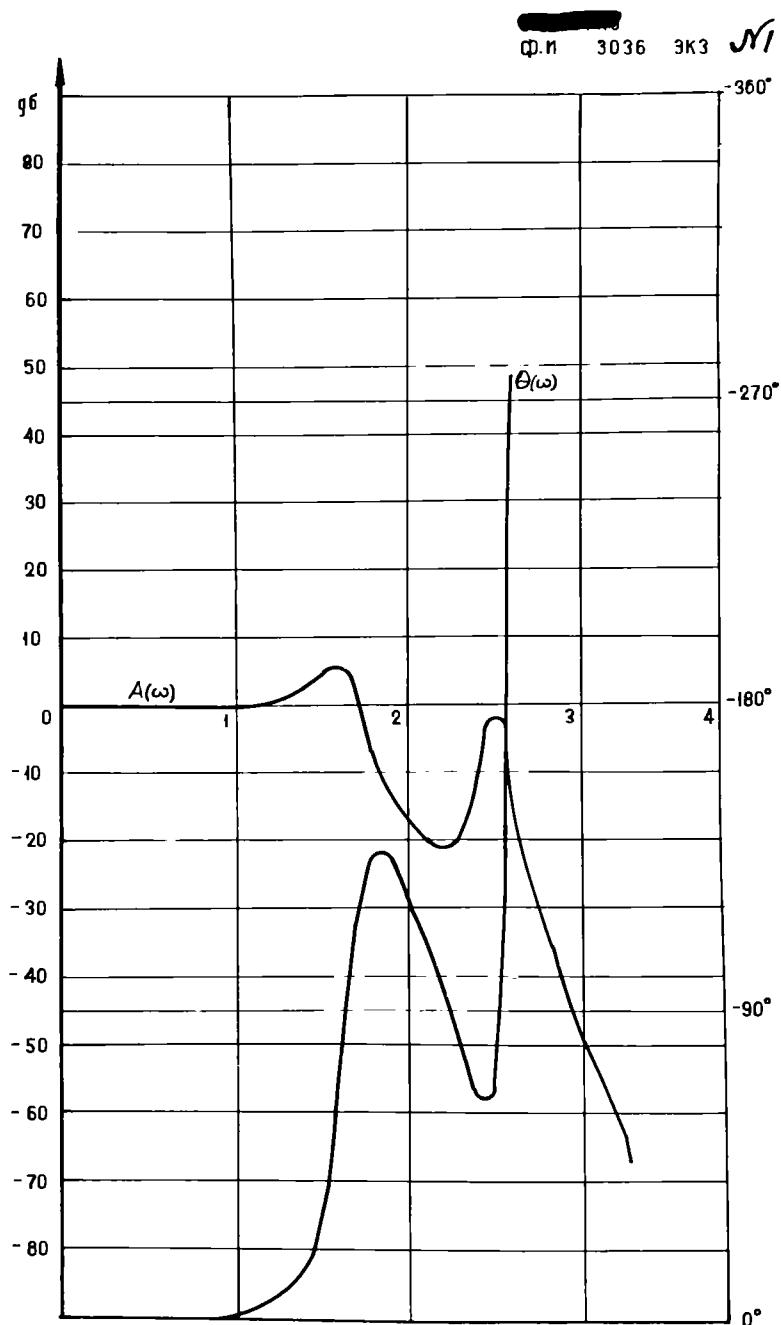


Рис. III-9. Логарифмические амплитудно-фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $\frac{P(p)}{1+P(p)}$  с грубым гироскопом

§ 4. Расчет гиросtabilизатора по отношению  
 к управляющему воздействию

Гиросtabilизатор, согласно ТТЗ, должен иметь добротность по отношению к управляющему воздействию не более 5 I/сек. Передаточная функция гиросtabilизатора в этом случае имеет следующий вид:

$$W_{\text{сиг}}(p) = W_{p.t.}(p) \cdot W_{yc}(p) \cdot W_I(p) \quad \dots / \text{III-11} /$$

где:

$$W_I(p) = \frac{W_{\text{зм}}(p) W_{\text{д}}(p) \cdot W_{\text{и.ч.}}(p) \cdot W_{\text{к}}(p)}{1 + \Gamma(p)} \quad \dots / \text{IV-12} / \quad \text{и} \quad W_{\text{д}}(p) = \frac{W_{\text{зол}}(p)}{1 + W_{\text{зол}}(p) W_{\text{д}}(p)} \quad \dots / \text{III-13} /$$

В развернутом виде эти передаточные функции имеют следующий вид:

$$W_{\text{д}}(p) = \frac{K_{\text{зол}} (T_{\text{д}} \cdot p + 1)}{(1 + 2\xi \cdot T \cdot p + T^2 \cdot p^2) (T_{\text{к}} \cdot p + 1)} \quad \dots / \text{III-13a} /$$

$$W_I(p) = \frac{K_{\text{зм}} (T_{\text{д}} \cdot p + 1)}{p \{ (T_{\text{м}} \cdot p + 1) (1 + 2\xi \cdot T \cdot p + T^2 \cdot p^2) (T_{\text{к}} \cdot p + 1) (1 + 2\xi_f \cdot T_f \cdot p + T_f^2 \cdot p^2) \}^x}$$

$$\times \frac{(T_{\text{н}} \cdot p + 1) (T_{\text{у}} \cdot p + 1) [T_{\text{а}} \cdot T_{\text{б}} \cdot K \cdot p^2 + (T_{\text{а}} \cdot K_1 + T_{\text{б}} \cdot K_2) p + 1] (T_{\text{д}} \cdot p + 1)}{(T_{\text{н}} \cdot p + 1)^2 + K_{\text{н}} (T_{\text{д}} \cdot p + 1) (T_{\text{а}} \cdot p + 1) (T_{\text{б}} \cdot p + 1) (T_{\text{с}} \cdot p + 1) (1 + 2\xi_f \cdot T_f \cdot p + T_f^2 \cdot p^2) \}^i}$$

$$\dots / \text{III-12a} /$$

Здесь:  $K_{\text{аб}} = K_{\text{зм}} \cdot K_{\text{зол}} \cdot K_{\text{и.ч.}}$

$$K = K_{\text{зм}} \cdot K_{\text{зол}} \cdot K_{\text{и.ч.}} \cdot K_{\text{г}} \cdot K_{\text{уос}}$$

$$W_{\text{сиг}}(p) = \frac{K_{p.t.} \cdot K_{yc}}{(T_1 \cdot p + 1) (T_2 \cdot p + 1) (T_{yc} \cdot p + 1)} W_I(p) \quad \dots / \text{III-11a} /$$

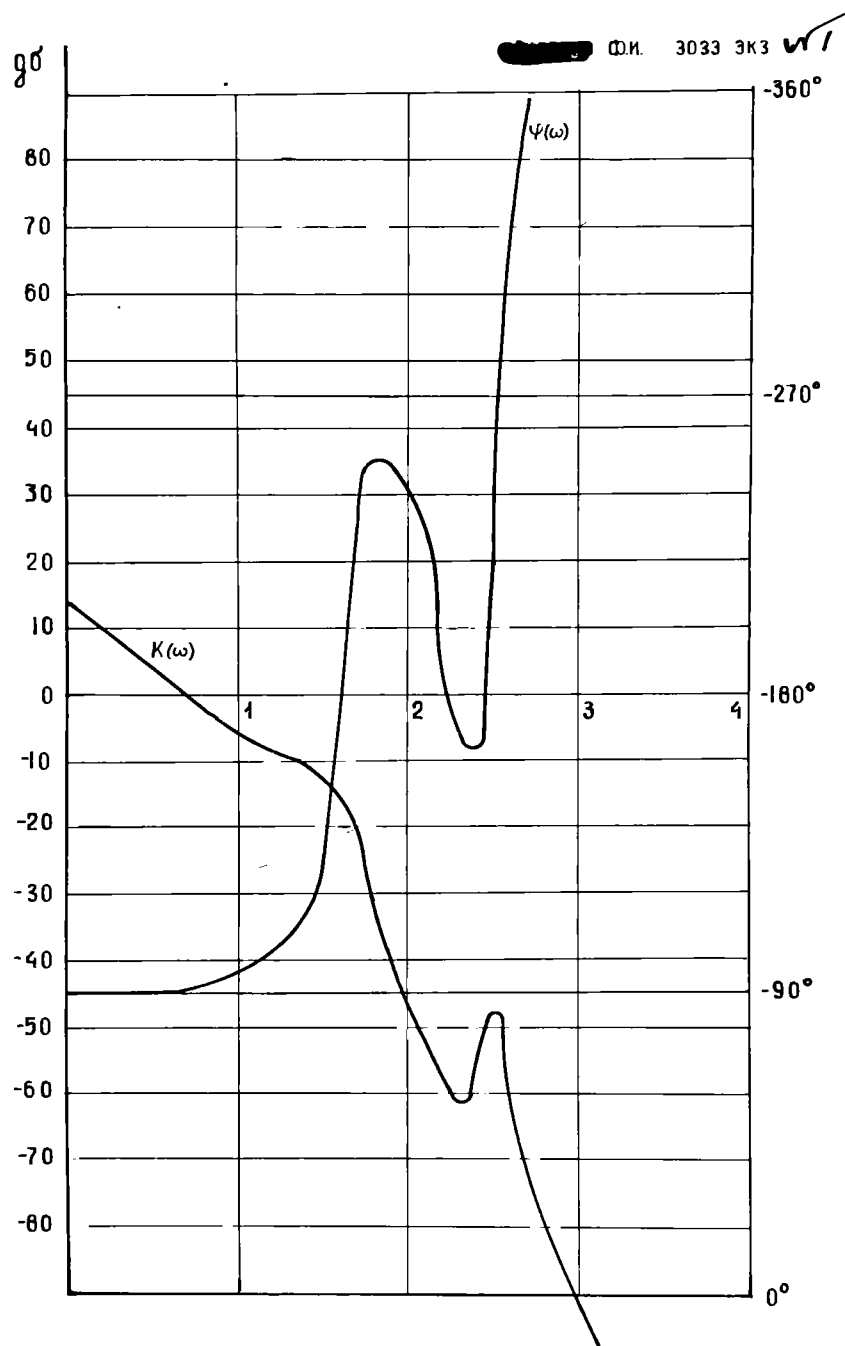


Рис. III-10. Логарифмические амплитудно-фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $W$  таб (р) с грубым гироскопом

ФИ 3035 ЭКЗ 1

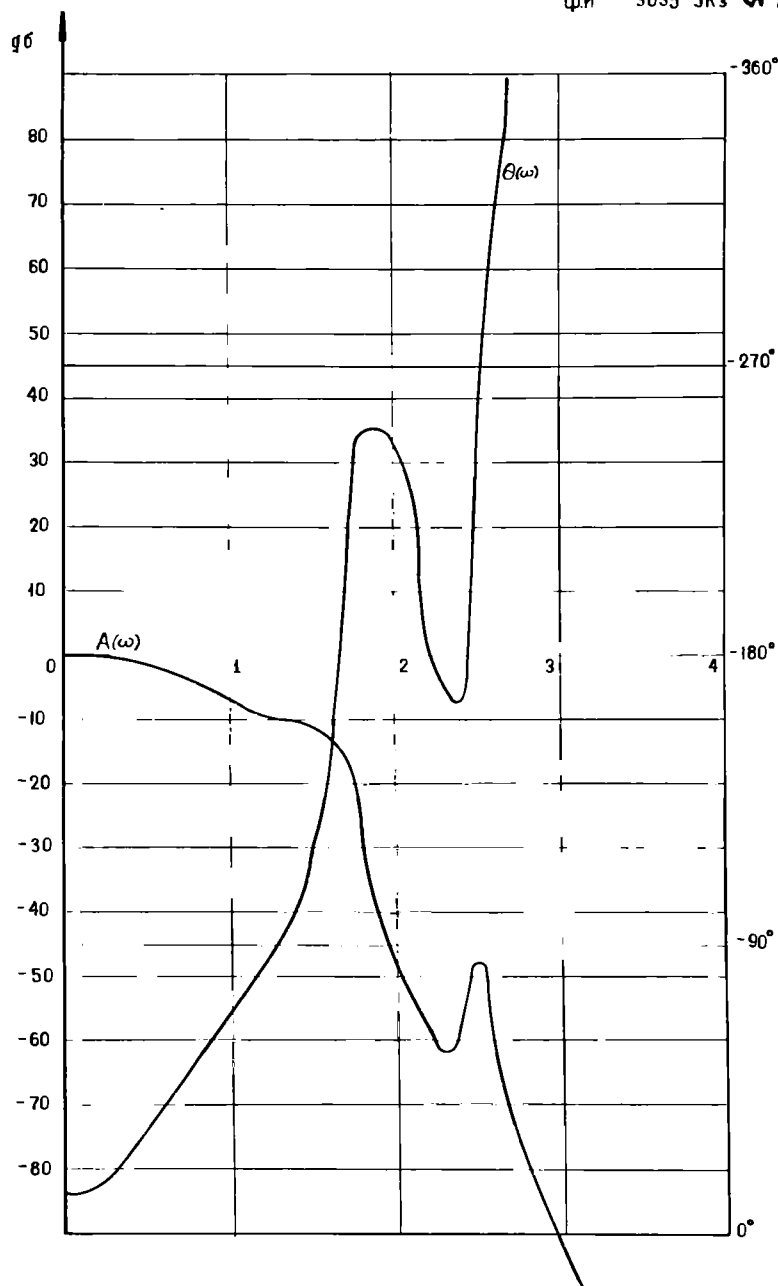


Рис. III-11. Логарифмические амплитудно-фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $\frac{W_{\text{стаб}}(p)}{1+W_{\text{стаб}}(p)}$  с грубым гироскопом

На рис. III-10 и III-11 приведены логарифмические амплитудно-фазовые характеристики, соответствующие передаточным функциям  $W_{\text{стаб}}(p)$  и  $\varphi_{\text{стаб}}(p) = \frac{W_{\text{стаб}}(p)}{1 + W_{\text{стаб}}(p)}$  с грубым гироскопическим датчиком.

На рис. III-4 приведена логарифмическая амплитудно-фазовая характеристика разомкнутой системы, соответствующей передаточной функции  $W_{\text{стаб}}(p)$  при следующих параметрах примененных элементов;

Постоянная времени  $T_1$  фильтра радиотракта  $T_1 = 0,01 \text{ сек}$

Постоянная времени  $T_2$  фильтра радиотракта  $T_2 = 0,001 \text{ сек}$

Крутизна характеристики радиотракта  $K_{\text{рт}} = 3 \frac{\text{в}}{\text{град}} = 0,6 \frac{\text{в}}{\text{град/сек}}$

Постоянная времени усилителя  $T_{\text{ус}} = 0,002 \text{ сек}$

Крутизна рабочей характеристики усилителя  $K_{\text{ус}} = 183 \text{ мв/в}$

Полоса пропускания контура управления примерно 1гц, добротность  $5\pi/\text{сек}$ .

На рис. III-5 приведена логарифмическая амплитудно-фазовая характеристика, соответствующая передаточной функции

$$\varphi_{\text{стаб}}(p) = \frac{W_{\text{стаб}}(p)}{1 + W_{\text{стаб}}(p)} \quad \text{с точным гироскопическим датчиком}$$

### § 5. Анализ возможных ошибок гиростабилизатора

Для определения суммарной ошибки гиростабилизатора, требуется проанализировать возможные источники ошибок и их влияние на выходную скорость вращения антенны.



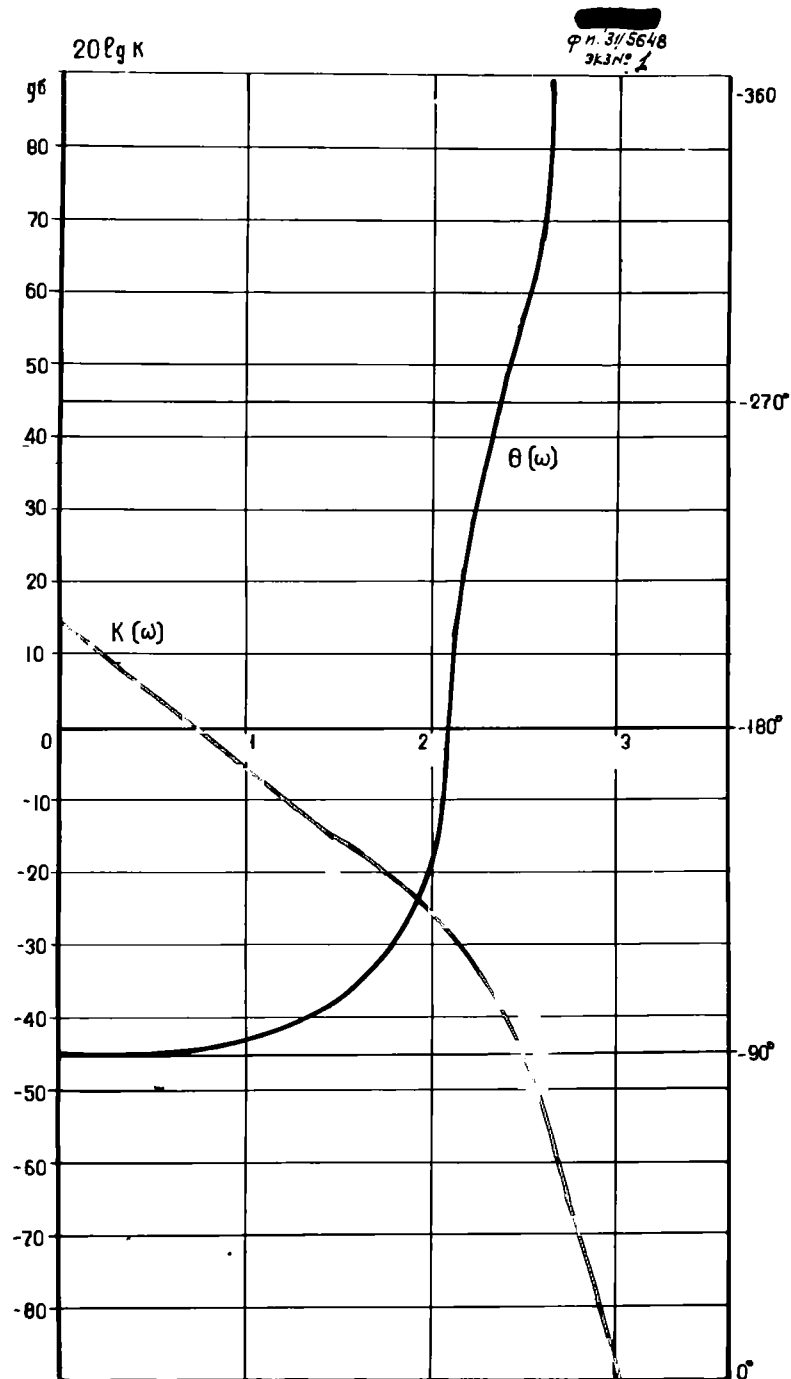


Рис. III-4. Логарифмические амплитудно-Фазовые характеристики, соответствующие передаточной функции  $W_{\text{стаб}}(p)$  / с точным гироскопом /

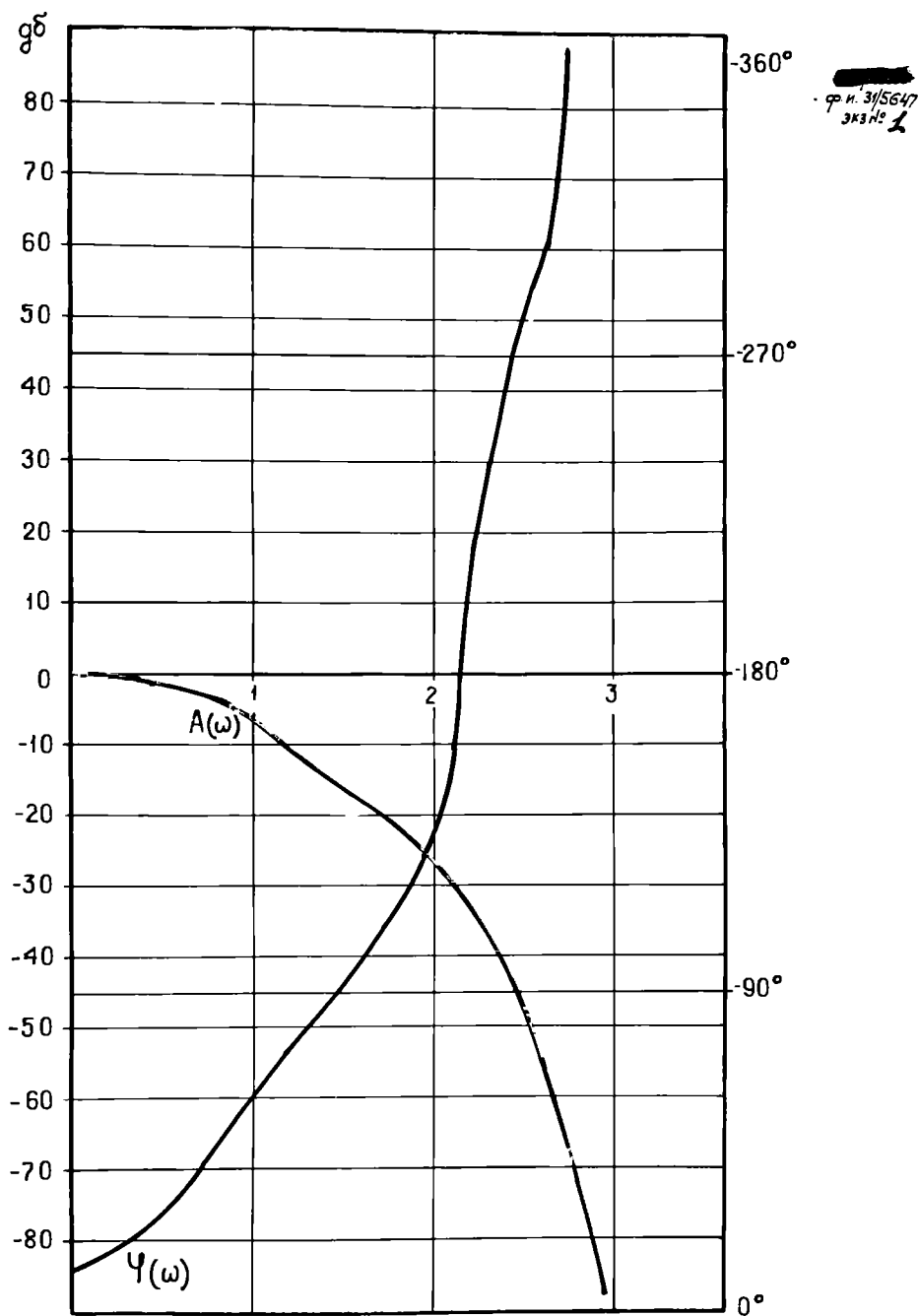


Рис. III-5. Логарифмические амплитудно-фазовые характеристики,  
соответствующие передаточной функции  $\frac{W_{\text{СТАБ}}(P)}{1+W_{\text{СТАБ}}(P)}$

В нашем случае суммарная ошибка в скорости слежения антенны содержит следующие составляющие;

- остаточные рыскания корпуса ракеты, неотработанные контуром стабилизации;
- инструментальные ошибки, вызываемые погрешностями применяемых элементов /зоны нечувствительности, дискретности и т.д./;
- уходы характеристик элементов, вызываемые нелинейностями и уходом питающего напряжения;
- статическая ошибка контура стабилизации, вызываемая действием постоянных моментов  $M_{\Delta\delta}$ ;  $M_{\Gamma p}$  и т.д. /.

Все эти составляющие дают ошибку в измерении абсолютной скорости линии визирования, причем остаточные рыскания прямо суммируются с  $\dot{\Delta}_a$ , а инструментальные ошибки, уходы характеристик <sup>и статическую ошибку</sup> можно просуммировать пользуясь критерием среднеквадратичной ошибки, приведя ошибку от каждого элемента к  $\dot{\Delta}_a$ .

Таким образом

$$\epsilon_{\Sigma} = \sqrt{\sum \epsilon_{\text{инстр}}^2 + |\omega_{\text{стат}}|^2} \dots \dots \dots (\text{III}-14)$$

где  $\sum \epsilon_{\text{инстр}}$  - сумма инструментальных ошибок элементов схемы, приведенных к скорости слежения антенны  $\dot{\Delta}_a$ ,

$\omega_{\text{стат}}$  - статическая ошибка контура стабилизации, приведенная к  $\dot{\Delta}_a$

Суммарная погрешность измерения проекции абсолютной скорости слежения на поперечные оси будет равняться:

$$\Delta \omega_{\Sigma} = |\omega_p| + |\epsilon_{\Sigma}| \dots \dots \dots (\text{III}-15)$$

где:  $\omega_p$  - остаточные колебания антенны не отработанные гиросtabilизатором.

Перед рассмотрением инструментальных ошибок, возникающих от каждого из элементов, сделаем следующие допущения и определения:

а/ Будем считать воздействия, вызываемые инструментальными погрешностями вида "зона нечувствительности" аналогичными единичной функции, действующей на вход рассматриваемого элемента, т.е.

$$f(t) = f_1[t]$$

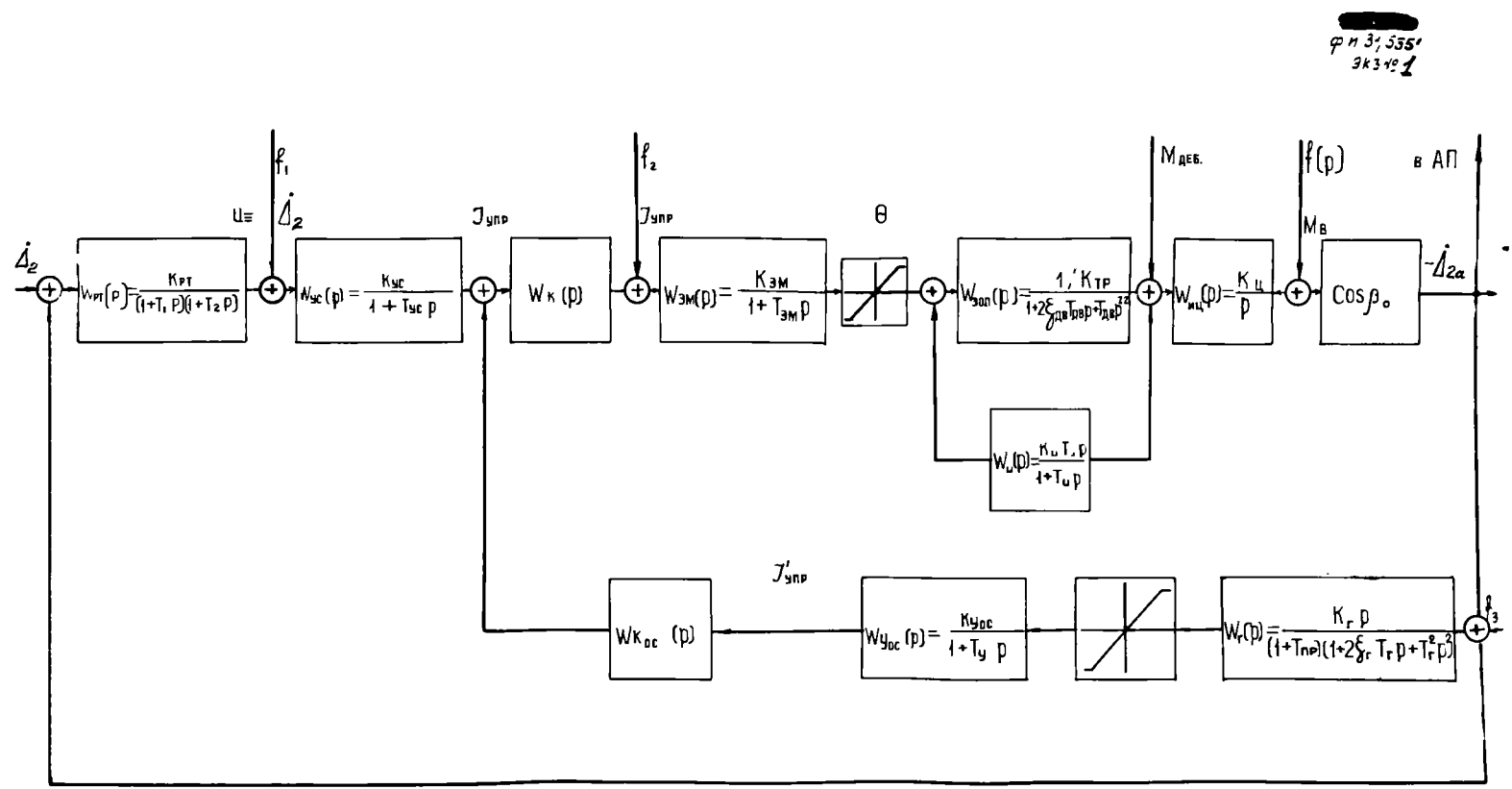


Рис. III-6. Реальная структурная схема гиросtabilизатора с приложенными возмущающими воздействиями  $f_1, f_2, f_3, f(p)$  и  $M_{\text{деб.}}$ .

б/ Считаем, что изменение коэффициента усиления изменяет добротность системы, а следовательно, и скоростную ошибку;

в/ рассматривать влияние воздействия будем только в замкнутой системе;

г/ характеристики всех элементов в рассматриваемом диапазоне изменения входных величин линейны и не имеют ограничения:

Обозначим

$\omega_f$  - ошибку скорости слежения антенны, вызываемую воздействием  $f$

$\Phi_f(p)$  - передаточная функция замкнутой системы от места приложения воздействия  $f$  до выхода скорости  $\Delta_a$ .

Рассмотрим, какие ошибки элементов можно принять эквивалентными возмущающему воздействию.

#### а/ Магнитный усилитель

Применяемый магнитный усилитель имеет следующие погрешности:

- зона нечувствительности за счет петли гистерезиса  $\pm 0,5\%$
- нелинейность рабочей характеристики  $\pm 0,5\%$
- уход величины коэффициента усиления с изменением питающего напряжения  $U_{пит} \pm 2\%$  от  $K_{уст max}$ .

Исходя из сделанных ранее допущений, считаем воздействие "зона нечувствительности" - единичной функцией  $f_1(t) = f_1 \cdot 1[t]$  приложенной на вход усилителя, где  $f_1$  - величина зоны нечувствительности

Пересчитаем воздействие  $f_1(p)$ , приложенное на вход усилителя, к скорости перемещения антенны.

Имеем:

$$\Phi_{f_1}(p) = \frac{\omega_{f_1}}{f_1(p)} \dots \dots \dots (III-16)$$

Согласно структурной схеме, приведенной на рис. III-6

$$\Phi_{f_1}(p) = \frac{W_{yc}(p) \cdot W_k(p) \cdot Y(p)}{1 + W_{yc}(p) \cdot W_k(p) \cdot Y(p) \cdot W_{p.r.}(p)}$$

где:  $Y(p) = \frac{\Pi(p)}{1 + \Pi(p)}$  и  $\Pi(p)$  определено из формулы (III-9)

Согласно (III-16)  $\omega_{f_1} = f_1(p) \cdot \Phi_{f_1}(p)$

По теореме о конечном переходе определим установившееся значение скорости  $\omega_{f_1}$ ,

$$\omega_{f_1} = p \cdot \lim f_1(p) \cdot \Phi_{f_1}(p)$$

Так как условились считать  $f_1(p)$  единичной ступенчатой функцией, то изображение

$$f_1(p) \rightarrow \frac{f_1}{p}$$

и

$$\omega_{f_1} = \lim p \frac{f_1}{p} \Phi_{f_1}(p)$$

Окончательно значение  $\omega_{f_1}$  равно:

$$\omega_{f_1} = \frac{f_1}{K_{p.r.}}$$

При значениях параметров гиросtabilизатора принятых в §§ 3 и 4 главы III и величине  $f_1$ , равной  $\pm 0,5\%$  от величины входного сигнала получаем, что

$$\omega_{f_1} = 0,005^{рад}/сек.$$

#### б/ Управляющий электромагнит

Управляющий электромагнит имеет следующие погрешности:

- зона нечувствительности за счет петли гистерезиса  $\pm 1,0\%$
- нелинейность рабочей характеристики  $\pm 0,5\%$
- уход величины коэффициента усиления с изменением питающего напряжения  $\pm 2\%$  от  $K_{эм\ max}$

Также считаем первое воздействие  $f_2(t)$ , приложенное на вход управляющего электромагнита.

Пересчитываем воздействие  $f_2(p)$  на скорости перемещения антенны /аналогично предыдущему/

$$\Phi_{f_2}(p) = \frac{\omega_{f_2}}{f_2(p)} \dots \dots \dots (\text{III} - 17)$$

Согласно структурной схеме /рис. II-3 /

$$\Phi_{f_2}(p) = \frac{W_{\Sigma M}(p) \cdot W_{\Sigma}(p) \cdot W_{\text{уч}}(p)}{1 + W_{\Sigma M}(p) \cdot W_{\Sigma}(p) \cdot W_{\text{уч}}(p) \cdot W_K(p) [W_T(p) \cdot W_{\text{уск}}(p) + W_{\text{р.т.}}(p) \cdot W_{\text{уд}}(p)]}$$

где:  $W_{\Sigma}(p)$  определяется формулой (III-13а)

$$a \quad \omega_{f_2} = p \cdot \lim_{p \rightarrow 0} f_2(p) \cdot \Phi_{f_2}(p)$$

$$\omega_{f_2} = p \cdot \frac{f_2}{p} \cdot \Phi_{f_2}(p)$$

Окончательно

$$\omega_{f_2} = f_2 \frac{1}{K_{\text{р.т.}} \cdot K_{\text{ус}}}$$

При значениях параметров гиростабилизатора, принятых в §§ 3 и 4 гл. III и величине  $f_2 \pm 0,5\%$  от величины входного сигнала получаем, что

$$\omega_{f_2} = 0,025 \text{ град/сек}$$

в/ Дифференцирующий гироскоп

Основными погрешностями дифференцирующего гироскопа можно считать;

- зона нечувствительности,
- уход гироскопа под действием постоянного приложенного момента

/Масб, Мгр, и т.д./.

Обе погрешности можно считать единичной ступенчатой функцией, причем  $f_3(p)$  - эквивалентна зоне нечувствительности и приложена на вход гироскопа, а  $M_{дв}(p)$  - к корпусу исполнительного цилиндра, гидромотора.

Путем рассуждений, аналогичных приведенным ранее, получим:

$$\omega_{f_3} = f_3 \dots \dots \dots /III-18/$$

$$\omega_{сгит} = M_{дв} \cdot \frac{1}{K_{зм} \cdot K_{зон} \cdot K_{р.т.} \cdot K_{ус}} \dots \dots \dots (III-19)$$

При принятых значениях параметров системы величины  $\omega_{f_3}$  и  $\omega_{сгит}$  равны  $\omega_{f_3} = 0,02^{сек}$ ,  
 $\omega_{сгит} = 0,0235^{сек}$ .

Исходя из формул  $/III-14/$  и  $/III-19/$  можно подсчитать суммарную ошибку:

$$\epsilon_{ск} = \sqrt{|\sum \epsilon_{интгр}|^2 + |\omega_{сгит}|^2}$$

$$\epsilon_{ск} = \sqrt{|\omega_{f_1}|^2 + |\omega_{f_2}|^2 + |\omega_{f_3}|^2 + |\omega_{сгит}|^2} \dots (III-20)$$

Учитывая полученные величины  $\omega_f$  и  $\omega_{сгит}$ , получаем величину  $\epsilon_{ск} = 0,04^{сек}$ .

Рассмотрим составляющие общей ошибки скорости слежения гиростабилизатора, возникающие от скоростей рыскания корпуса ракеты.

Как было уже показано при выводе формул  $/III-2/$  и  $/III-7/$  остаточные скоростные ошибки от рысканий будут равны:

$$\omega_p' = \frac{\cos \beta_0}{[1 + \Pi(p)][1 + T_{дв} \cdot p]} \cdot \omega_z$$

$$\omega_p'' = \frac{\cos \beta_0}{[1 + \Pi(p)]} \cdot (\omega_x \cdot \cos \epsilon_0 - \omega_y \cdot \sin \epsilon_0) \cdot \tan \beta_0$$

Исходя из реальной структурной схемы канала тангажа гиростабилизатора /рис. II-3/ считаем, что  $\omega_z$  прикладывается прямо к антенне, /т.к. передаточная функция структурной схемы на рис. II-1

$$\frac{K_{дв}}{T_{дв} \cdot p + 1}$$



идентична передаточной функции  $K_{\text{из}} \cdot \frac{1}{\rho}$  исполнительного цилиндра/.

Рассчитывая ошибки, сделаем следующие допущения и определения:

а/ будем считать, что углы отклонения по курсу  $\beta_0$  и тангажу  $\epsilon_0$  изменяются от  $0^\circ$  до  $60^\circ$ ;

б/ считаем, что  $\omega_x, \omega_y$  и  $\omega_z$  — скорости рыскания.  
Несколько преобразуем формулы (III-2 ÷ III-7) для рассматриваемого конкретного случая:

$$|\omega_p'| = \frac{\cos \beta_0}{1 + \Pi(j\omega)} \cdot |\omega_z| \dots \dots \dots (\text{III}-21)$$

$$|\omega_p''| = |\omega_{p_1}''| + |\omega_{p_2}''| \dots \dots \dots (\text{III}-22)$$

$$\underbrace{|\omega_{p_1}''| = \frac{\sin \beta_0}{1 + \Pi(j\omega)} \cdot |\omega_x| \cos \epsilon_0}_{(\text{III}-23)}; \quad \underbrace{|\omega_{p_2}''| = \frac{\sin \beta_0}{1 + \Pi(j\omega)} \cdot |\omega_y| \sin \epsilon_0}_{(\text{III}-24)}$$

Вычислим скорости рысканий:

$$\left. \begin{aligned} |\omega_x| &= a_x 2\pi f_x \\ |\omega_y| &= a_y 2\pi f_y \\ |\omega_z| &= a_z 2\pi f_z \end{aligned} \right\} \dots (\text{III}-25)$$

где:

$$a_z = a_y = 15^\circ \quad f_z = f_y = 0,4 \text{ мс}$$

$$a_z' = a_y' = 10^\circ \quad f_z' = f_y' = 1,5 \text{ мс}$$

$$a_x = 3^\circ \quad f_x = 3 \text{ мс}$$

$$|\omega_x| = 56,5 \text{ град/сек}$$

$$|\omega_y| = |\omega_z| = 38 \text{ град/сек}$$

$$|\omega_y'| = |\omega_z'| = 94 \text{ град/сек}$$

Исходя из полученных величин скоростей, принимаем в качестве воздействия скорости  $|\omega_x|$  и  $|\omega_y| = |\omega_z|$ .

Определим значения  $|\omega_p'|$  и  $|\omega_p''|$ .

При частотах воздействия  $f_z = f_y = 1,5$  гц имеем  $K(j\omega) = 42$  дб, что соответствует  $K_n(j\omega) = 120$ , при частотах  $f_x = 3$  гц имеем  $K(j\omega) = 35$  дб, что соответствует  $K_n(j\omega) = 56$ . Значения  $K(j\omega)$  определяем из частотных характеристик гиросtabilизатора рис. III-2.

Подставив в формулы полученные значения  $|\omega_x|, |\omega_y|, |\omega_z|, K(j\omega)$  и значения тригонометрических функций углов  $\beta_0$  и  $\epsilon_0$  получаем, что наибольшими по величине значения  $\omega_p'$  и  $\omega_p''$  будут при углах  $\beta_0 = 60^\circ$  и  $\epsilon_0 = 60^\circ$ , когда имеем проекции всех скоростей рыскания  $|\omega_x|$ ;  $|\omega_y|$  и  $|\omega_z|$  на оси стабилизации  $Y$  и  $Z$ .

При  $\beta_0 = 60^\circ$  и  $\epsilon_0 = 60^\circ$   $|\omega_p'|$  и  $|\omega_p''|$  принимают следующие значения

$$|\omega_p'| = 0,38^{1000} \text{ сек}$$

$$|\omega_p''| = 0,43^{1000} \text{ сек}$$

$$|\omega_{p_2}''| = 0,33^{1000} \text{ сек.}$$

Здесь  $|\omega_p'|$ ;  $|\omega_{p_1}''|$  и  $|\omega_{p_2}''|$  - амплитудные значения скоростей рыскания антенны головки самонаведения, возникающие вследствие остаточных рысканий корпуса ракеты вокруг центра масс.

Так как контур стабилизации является статическим по отношению к возмущающим воздействиям, то можно вычислить ошибки, возникающие вследствие остаточных рысканий, в угловых величинах.

Для этого вместо амплитудных значений скоростей рысканий надо рассматривать амплитуды возмущающих синусоидальных колебаний. Тогда

$$\begin{aligned} |A_p'| &= \frac{\cos \beta_0}{1 + \pi(j\omega)} a_z \\ |A_{p_1}''| &= \frac{\cos \beta_0}{1 + \pi(j\omega)} \cdot a_x \cos \varepsilon_0 \operatorname{tg} \beta_0 \\ |A_{p_2}''| &= \frac{\cos \beta_0}{1 + \pi(j\omega)} \cdot a_y \sin \varepsilon_0 \operatorname{tg} \beta_0 \end{aligned}$$

где:

$a_x, a_y, a_z$  - амплитуды возмущающих воздействий.

Соответственно, наибольшие значения  $|A_p'|$ ;  $|A_{p_1}''|$  и  $|A_{p_2}''|$  будут также при углах  $\beta_0 = 60^\circ$  и  $\varepsilon_0 = 60^\circ$ .

При этом  $A_p' = 2,5'$   $A_{p_1}'' = 1,5'$   $A_{p_2}'' = 2,1'$

Соответственно с выведенными в § I главы III критериями качества имеем, что :

$$\left. \begin{aligned} |\omega_p'| &\leq \omega_{p_{доп}}' \\ |\omega_{p_1}''| &\leq \omega_{p_{доп}}'' \\ |\omega_{p_2}''| &\leq \omega_{p_{доп}}'' \\ |\varepsilon_{ск}| &\leq \varepsilon_{ск_{доп}} \end{aligned} \right\} \text{ критерий точности}$$

и  $\left. \begin{aligned} |\xi| &\leq \xi_{max} \\ |M| &\leq M_{max} \end{aligned} \right\} \text{ критерий работоспособности}$

Для рассчитанных значений  $\omega_p'$ ;  $\omega_p''$  и  $\omega_{p_2}''$  и заданных в т.т.з. значениях  $\omega_{p_{доп}}'$ ;  $\omega_{p_{доп}}''$  и  $\omega_{p_2_{доп}}''$  дан критерий точности удовлетворяется и рассматриваемый гиростабилизатор удовлетворяет поставленным перед ним требованиям точности.

Полученные скорости не превышают предела измерения гироскопического датчика и момент, требуемый для отработки рысканий /при неследищим за целью гиростабилизатором/ не превышает расчетный, следовательно и критерий работоспособности также будет удовлетворяться.

### ВЫВОДЫ

В главе III проводился расчет точности и устойчивости гиростабилизатора, функциональная и принципиальная схемы которого рассматривались в главе II.

Расчеты, проведенные в главе, показывают, что полученный гиростабилизатор обладает широкой полосой пропускания по отношению к возмущающим воздействиям /порядка  $15 \div 18$  гц/, достаточным запасом по фазе /приблизительно  $30^\circ$ / и удовлетворяет требуемым условиям точности. Остаточные рыскания, не отработанные гиростабилизатором, а также суммарная инструментальная ошибка элементов, входящих в схему, не превышают по величине значений ошибок, заданных в т.т.з...

По результатам расчетов можно сказать, что сформированный в главе II гиростабилизатор отвечает всем поставленным перед ним требованиям. Гиростабилизатор способен, при выбранных в §§ 3 и 4 главы III параметрах элементов схемы, решать с требуемой точностью поставленные перед ним в т.т.з. задачи:

- выставку на цель РСЛ на стартовой установке;
- автосопровождение цели как на стартовой установке, так и в полете;
- развязку антенны головки самонаведения от рысканий корпуса ракеты вокруг центра масс;
- выдачу требуемых сигналов во внешние цепи /в автопилот, на СРП/.

Г Л А В А    I    У .

КОНСТРУКЦИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ПРИВОДА УПРАВЛЕНИЯ  
 И СТАБИЛИЗАЦИИ АНТЕННЫ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕНИЯ „КС“

Гидравлический привод предназначен для управления и стабилизации антенны головки самонаведения "КС" в двух взаимноперпендикулярных плоскостях: по курсу и тангажу. При этом ось курса является внутренней, а ось тангажа - внешней.

Система гидропривода должна нормально функционировать при воздействии:

1/ линейных перегрузок:

а/ вдоль продольной оси ракеты - в режиме автономного полета до +25 / в течение 5 сек, время нарастания перегрузок от 0 до +25 от 0,02 секунды до 0,05 секунды/; в режиме управляемого полета до +6 ÷ -5;

б/ по поперечным осям - для траекторий, характеризуемых высотой полета цели до 20 км - до 9, от 20 км до 30 км - до 4.

2. Вибрационных перегрузок:

на частотах 18 ÷ 30 герц - до 6

на частотах 50 ÷ 80 герц - до 4

на частотах 200 ÷ 2000 герц - до 10.

3. температуры окружающей среды / в отсеке/ от - 40°C до +80°C.

До пуска ракеты температура в отсеке не превышает +65°C ÷ +68°C, благодаря обдува воздухом. Тепловая мощность, рассеиваемая аппаратурой в рабочем режиме составляет не более 800 ватт.

Конструкция гидравлического привода обеспечивает возможность отклонения продольной оси антенны относительно продольной оси ракеты на углы не менее  $60^{\circ}$  в любом направлении.

В конструкцию гидропривода входят следующие узлы и элементы /см. рис. IY-1./.

- 1/ сдвоенный гидромотор КСНГ-I-23 / поз 9/,
- 2/ золотниковое устройство КСНГ-I-22 /поз. 4/,
- 3/ два двухкаскадных магнитных усилителя КСНГ-I-21,
- 4/ два гироскопических датчика больших скоростей КСНГ-I-24 /поз.10/,
- 5/ два гироскопических датчика малых скоростей КСНГ-I-27 /поз. 2 и 8/,
- 6/ два усилителя для точных гироскопических датчиков КСНГ-I-28,
- 7/ блок потенциометров КСНГ-I-25 / поз.7/,
- 8/ блок потенциометров КСНГ-I-26 / поз.3/,
- 9/ арретирующее устройство ,
- 10/ коммутационные реле, согласующие сопротивления, корректирующие цепи,
- 11/ основание для крепления антенны и гироскопических датчиков /поз.1/,
- 12/ опорный кронштейн для установки и крепления гидромоторов /поз.6/.
- 13/ силовой фланец для стыковки с радиальной частью головки самонаведения и корпусом изделия /поз.5/.

Конструктивно гидропривод выполнен из подвижной и неподвижной частей.

Подвижные части гидропривода статически сбалансированны относительно обеих осей вращения.

Рассмотрим конструкции отдельных узлов.

### § I. Сдвоенный гидромотор

Сдвоенный гидромотор /рис. IY-2/ предназначен для поворота антенны головки самонаведения в двух взаимно перпендикулярных плоскостях — тангажа и курса.

Он состоит из двух независимых гидромоторов по ~~прот~~ного типа,

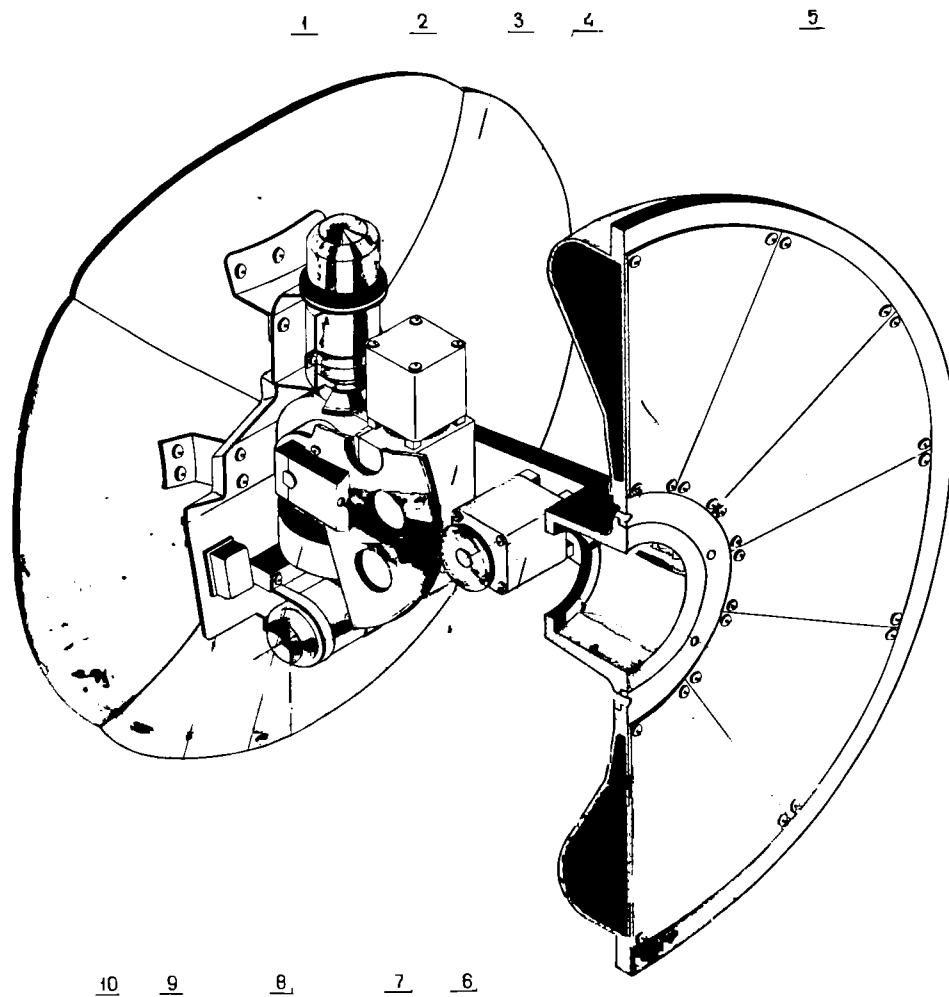


Рис 15-1 Гидравлический привод головки самонаведения



встроенных в один корпус. Силовые элементы гидромоторов – валы и корпуса – являются одновременно и несущими силовыми элементами карданного сочленения. Оси качания гидромоторов пересекаются под прямым углом.

Каждый гидромотор рассчитан на преодоление максимального момента сопротивления, обусловленного заданными действующими перегрузками и моментом инерции подвижных частей при давлении рабочей жидкости 80 кг/см<sup>2</sup> и угле прокачки  $\pm 60^\circ$ . Рабочей жидкостью служит АМГ-10Ф. Расход жидкости не более 15 литров в минуту.

Сдвоенный гидромотор состоит из следующих основных узлов и элементов:

1. гидромотор тангажа /поз. 1/,
2. гидромотор курса /поз. 2/
3. вращающееся сочленение /поз. 3/.
4. Гидравлические уплотнения.

Сдвоенный гидромотор жестко крепится к кронштейну цапфами /поз. 4/ вала гидромотора тангажа, относительно которого на конических подшипниках прокачивается корпус /поз. 5/ гидромотора тангажа и закрепленный на нем болтами и фиксированный штифтами гидромотор курса. Эти подшипники вставлены в крышки, которые крепятся к корпусу болтами и фиксируются штифтами. Вал гидромотора курса /поз. 6/ также прокачивается на конических подшипниках, один из которых вставлен в крышку /поз. 7/, а второй, будучи вставлен внутрь вала, вращается на полуоси корпуса гидромотора тангажа. Крышка /поз. 7/ и корпус /поз. 9/ гидромотора курса крепятся болтами к корпусу гидромотора тангажа и фиксируются штифтами. Вал гидромотора курса имеет одну выходную полуось, которая является несущим элементом гидропривода и передает крутящий момент антенне, Второй опорой, вокруг которой качается антенна, по курсу является полуось /поз. 8/, выполненная заодно с корпусом гидромотора тангажа.

Таким образом осуществляется прокачивание антенны вокруг двух взаимноперпендикулярных осей.

В конструкцию узла гидромоторов входит вращающееся сочленение, предназначенное для пропускания рабочей жидкости из магистрали к золотниковому устройству, укрепленному на фланце /поз. 12/ корпуса гидромотора тангажа.

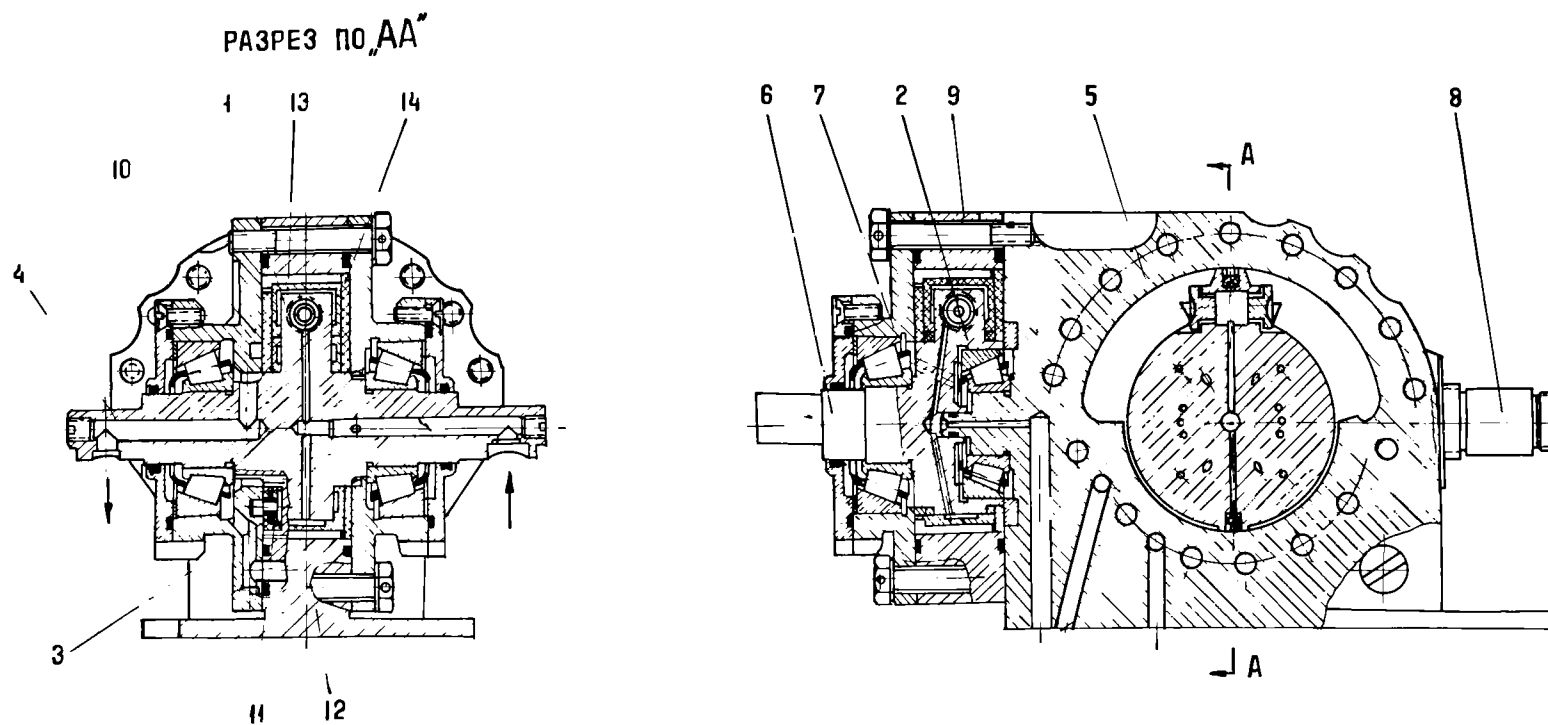


Рис. IV-2 Сдвоенный гидромотор.

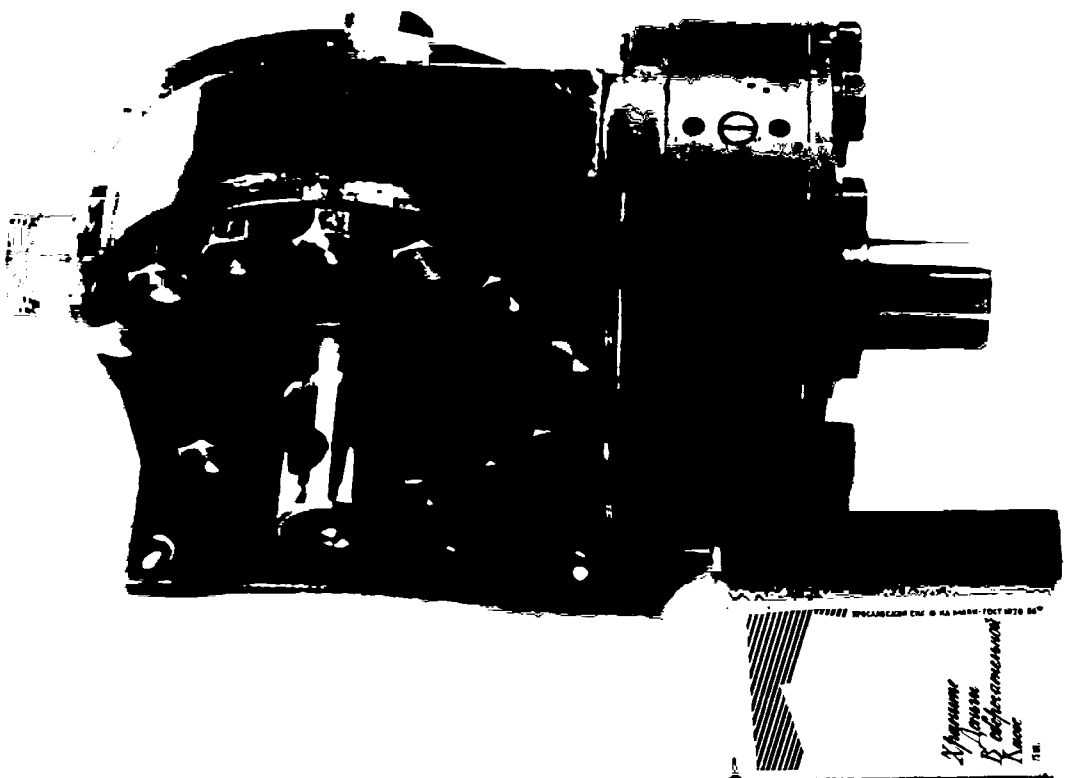


Рис IV-3.

Вращающее сочленение выполнено следующим образом: в крышке /поз.10/ гидромотора тангажа имеется кольцевая проточка. Проточка перекрывается текстолитовым кольцом, вставленным в вал гидромотора тангажа и служит уплотняющим элементом сочленения. Это кольцо поджимается к крышке резиновой манжетой /поз.11/, под которую подводится жидкость из магистрали высокого давления. В манжете и текстолитовом кольце имеются совпадающие друг с другом отверстия, через которые жидкость попадает из неподвижного вала в крышку /поз.10/, затем по каналам в крышке и корпусе гидромотора тангажа к фланцу /поз.12х и далее в золотниковое устройство. На слив рабочая жидкость отводится по каналам в корпусе /поз.5/ и крышке /поз.10/ гидромотора тангажа в полость его подшипников и оттуда по каналам в вале проходит к одной из полуосей и далее - к каналу в кронштейне /вход и слив рабочей жидкости показаны стрелками/.

Уплотнение лопасти вала гидромоторов осуществляется с помощью текстолитовых вкладышей /поз.13 и 14/, поджимающихся к боковым крышкам и цилиндрической поверхности корпуса с помощью резиновых манжет, под которые подводится жидкость из магистрали высокого давления.

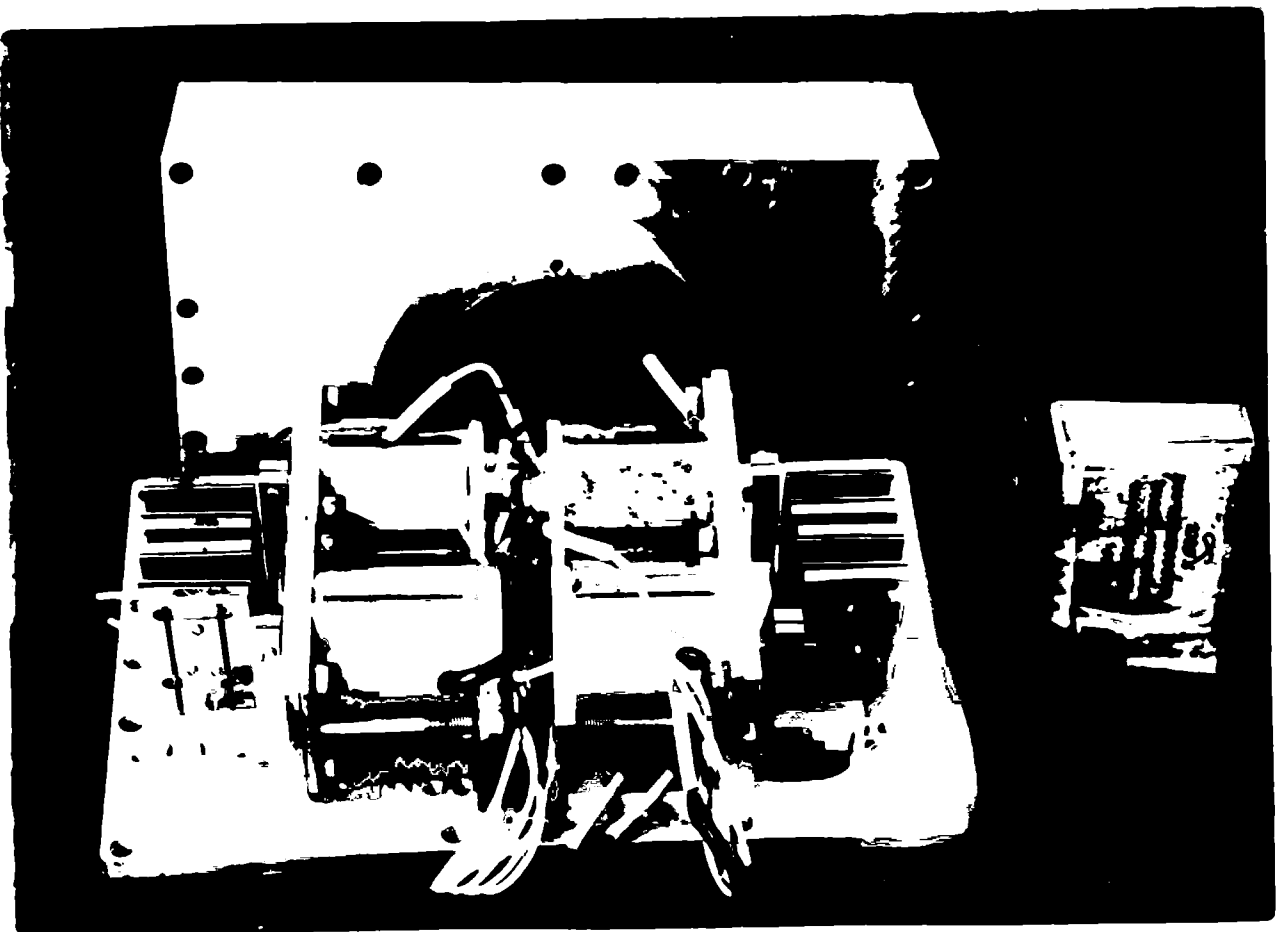
Уплотнения разъемов между крышками и корпусами, а также на выходе, достигается постановкой с натягом резиновых колец в кольцевые проточки.

Поверхности крышек и фланцы корпусов гидромоторов притираются во избежание утечки жидкости по фланцу, минуя уплотнение лопасти вала.

Валы гидромоторов изготавливаются из титанового сплава, корпуса - из высокопрочного алюминиевого сплава, крышки - из стали.

## § 2. Золотниковое устройство

Золотниковое устройство /рис. IY-4/ предназначается для распределения давления в рабочих полостях гидромотора. Оно представляет собой электрогидравлический механизм, направляющий рабочую жидкость от источника постоянного давления по полостям гидромотора. Сам золотник, имеющий П-образную форму, управляется поляризованным электромагнитом. При своем перемещении подвижная часть золотника перекрывает перепускные отверстия. Эти смещения составляют  $\pm 0,15$  мм.

*Рис IV-4.*

С целью расширения диапазона регулирования, для обеспечения малых скоростей перемещения вала гидромотора, в магистраль параллельно основному золотнику подключен вспомогательный, работающий на слив. Этот золотник шунтирует основной, уменьшая перепад давления в полостях гидромотора. Таким образом, изменение скорости перемещения вала гидромотора осуществляется за счет: 1/ открытия основным золотником отверстий, 2/ перепуска вспомогательным золотником жидкости на слив. Золотниковое устройство является сдвоенным, обеспечивающим запитку сдвоенного гидромотора.

В конструктивном отношении золотниковое устройство представляет собой герметически закрытую коробку, размером 148х90х60мм присоединяемую к гидромотору на винтах.

На основании, которое служит также для разводки каналов, установлены четыре одинаковых поляризованных электромагнита и две пары золотников. Основание выполнено составным, состоящим из двух склеенных между собой плат. На поверхности одной из них выфрезерованы каналы подвода рабочей жидкости в золотники и полости гидромотора. Запитка золотникового устройства рабочей жидкостью и слив производится через каналы в гидромоторе.

Связь между якорем электромагнита и подвижной частью золотника осуществлена через гибкую пружинящую пластину. Сблокированный золотник состоит из двух П-образных золотников: основного, открывающего отверстия в полости гидромоторов, и вспомогательного, открывающего канала на слив. Каждый из четырех золотников управляется отдельным электромагнитом. С целью уменьшения утечки зазор между подвижной и неподвижной частями золотника выдерживается  $5 \div 7$  микрон.

Подвеска золотниковой пластины на пружине практически устраняет сухое трение в опорах золотника. В результате действия силы давления при первоначальном отклонении золотниковой пластины появляется неуравновешенная сила, которая компенсируется избыточным усилием электромагнита.

Золотник является наиболее ответственным элементом. Особенно важно в нем выдержать параллельность и перпендикулярность поверхностей и совпадение золотниковых отверстий. Совпадение золотниковых отверстий достигается совместной обработкой подвижной и неподвижной частей золотника.

Демпфирующие элементы в системе являются демпферные пластины; укрепленные на подвижной части золотника.

Подводка проводов к датчикам осуществлена посредством гермоввода, вмонтированного в крышку золотникового устройства.

Самая ответственная деталь, П-образный золотник, выполнен из титанового сплава. Магнит поляризованного электромагнита выполнен АНКО-4Б, якорь из 80НХС, а магнитопровод из 50П. Остальные менее ответственные детали выполнены из высокопрочного алюминиевого сплава В-95.

### § 3. Блок потенциометров

Для выдачи требуемых сигналов на осях управления гидропривода располагаются блоки потенциометров, ось одного из которых расположена параллельно горизонтальной оси и связана с последней через повышающую зубчатую передачу, а ось второго блока параллельна вертикальной оси гидропривода и также связана с последней через аналогичную передачу.

Блок потенциометров КСНГ-I-25, расположенный на оси тангажа /рис. IY-I поз. 7/ крепится на специальном кронштейне, посредством которого весь блок присоединяется к опорному кронштейну со стороны золотникового устройства. С валом тангажного гидромотора блок потенциометров соединяется с помощью зубчатого сектора и соответствующей шестерни в указанном блоке с передаточным числом  $I : 2,5$ .

Этот блок включает в себя линейный и косекансный потенциометры, а также включенный через электромагнитную муфту, потенциометр начального угла по тангажу. В блоке имеется также кулачково-контактное устройство, выдающее сигнал нулевого положения.

Второй блок потенциометров КСНГ-I-26 /рис. IY-I поз. 2/ устанавливается также на специальном кронштейне и посредством последнего крепится к золотниковому устройству таким образом, чтобы ось блока потенциометров была бы параллельна ложной оси на наружной части кожуха тангажного гидромотора. Передача вращения от кронштейна, соединяющего основание под антенну с ложной осью, к блоку потенциометров осуществляется также посредством зубчатого сектора, скрепленного неподвижно с указанным кронштейном и соответствующей шестерни в указанном блоке с передаточным числом  $I : 2,5$ .

Этот блок включает в себя два линейных потенциометра и два кулачково-контактных устройства, выдающих сигналы начала управления и нулевого положения.

Зубчатые передачи к обоим блокам потенциометров выполнены с люфтовыбиранием.

#### § 4. Силовые элементы гидропривода

К силовым элементам относятся: основание, опорный кронштейн и силовой фланец.

Опорный кронштейн /рис. IY-I, поз.6/ служит связующим звеном между подвижной и неподвижной частью гидропривода. Опорный кронштейн представляет собой в нижней части полый конус, оканчивающийся цилиндрическим фланцем с посадочным буртиком посредством которого опорный кронштейн консольно крепится к силовому фланцу. В передней части кронштейна имеется вилкообразный вырез, который образует на кронштейне две лапы с цилиндрическими проточками под вал тангажного гидромотора. Вилкообразный вырез на кронштейне обеспечивает поворот сдвоенного гидромотора вокруг горизонтальной оси. В стенках кронштейна имеются каналы для подвода рабочей жидкости в гидромоторы и обеспечения слива из них. Каналы в кронштейне оканчиваются резьбовыми отверстиями, в которые ввинчиваются штуцеры для подсоединения магистральных трубопроводов. Опорный кронштейн крепится к силовому кожуху с помощью десяти болтов.

Кронштейн изготавливается литьем из высококачественной стали с последующей механической обработкой. Для обеспечения необходимой жесткости лапы кронштейна имеют с наружной стороны ребра жесткости. Такая конструкция опорного кронштейна обеспечивает необходимую прочность и жесткость узла при минимальном весе.

Основание /рис. IY-I, поз. I/ для крепления антенны и гироскопических датчиков выполнено в виде легкой литой конструкции из алюминиевого сплава. Основание с помощью двух специальных кронштейнов, изготовленных из титанового сплава ВТС-I, соединяется со сдвоенным гидромотором.



При этом, посредством одного кронштейна основание стыкуется с валом курсового гидромотора, а посредством второго кронштейна основание соединяется с ложной осью, которая служит как бы продолжением вала курсового гидромотора, но расположена на наружной части корпуса тангажного гидромотора и представляет собой единое целое с последним. Указанный кронштейн монтируется на ложной оси с помощью двух радиальных однорядных шарикоподшипников. Применение двух шарикоподшипников устраняет люфт, который может иметь место в указанном соединении.

На указанном основании помимо антенны устанавливаются еще два гироскопических датчика больших скоростей /поз. 10/ и два гироскопических датчика малых скоростей /поз 2/.

Силовой фланец /рис.1У-1. поз.5/ служит для стыковки с радиийной частью головки самонаведения и корпусом ракеты и представляет собой легкую фигурную литую конструкцию, изготовленную из алюминиевого сплава. Для обеспечения достаточной жесткости фланец имеет ребра. В ребрах предусмотрены отверстия для обеспечения продувки воздухом узлов, размещенных в полостях фланца.

Внутри фланца размещаются следующие узлы и элементы: два двухкаскадных магнитных усилителя, два усилителя для гироскопических датчиков точного отсчета, коммутационные реле, конденсаторы и сопротивления. Кроме этого в кожухе размещаются штепсельные разъемы, два малогабаритных разема типа 2РМ на 32 контакта и 50 контактов и один разем типа ЛРГ на 7 контактов, а также два переходных штуцера для подсоединения магистральных трубопроводов, обеспечивающих подачу рабочей жидкости в гидромоторы и слив из них. Здесь же располагаются высокочастотные соединительные фишки под кабели типа РК0Г-1 и РКГФ-49. Все эти узлы и элементы монтируются на основании фланца и закрываются штампованным тороидальным кожухом.

Фланец соединяется с радиийной частью двенадцатью шпильками. Для стыковки с корпусом ракеты силовой фланец имеет центрирующие проточки и цилиндрический буртик для уплотнения, фланец крепится с корпусом несколькими винтами и шпильками.

На силовом фланце предусмотрено установочное место для стыковки с опорным кронштейном.

На наружной поверхности силового фланца смонтировано арретирующее устройство, служащее для закрепления антенны при транспортировке.

Кроме того, на фланце установлены три штепсельных раз"ема: два малогабаритных типа 2РМ на 32 и 50 контактов и один раз"ем - типа ЕРГ на 7 контактов, а также два штуцера для подсоединения магистральных трубопроводов. Электрическая связь элементов расположенных на подвижной части гидропривода с аппаратурой размещенной на неподвижной части осуществляется с помощью жгута, который состоит из 48-ми проводов /канал тагнажа - 21 провод, канал курса - 19 и 8 проводов - резервные/.

Высокочастотные узлы антенны соединяются тремя кабелями РКТФ-49.

Конструкция гидропривода позволяет осуществить прокачку антенны диаметром 672 мм.

Вес гидропривода не превышает - 20 кг.

Весы отдельных элементов гидропривода:

- 1/ вес сдвоенного гидромотора 3,5 кг
- 2/ вес сдвоенного золотникового устройства с управляющими электромагнитами 1,5 кг.
- 3/ вес 2-х магнитных усилителей 1,5 кг.
- 4/ вес 2-х точных гироскопических датчиков 3,0 кг.
- 5/ вес 2-х грубых гироскопических датчиков 0,34 кг.
- 6/ вес 2-х усилителей для точных гироскопических датчиков 1 кг.
- 7/ вес 2-х блоков, потенциометров 0,5 кг.
- 8/ вес коммутационных реле 0,60 кг.
- 9/ вес арретирующего устройства 0,20 кг
- 10/ вес сопротивлений и конденсаторов 0,36 кг
- 11/ вес основания для крепления антенны 1,0 кг.
- 12/ вес опорного кронштейна 2,5 кг
- 13/ вес силового фланца 4,0 кг.

#### § 5. Кинематическая схема гидропривода управления и стабилизации

Кинематическая схема гидропривода представлена на рис. IY-5,

Ф.И. 3031 ЭКЗ. ✓

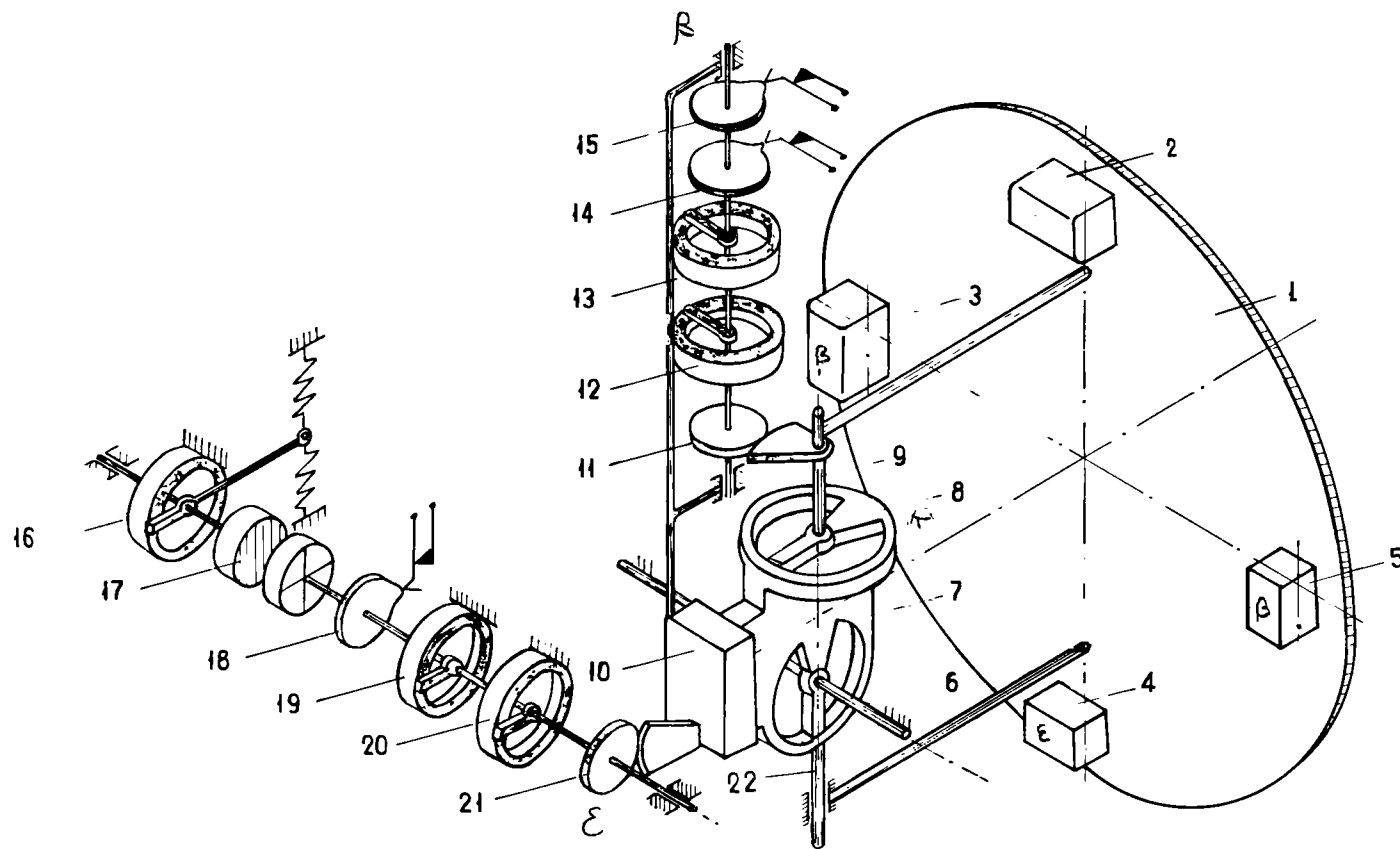


Рис. IV-5. Кинематическая схема гидропровода

Для осуществления разворота антенны /поз.1/ в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях /курса и тангажа/ разработан сдвоенный гидромотор /поз.7,8/, выполняющий одновременно роль ее карданного подвеса.

Поворот по курсу антенны с гироскопическими датчиками /поз.2,3,4,5/ производится курсовым гидромотором /поз.8/, флажок и ось которого жестко связаны с основанием антенны. Второй опорой антенны является ложная полуось /поз.22/ расположенная на корпусе гидромотора тангажа /поз.7/.

С осью /поз.9/ через зубчатую передачу /поз.11/ связан вал блока потенциометров курса, включающего в себя линейный потенциометр положения антенны по курсу /поз.12/, линейный потенциометр /поз.13/, участвующий в выработке сигнала разворота ракеты в плоскость стабилизации и два кулачково-контактных устройства, предназначенных для выдачи команды нулевого положения по курсу /поз.14/ и команды начала управления /поз.15/. Корпус блока потенциометров курса жестко связан с корпусом гидромотора. Скоростной сигнал по курсу снимается с гироскопических датчиков /поз.3,5/.

Поворот антенны по тангажу производится путем поворота корпуса гидромотора тангажа /поз.7/ относительно его выходного вала /поз.6/, который жестко связан с корпусом ракеты. Золотниковое устройство /поз.10/ размещено на корпусе гидромотора тангажа. Корпус гидромотора тангажа через зубчатую передачу /поз.21/ связан с валом блока потенциометров тангажа. В этот блок входят линейный потенциометр /поз.20/ положения антенны по тангажу. функциональный потенциометр /поз.19/ для выработки сигнала разворота ракеты в плоскость стабилизации, кулачково-контактное устройство /поз.18/, предназначенное для выдачи команды нулевого положения по тангажу, электромагнитная муфта /поз.17/ для подключения к валу блока оси потенциометра /поз.16/, необходимого для выдачи сигнала начального угла по тангажу. Скоростной сигнал по тангажу снимается с гироскопических датчиков /поз.2,4/.

#### § 6. Расчет и выбор схемы гидравлического двигателя

На рис. IY-6 представлена схема гидравлического двигателя. Предполагалось, что схема прямого регулирования обеспечит получение необходимых параметров /момента на валу гидромотора - *Мав*

и скорости вращения  $\omega_a$  вала гидромотора/. В дальнейшем в результате уточнения перегрузок действующих в полете на ракету и связанных с этим инерционных моментов, моментов трения, увеличения скорости слежения антенны /до 300°/сек/ вызвало некоторые изменения в схеме.

Были введены: изодром, обеспечивающий необходимую устойчивость схемы регулирования и второй золотник, который необходим для обеспечения заданной скорости /  $\omega_{amax}=300^\circ/\text{сек}/$  вращения гидромотора. В настоящее время конструктивно схема спроектирована без указанных гидравлических элементов.

В дальнейшем гидравлическая схема будет доработана на основе указанных соображений.

Обозначения на схеме рис. IV-6

1. Плоский золотник
2. Изодром
3. Усилитель гидравлический
4. Второй круглый золотник
5. Гидромотор
6. Дроссель
7. Электромагнит.

Расчетные уравнения для определения гидравлических параметров схемы

а/ гидромотор - второй золотник

$$Q_{двсек} = \pi (R^2 - r^2) \omega \frac{\omega_{amax}}{360} \frac{\text{см}^2}{\text{сек}} \dots \dots \dots (\text{IV}-1)$$

$$P_1 - P_5 = P_6 - P_7 \dots \dots \dots (\text{IV}-2)$$

$$P_5 = P_6 + \frac{M_{дв}}{R_o \cdot f_{дв}} \dots \dots \dots (\text{IV}-3)$$

$$Q_{двmax} = C \cdot f_3 \sqrt{\frac{2g}{\gamma} (P_1 - P_5)} \dots \dots \dots (\text{IV}-4)$$

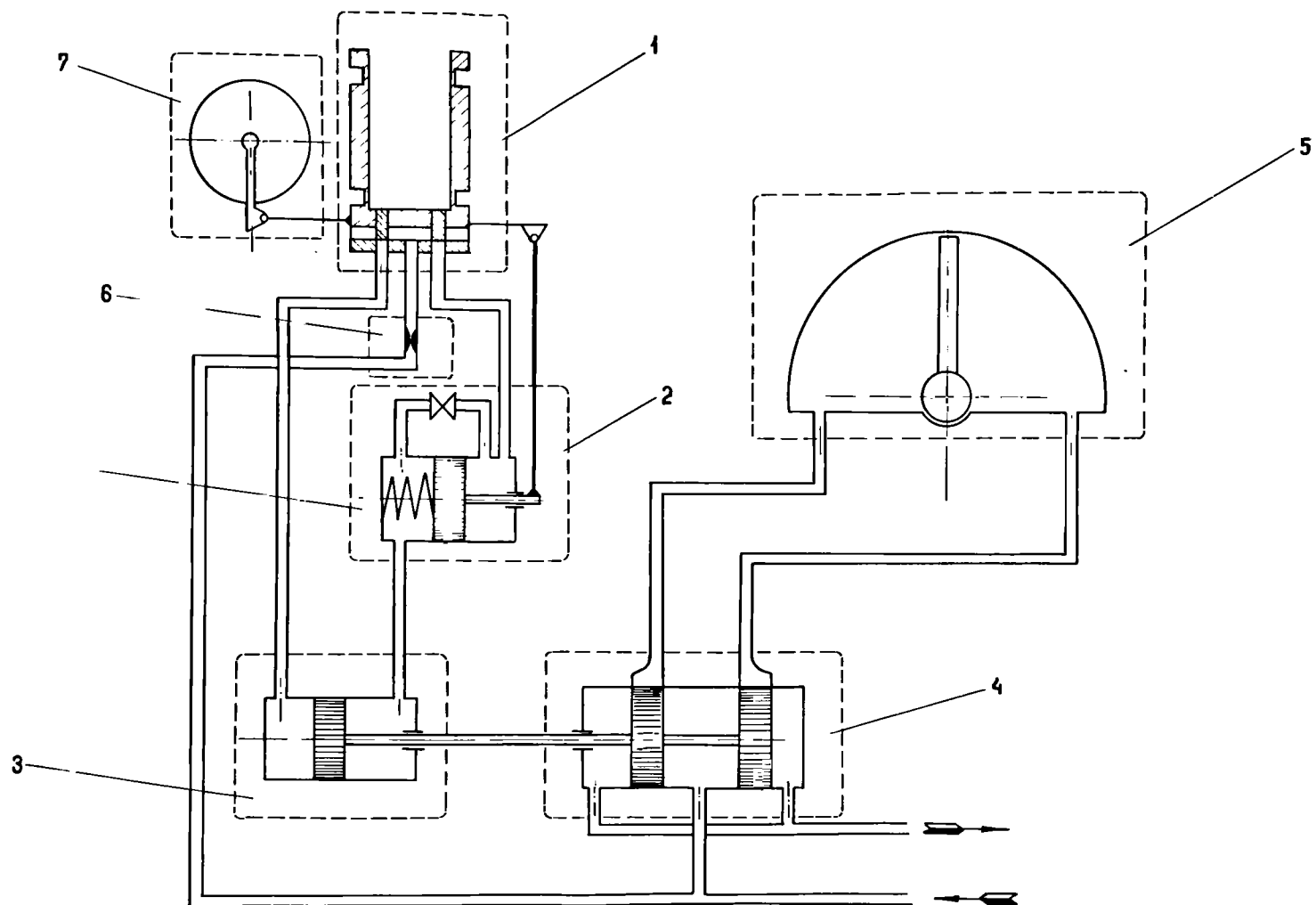


Рис. IV-6. Схема гидравлического двигателя.

Здесь:

$Q_{двсек/сек}$  - секундный расход рабочей жидкости через гидромотор необходимый для обеспечения максимальной скорости вращения гидромотора;

$P_0 = 10 \text{ кг/см}^2$  - дросселированное давление на входе в I-й золотник;

$P_3 [\text{кг/см}^2]$  - давление за лопастью гидромотора;

$P_6 [\text{кг/см}^2]$  - давление на выходе из 2-го золотника

$P_7 [\text{кг/см}^2]$  - давление слива принимаем его равным 0/;

$M_{дв}$  - максимальный момент на валу гидромотора.

После просчета инерционных сил, создающих момент на гидромоторе /при условии неуравновешенности антенны в I кгсм/, момент нагрузки при максимальной скорости движения зеркала выбран с 5<sup>ти</sup> кратным запасом  $M_{дв} = 300 \text{ кгсм}$ .

$R_0 = 3,5 \text{ см}$  - радиус до центра давления на лопасти гидромотора;

$f_{дв} = 2,88 \text{ см}^2$  - площадь лопасти гидромотора;

$C = 0,65$  - коэффициент скорости

$R = 4,1 \text{ см}$  - наибольший радиус лопасти гидромотора;

$r = 2,9 \text{ см}$  - малый радиус лопасти гидромотора;

$f_3$  - максимальная площадь открытия цели золотника

$\gamma = 0,85 \text{ г/см}^3$  - удельный вес рабочей жидкости /масло АМГ-10/;

$g = 981 \text{ см/сек}^2$  - ускорение силы тяжести;

$b = 2,4 \text{ см}$  - ширина лопасти гидромотора

Из уравнения /IY-I/

$$Q_{двсек} = 3,14 \cdot 2,4 (4,1^2 - 2,9^2) \frac{300}{360} = 52,8 \text{ см}^3/\text{сек} \approx 53 \text{ см}^3/\text{сек}$$

Из уравнений /IY-2/ и /IY-3/:

$$P_1 = 2P_6 + \frac{M_{дв}}{R_{дв} \cdot f_{дв}}$$

отсюда

$$P_6 = \frac{1}{2} \left( P_1 - \frac{M_{дв}}{R_{дв} \cdot f_{дв}} \right) = \frac{1}{2} \left( 80 - \frac{300}{3,5 \cdot 2,88} \right) = 25 \text{ кг/см}^2$$

Из уравнения /IY-2/:

$$P_5 = 80 - 25 = 55 \text{ кг/см}^2$$

Из уравнения /IY-I/ максимальная площадь плоского золотника обеспечивающая максимальную скорость вращения:

$$f_{зол} = \frac{Q_{дв}}{c \sqrt{\frac{2g}{\gamma} (P_1 - P_5)}} = \frac{53}{0,65 \sqrt{\frac{2 \cdot 981}{850 \cdot 10^{-6}} (80 - 25)}} = 10,7 \cdot 10^{-2} \text{ см}^2$$

$$f_{зол} \approx 1,1 \text{ мм}^2$$

Выбираем геометрические размеры щели золотника.



Длина  $l_{301} = 1,0$  мм / ход плунжера второго золотника и усилителя/.

Ширина  $a = 1,1$  мм.

б/ первый золотник - усилитель

Максимальная линейная скорость движения плунжера усилителя

$$U_y = \frac{l_{301}}{T_y} = \frac{0,1}{0,011} = 9,1 \text{ см/сек}$$

Здесь  $T_y = 0,011 \text{ сек}$  - постоянная времени усилителя

$$P_0 - P_2 = P_4 \dots \dots \dots /IV-5/$$

$$P_2 = P_3 + \frac{F_n + F_{oc}}{f_u} \dots \dots \dots /IV-6/$$

$$P_3 = P_4 + \frac{F_{301}}{f_{yc}} \dots \dots \dots /IV-7/$$

$$Q_{yc} = f_{yc} \cdot U_{yc} \dots \dots \dots /IV-8/$$

$P_0$  - давление на входе в первый золотник,

- принимаем его равным  $P_0 = 10 \text{ кг/см}^2$ ,

для того чтобы получить конструктивные размеры площадей усилителя и изодрома.

$P_2 \text{ [кг/см}^2\text{]} -$  давление в изодроме, создающее передвигающую силу изодрома.

$P_3 [кг/см^2]$  - давление в гидроусилителя, создающее передвигающую силу золотника.

$P_4 [кг/см^2]$  - противодействие в гидроусилителе.

$F_u$  - /кг/ максимальное усилие пружины изодрома

$F_{oc} [кг]$  - максимальное усилие пружин обратной связи

Принимаем:  $F_u + F_{oc} = 0,1 кг$

$Q_{yc}$  / см<sup>3</sup>/сек/ - секундный расход через гидроусилитель, соответствующий максимальной скорости плунжера гидроусилителя.

$f_u [см^2]$  - площадь поршня изодрома

$f_{yc} [см^2]$  - площадь поршня усилителя.

Из уравнения /IY-5, IY-6 и IY-7/:

$$\begin{aligned} P_0 - P_2 &= P_4 \\ + \quad P_2 &= P_3 + \frac{F_u + F_{oc}}{f_u} \\ P_3 &= P_4 + \frac{F_{3on}}{f_{yc}} \\ \hline P_0 &= 2P_4 + \frac{F_u + F_{oc}}{f_u} + \frac{F_{3on}}{f_{yc}} \end{aligned}$$

Отсюда:  $P_4 = \frac{1}{2} \left[ P_0 - \frac{F_u + F_{oc}}{f_u} - \frac{F_{3on}}{f_{yc}} \right] = 4 кг/см^2$

В расчете принято:

$$\begin{aligned} f_{yc} &= 0,785 \text{ см}^2 & D_{yc} &= 1 \text{ см} \\ f_{ц} &= 0,785 \text{ см}^2 & D_{ц} &= 1 \text{ см} \\ F_{зон} &= 1,5 \text{ кг} \end{aligned}$$

Максимальный расход через усилитель /ИУ-8/:

$$Q_{yc} = 0,785 \cdot 9,1 = 7,04 \text{ см}^3/\text{сек}$$

Максимальный расход через щель I-го золотника

$$Q_{зон} = 0,65 \cdot 0,3 \cdot 10^{-2} \sqrt{\frac{2 \cdot 9,81}{850 \cdot 10^{-6}} \cdot (10^{-4})} = 7,15 \text{ см}^3/\text{сек}$$

Сравнивая значения полученных максимальных расходов через усилитель и щель золотника, находим, что золотник обеспечивает максимальные скорости гидромотора.

Рассмотренная схема представляет замкнутый контур с малыми потерями на утечку. Потери давления с утечкой рабочей жидкости происходит только в плоском золотнике между подвижной и неподвижной частями золотника. Но в связи с малым зазором  $\Delta \approx 7/4$  /, эти потери составят незначительную часть к общему расходу в системе гидропитания.

Рассмотренная в процессе проектирования струнная трубка, в качестве управляющего органа, обладает рядом недостатков:

- а/ большие расходы и связанные с этим потери;
- б/ возможность возникновения автоколебаний;
- в/ наличие реакций струи и реакции в опоре.

Плоский золотник не обладает перечисленными недостатками, но требует высокой степени очистки рабочей жидкости, из-за возможности заклинивания притертых подвижных плоскостей золотника. В дальнейшем

в процессе стендовых испытаний элементов гидропривода следует изучить возможность замены его круглым золотниковым распределителем.

Следует отметить, что предлагаемая конструкция гидромотора обеспечивает получение высоких гидравлических КПД.

### ВЫВОДЫ:

1. Конструкция гидропривода позволяет обеспечить прокачку зеркала антенны диаметром  $\phi = 672$  мм на углы не менее  $60^\circ$  в любом направлении относительно продольной оси ракеты.
2. Предлагаемая схема гидравлического двигателя обеспечивает необходимые моменты и угловые скорости вращения антенны.
3. Отдельные элементы схемы просты и технологичны в производстве, а малые габариты позволяют объединить их в одном корпусе не больших размеров, что в значительной степени позволит избежать излишней протяженности маслопроводов и связанных с этим потерь.
4. Вес гидропривода не превышает - 20 кг.

# Г Л А В А У.

## РАСЧЕТ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМЫ ГИДРОПРИВОДА АНТЕННЫ ГОЛОВКИ САМОНАВЕДЕНИЯ

### § I. Постановка вопроса

Расчет надежности системы гидропривода антенны головки самонаведения произведен с учетом того, что основное влияние на надежность оказывает радиоэлектронная аппаратура.

Цифры среднего числа неисправностей в единицу времени элементов аппаратуры -  $\lambda$  взяты из работ ЦНИИ-22 МО и согласованы с разработчиками всего комплекса КС.

В расчете не учтено влияние на надежность таких элементов, как гидромоторы, штепсельные разъемы, места паяк из-за отсутствия обоснованных данных по средним частотам отказов этих элементов. Гироскопы для подсчета надежности разделены на три составных элемента: гиросомотор, индуктивный датчик и моментный датчик. Каждый из перечисленных элементов рассматривался как электродвигатель.

### § 2. Закон появления неисправностей в аппаратуре

Наиболее полно понятие надежности аппаратуры может быть сформулировано как "вероятность выполнения аппаратурой своей задачи в необходимое время". Таким образом надежность аппаратуры представляет собой вероятность и может быть охарактеризована некоторым числом  $P$  так, что

$$0 \leq P \leq 1$$

Тогда <sup>не</sup> надежность аппаратуры, т.е. вероятность того, что аппаратура не выполнит поставленной боевой задачи будет:

$$Q = 1 - P$$

Определим закон возникновения неисправностей во времени. Неисправности, возникающие в радиоэлектронной аппаратуре, могут быть представлены как редко наступающие события.

Из теории вероятностей и математической статистики известно, что для характеристики редко наступающих событий может быть применено распределение Пуассона:

$$P_N(t) = \frac{(\lambda t_p)^N}{N!} e^{-\lambda t_p} \dots \dots \dots (V-1)$$

где  $P_N(t)$  - надежность аппаратуры или вероятность,

$\lambda = \frac{N_0}{T_p}$  - среднее значение числа неисправностей, появившихся в единицу времени ;

$T_p$  - общее время работы аппаратуры ;

$N_0$  - число неисправностей, появившееся за время  $T_p$  ;

$t_p$  - время, за которое определяется вероятность появления неисправностей ;

$N$  - число неисправностей, вероятность появления которых за время работы аппаратуры  $t_p$  определяется.

Закон Пуассона подтверждается экспериментально на опыте эксплуатации одной из систем ЗРВ.

### § 3. Оценка надежности системы гидропривода

В связи с тем, что бортовая аппаратура вообще по условиям эксплуатации не ремонтируется, требуется, чтобы за определенное время работы аппаратура не имела бы неисправностей, т.е.  $N=0$  за время  $t_p$ . Тогда вероятность безотказной работы бортовой аппаратуры из /У-1/ может быть представлена как:

$$P = e^{-\lambda t_p} \dots \dots \dots (V-2)$$

В таблице /У-1/ представлены элементы рассматриваемой системы. К разряду двигателей отнесены 4 индуктивных датчика, 4 моментных датчика, 2 поляризованных электромагнита, управляющих золотниками гидромотора, 2 электромагнита, арретирующих антенну и электромагнитная муфта. К трансформаторам отнесены магнитные усилители.

Элементы системы гидропривода

Таблица У-1

Элементы	Сопро- тивле- ния	Кон- ден- сато- ры	Транс- форма- торы	Электро- двига- тели	Реле и выклю- чатели	Полу- про- вод- ники	Лампы сверх- миниа- турн. типа "Дробь"	Гиromo- торы
Блок КСН-I-II 2 комплекта	22	10	6	-	-	32	-	-
Блок КСН-I-8 2 комплекта	72	16	4	-	-	32	18	-
Схема гидро- привода	21	4	-	13	13	-	-	4
Итого:	115	30	10	13	13	64	18	4

В таблице /У-2/ приведены средние значения числа неисправностей -  $\lambda [1/\text{год}]$  элементов, входящих в таблицу /У-1/, для трех периодов:

а/ период хранения между очередными регламентными работами.  
Из ОТГ на систему КС этот период равен 0,5 года.

Для подсчета вероятности достаточно взять  $P = 0,25$  года;

б/ период боевой готовности на старте. Из ОТГ этот период равен 15 часам /30 включений по 30 минут/.

Для подсчета  $P$  берем половину -  $P = 7,5$  часов;

в/период полета  $\pi$  110 сек.

# 112 КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО № 1

К/3815-32

В таблице /У-3/ представлены величины  $\lambda$  и  $\lambda_n$  - количество элементов данной группы/.

Средние значения  $\lambda$  на один элемент.

Таблица У-2

Элементы	Сопротив- ления	Кон- ден- сато- ры	Транс- форма- торы	Электро двигате- ли	Реле и выключе- тели	Полу- про- вод- ники	Лампы сверх миниат. типа	Гиро- мото- ры
							"Дробь"	
Период хранения	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,35	2	0,8
Боевая готов- ность на старте	10	20	40	230	50	490	40	460
Полет	60	60	210	1700	690	770	510	3400

Примечания 1/ Цифры, указанные в таблице, умножить на  $10^{-7}$ .  
2/ Величины  $\lambda$  гиromоторов взяты равными  $2 \cdot \lambda$  электродвигателей в связи с тем, что количество оборотов гиromоторов значительно выше.



Таблица У-3

Средние значения числа неисправностей для групп элементов.

Элементы	Сопротив- ления	Конден- саторы	Трансфор- маторы	Электро- двигатели	Реле и выклю- чатели	Полупровод- ники	Лампы сверх- миниа- турные типа "Дробь"	Гироско- пы
Период хране- ния	$3,45 \cdot 10^{-6}$	$9 \cdot 10^{-7}$	$3 \cdot 10^{-7}$	$5,2 \cdot 10^{-7}$	$5,2 \cdot 10^{-7}$	$2,24 \cdot 10^{-6}$	$3,6 \cdot 10^{-6}$	$3,2 \cdot 10^{-7}$
Боевая готов- ность на старте	$1,15 \cdot 10^{-4}$	$6,0 \cdot 10^{-5}$	$4,0 \cdot 10^{-5}$	$2,99 \cdot 10^{-4}$	$0,65 \cdot 10^{-4}$	$3,14 \cdot 10^{-3}$	$7,35 \cdot 10^{-5}$	$1,84 \cdot 10^{-4}$
Полет	$6,9 \cdot 10^{-4}$	$1,8 \cdot 10^{-4}$	$2,1 \cdot 10^{-4}$	$2,21 \cdot 10^{-3}$	$8,97 \cdot 10^{-4}$	$4,94 \cdot 10^{-3}$	$1,3 \cdot 10^{-4}$	$9,20 \cdot 10^{-3}$

Суммарная величина  $\lambda$  для всех элементов составляет:

а/ за период хранения:

$$\lambda = 118,5 \cdot 10^{-7} \text{ 1/час}$$

б/ за период боевой готовности на старте

$$\lambda = 24,015 \cdot 10^{-4} \text{ 1/час}$$

в/ в режиме полета:

$$\lambda = 184,57 \cdot 10^{-4} \text{ 1/час}$$

Тогда вероятность безотказной работы будет:

а/ за период хранения

$$P_1 = e^{-118,5 \cdot 10^{-7} \cdot 2190} = 0,974$$

б/ за период боевой готовности на старте

$$P_2 = e^{-24,015 \cdot 10^{-4} \cdot 7,5} = e^{-0,018} = 0,98$$

в/ в режиме полета

$$P_3 = e^{-184,57 \cdot 10^{-4} \cdot 0,03} = e^{-0,00055} = 0,999$$

Общая вероятность безотказной работы гидропривода головки самонаведения:

$$P_{общ} = P_1 \cdot P_2 \cdot P_3 \cdot \dots \dots \dots \text{ /У-3/}$$

Или :  $P_{общ} = 0,974 \cdot 0,980 \cdot 0,999 = 0,955$

### В ы в о д ы

В главе У приведен расчет надежности схемы головки самонаведения как вероятности наступления редко наступающих событий по функции распределения Пуассона для случая ненаступления события за три периода времени: период хранения, период боевой готовности на старте и период полета. В качестве коэффициента при аргументе функции взято среднее значение числа неисправностей элементов, рассчитанное на один час.

Произведенный расчет показывает, что:

- а/ Надежность схемы за период хранения составляет 97,4 %.
- б/ Надежность за период боевой готовности на старте - 98%.
- в/ Надежность в режиме полета 99,9 %.
- г/ Общая надежность составляет 95,5 %
- д/ Общая ненадежность - 4,5 %.

Наибольший процент ненадежности схемы образуется за период хранения и в частности за счет сверхминиатюрных ламп типа "Дробь", примененных в блоке КСНІ-8 и сопротивлений, за счет их большого количества.

### З а к л ю ч е н и е

Приведенные в книге расчеты и исследования выбранной схемы двухосного гиросtabilизатора индикаторного типа показывают, что разработанный гиросtabilизатор удовлетворяет требованиям, предъявленным к системе.