

СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ

Оглавление

Лабораторная работа №1	2
ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОСТАВЛЯЮЩИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ СЛЕДЯЩИХ СИСТЕМ	2
1. Цель работы	2
2. Оборудование, измерительные приборы, инструмент	2
3. Содержание работы	2
4. Общие сведения	2
4.1. Типовые режимы работы следящих систем	2
4.2. Описание лабораторной установки	3
5. Методика выполнения работы	8
6. Содержание отчета	8
7. Контрольные вопросы	8
Лабораторная работа №2	9
ДВУХОСНЫЙ СИЛОВОЙ ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ СТАБИЛИЗАТОР МГВ	9
1. Цель и задачи работы	9
2. Оборудование, измерительные приборы, инструмент	9
3. Содержание работы	9
4. Общие сведения	9
4.1. Основные технические данные прибора;	9
4.2. Работа гировертикали	10
4.3. Электрическая схема	13
4.4. Конструкция гировертикали	16
5. Методика выполнения работы	19
6. Содержание отчета	20
7. Контрольные вопросы	21
Лабораторная работа №3	22
ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ (ТРЕХОСНЫЕ) СИЛОВЫЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ СТАБИЛИЗАТОРЫ	22
1. Цель и задачи работы	22
2. Оборудование, измерительные приборы, инструмент	22
3. Содержание работы	22
4. Общие сведения	22
4.1. Гироазимутгоризонт	23
4.1.1. Кинематическая схема гироазимутгоризонта	23
4.1.2. Конструкция гироазимутгоризонта	25
4.2. Силовая курсоверткаль	27
4.2.1. Кинематическая схема силовой курсоверткаль	27
4.2.2. Конструкция силовой курсоверткаль	30
5. Методика выполнения работы	30
6. Содержание отчета	31
7. Контрольные вопросы	31
Цикл_2 КОМПЬЮТЕРНЬИ ПРАКТИКУМ	33

Лабораторная работа №1

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОСТАВЛЯЮЩИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ СЛЕДЯЩИХ СИСТЕМ

1. Цель работы

- ознакомить студентов с классификацией ошибок следящих систем, методикой их определения и влиянием закона управления на величину составляющих ошибки слежения.

2. Оборудование, измерительные приборы, инструмент

- 2.1. Макет установки.
- 2.2. Секундомер.
- 2.3. Коллиматор.

3. Содержание работы

Работа заключается в определении составляющих ошибки следящей системы с использованием закона управления по ошибке или комбинированного управления при различных режимах слежения и введением в прямую цепь последовательных корректирующих контуров.

4. Общие сведения

4.1. Типовые режимы работы следящих систем

Точность работы следящей системы характеризуется рассогласованием $\theta = \theta_{вих} - \theta_{вх}$, где θ - ошибка слежения, $\theta_{вх}$ - угол поворота задающей оси, $\theta_{вих}$ - угол поворота исполнительной оси.

Ошибка слежения состоит из нескольких составляющих - статической, скоростной, динамической, величина каждой из которых зависит от закона изменения входного воздействия. Так как закон изменения входного воздействия для следящей системы является произвольной случайной функцией времени, то при экспериментальном исследовании точности следящей системы принято использовать следующие типовые режимы ее работы:

Режим слежения при фиксированных значениях угла поворота задающей оси. Этот режим характеризуется статической ошибкой, определяемой рассогласованием $\theta_{ст}$ при покое системы или в момент трогания.

Режим слежения с постоянной скоростью. Такой режим характеризуется появлением скоростной ошибки, определяемой $\theta_{ск}$ при движении задающей оси с постоянной скоростью.

Режим слежения при гармоническом воздействии на входе. Характеризуется появлением динамической ошибки, возникающей при движении задающей оси с переменной скоростью.

Погрешности следящих систем в основном обусловлены ошибками чувствительных элементов, наличием люфтов, действием моментов нагрузки на оси обработки, а также их динамическими свойствами.

Величины составляющих погрешностей следящих систем в большой степени зависят от структуры системы, определяющей закон регулирования. Для повышения точности следящей системы обычно используют следующие методы:

1. Увеличение коэффициента усиления разомкнутой цепи.
2. Повышение степени астатизма системы.
3. Использование регулирования по производным от ошибки слежения.
4. Введение комбинированного управления по входному воздействию и сигналу ошибки.

Существующие методы определения статической, скоростной и динамической составляющих погрешностей следящей системы основаны либо на непосредственном измерении входной и выходной величины и последующем их сравнении, либо на измерении напряжения на входе усилителя следящей системы, которое пропорционально углу рассогласования между задающей осью и осью обработки.

Определение ошибок этими методами связано с значительными трудностями, обусловленными тем, что $\theta_{вх}$ и $\theta_{вых}$ - близкие величины и непрерывно изменяются в процессе эксперимента.

В макете лабораторной установки используется метод определения составляющих погрешностей, не имеющий указанных недостатков. Сущность метода заключается в такой кинематической связи между задающим и исполнительными элементами следящей системы с измерением ошибки слежения, при которой появляется возможность избежать измерения и определения разности входной и выходной величин и получить ошибку слежения в виде непосредственного отсчета.

4.2. Описание лабораторной установки

Установка выполнена в виде трех блоков: поворотного стола с закрепленными на нем чувствительными и исполнительными элементами следящей системы, пульта управления и оптической системы считывания сигнала ошибки.

Поворотный стол

Поворотный стол (рис.1) состоит из корпуса I, в котором вращается площадка 7. Статор синусно-косинусного поворотного трансформатора-датчика (СКВТ) 2 типа ВТ-5 жестко скреплен с корпусом установки, а ротор - с осью вращающейся площадки. На площадке установлен СКВТ-приемник 8 типа ВТ-5, ротор которого приводится в движение двигателем 11 типа ДИД-2ГА через редуктор 10. Подвод питания к СКВТ 8 и двигателю 10 осуществляется через коллектор 3. Конструкция стола обеспечивает одновременный поворот на одинаковый угол статора СКВТ-приемника и ротора СКВТ-датчика. Площадка 7 приводится во вращение приводным

двигателем 13, в качестве которого используется двухфазный асинхронный двигатель-генератор ДГ-1. Редуктор, состоящий из пары цилиндрических зубчатых колес 12 и червячной передачи 5 передает вращающий момент от двигателя к оси вращения платформы.

Угол поворота площадки можно определить с помощью лимба 6, укрепленного на вращающейся площадке установки и индекса 4, жестко связанного с корпусом.

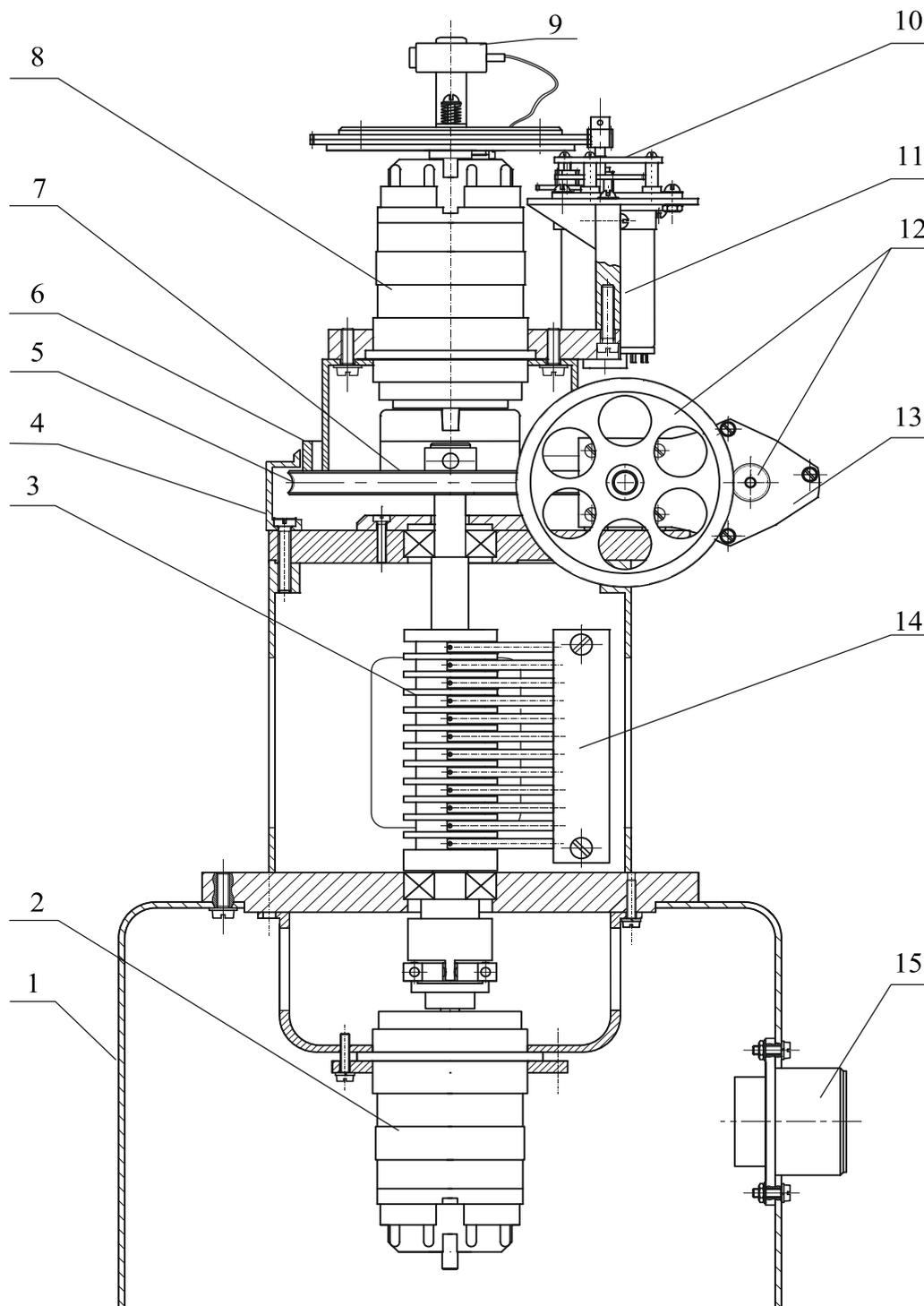


Рис. 1.

Электрическая схема поворотного стола показана на рис. 2.

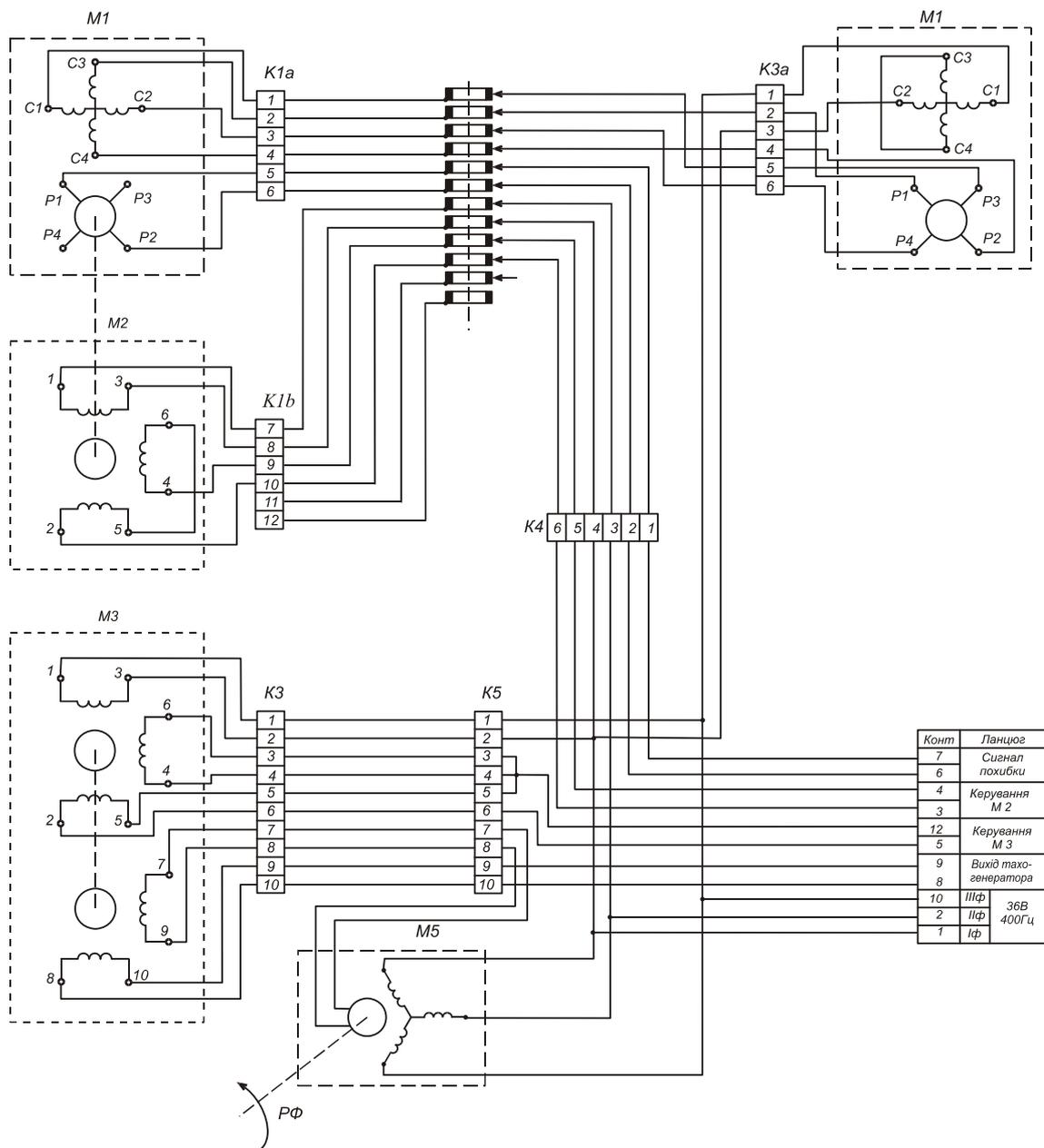


Рис. 2.

Оптическая система считывания сигнала ошибки состоит из коллимационной трубы, зеркала, закрепленного на оси СКВТ-приемника и экрана. Световой пучок из коллиматора попадает на зеркало и, отразившись от него, - на экран. Угол поворота исполнительной оси относительно корпуса установки определяется по отклонению светового пучка на экране от исходного (нулевого) положения. Возможно также применение лазера, установленного вместо зеркала.

Пульт управления

Электрическая схема пульта управления показана на рис.3, а внешний вид лицевой панели – на рис. 4.

Пульт управления состоит из трех основных блоков.

1. Задатчик режимов работы приводного двигателя стола, состоящий из

сельсина СС-I типа СС-405, ротор которого приводится во вращение двигателем Дв3 переменного тока типа ДГ-2 через редуктор.

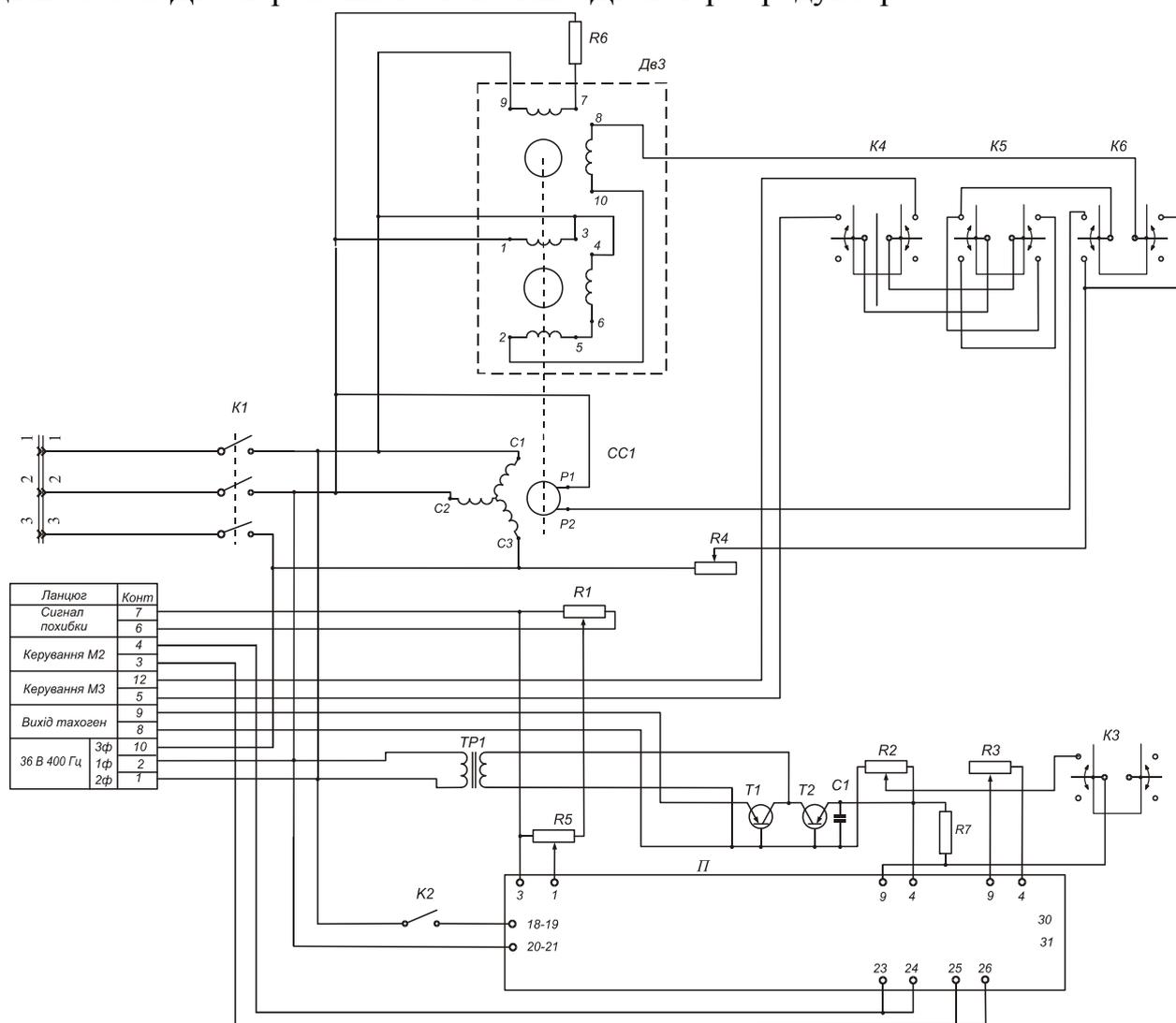


Рис. 3.

2. Усилитель следящей системы.

3. Устройство для измерения угловой скорости вращения стола, состоящее из показывающего прибора, шкала которого отградуирована в единицах угловой скорости. Сигнал на измерительное устройство поступает с сигнальных обмоток генератора приводного двигателя-генератора ДГ-1.

4. Задатчик режимов работы приводного двигателя обеспечивает вращение стола по указанным типовым режимам. Принцип работы его следующий. На статор сельсина СС-I подается напряжение 36 В, 400 Гц. При одном положении тумблера К2 напряжение 2-й и 3-й фаз поступает на управляющие обмотки приводного двигателя ДВ2 установки, который будет вращать стол с постоянной скоростью.

Напряжение, подаваемое на управляющие обмотки двигателя, а следовательно, и скорость вращения стола можно регулировать изменением величины сопротивления R4. Реверс приводного двигателя осуществляется о помощью переключателя К5, Остановка стола осуществляется тумблером К 4.

При переключении тумблера К6 управляющие обмотки приводного двигателя подключаются к роторной обмотке сельсина СС-І. Одновременно этим же тумблером подключается питание на двигатель Дв2 пульта, который начинает вращать через редуктор ротор сельсина. При вращении ротора двигателя Дв2 с угловой скоростью Ω с роторной обмотка сельсина снимается напряжение $U = U_m \sin \Omega t$. Угловая скорость ω вращения вала приводного двигателя стола пропорциональна напряжению U : $\omega = kU = kU_m \sin \Omega t$. Тогда угол поворота стола $\psi = \int \omega dt = \frac{kU_m}{\Omega} \cos \Omega t$, т.е. изменяется по гармоническому закону с периодом $\frac{2\pi}{\Omega}$ и амплитудой $\frac{kU_m}{\Omega}$.

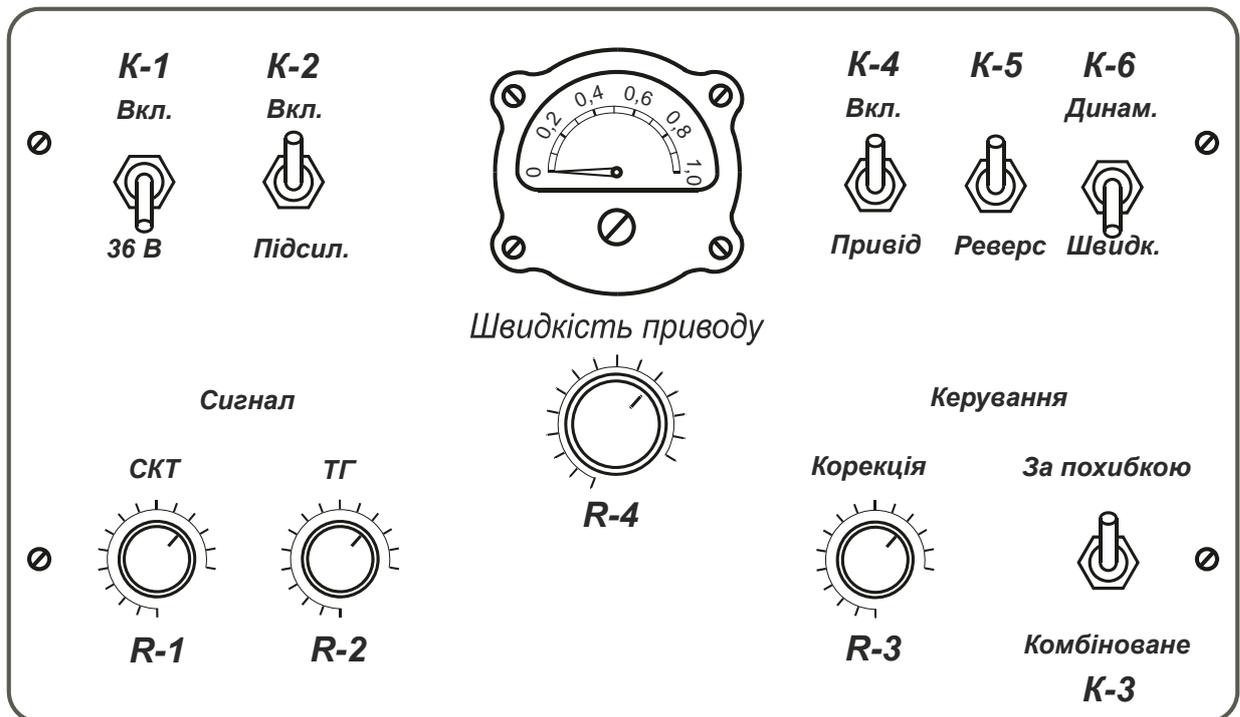


Рис. 4

Изменение периода колебаний стола производится реостатом R4.

Для создания скачкообразного входного сигнала необходимо изменять вращение стола с помощью тумблера K5.

При заданном типовом задающем воздействии, воспроизводимом приводным двигателем М3 стола, со статора СКТ-приемника М1 на статор СКТ-датчика М1а подается напряжение, несущее информацию об угле поворота ротора СКТ-датчика относительно корпуса. С ротора СКТ, жестко связанного со столом, через коллектор сигнал подается на усилитель пульта управления, затем на двигатель М2, который поворачивает ротор СКТ-приемника в согласованное положение. Одновременно статор СКТ-приемника поворачивается на такой же угол, что и ротор СКТ-датчика. Отклонение оси ротора СКТ-приемника от ее первоначального положения относительно корпуса определяет величину ошибки следящей системы. Это отклонение измеряется с помощью оптической системы отсчета.

5. Методика выполнения работы

5.1. Измерить статическую ошибку слежения для случая закона регулирования по ошибке. Ошибки слежения определять для значения углов поворота ротора СКТ-датчика в пределах $0...360^\circ$ в обе стороны. Произвести две серии измерений для разных значений коэффициента передачи разомкнутой системы (изменяется с помощью потенциометра R1).

5.2. Измерить величину скоростной ошибки слежения. Измерение проводить для нескольких значений скорости вращения ротора сельсина-датчика. Произвести две серии измерений для разных значений коэффициента передачи разомкнутой системы (изменяется с помощью потенциометра R1).

5.3. Измерить величину динамической ошибки слежения. Измерение проводить при различных значениях амплитуды и частоты входного воздействия.

5.4. Повторить измерения по пп. 5.1-5.3 для случая комбинированного управления. Для этого на вход усилителя У1 с помощью тумблера К3 подать напряжение с сигнальных обмоток генератора двигателя М3 поворотного стола, пропорциональное угловой скорости вращения задающей оси. Величину этого сигнала регулировать с помощью потенциометра R2.

6. Содержание отчета

В отчете должны быть представлены результаты измерений по пп.5.1 - 5.4 и графики зависимостей $\theta(t) = f_1(\theta_{ex})$; $\theta(t) = f_2(\Omega_{ex})$; $\theta(t) = f_3(\Omega, \psi)$ для случая двух законов управления, а также выводы по проделанной работе.

7. Контрольные вопросы

7.1. Классификация составляющих ошибок следящих систем. Каковы причины их возникновения.

7.2. Методы определения составляющих ошибок.

7.3. В чем заключается комбинированный принцип управления?

7.4. Зачем в усилителе следящей системы установлены фазочувствительный выпрямитель и модулятор?

7.5. По известной передаточной функции следящей системы определите установившееся значение статической погрешности, скоростной погрешности.

7.6. Назовите основные методы уменьшения составляющих погрешностей следящих систем.

7.7. Какие преимущества, и недостатки метода определения погрешностей следящих систем, используемого при выполнении лабораторной работы?

7.8. Исследуемая система с регулированием по ошибке обладает астатизмом первого порядка. Объясните результаты эксперимента, выполненного в соответствии с п.5.1 методических указаний.

7.9. Что такое моментная ошибка следящей системы?

7.10. Назовите причины появления автоколебательного режима работы следящей системы при подключении в прямую цепь некоторых типов корректирующих звеньев.

Лабораторная работа №2.

ДВУХОСНЫЙ СИЛОВОЙ ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ СТАБИЛИЗАТОР МГВ

1. Цель и задачи работы:

- изучить принцип работы и конструкцию малогабаритной гировертикали МГВ-1С, используемой в качестве центрального датчика углов крена и тангажа объекта;
- приобрести навыки проверки исследуемого прибора на соответствие основным паспортным параметрам с помощью комплекта контрольно-поверочной аппаратуры.

2. Оборудование, измерительные приборы, инструмент

- 2.1. Малогабаритная гировертикаль МГВ-1С.
- 2.2. Пульт проверки ППБ-86.
- 2.3. Поворотный стол КПА-5.
- 2.4. Ламповый вольтметр.
- 2.5. Электронный осциллограф.
- 2.6. Секундомер.

3. Содержание работы

- 3.1. Изучить принцип действия, кинематическую и электрическую схемы двухосного гиросtabilизатора МГВ-1С.
- 3.2. Ознакомиться с техническим описанием и инструкцией по эксплуатации комплекта контрольно-поверочной аппаратуры ППБ-86.
- 3.3. Определить основные параметры исследуемого прибора.

4. Общие сведения

Малогабаритная гировертикаль МГВ-1С является двухгироскопной платформой с силовой стабилизацией и с коррекцией к вертикали, осуществляемой от одноосных маятников. В электрических датчиках дистанционной передачи, которые установлены на измерительных осях прибора, формируются сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа объекта.

4.1. Основные технические данные прибора;

- Диапазон углов работы: по крену + 180°; по тангажу- + 60°.
- Погрешность выдерживания вертикали:
 - на неподвижном основании ±5 угл. мин;
 - на качающемся основании ±15 угл. мин.
- Скорость накопления погрешности при вираже не более 0,4°/мин.
- Скорость прецессии от маятниковой коррекции от 0,7 до 2°/мин.
- Питание от источников переменного тока:
 - напряжением 36 В

частотой 400 Гц.

- Питание от источников постоянного тока: напряжением 27 В.
- Время готовности не более 4 мин.

4.2. Работа гировертикали

Действие и взаимосвязь основных систем исследуемого прибора поясним по структурно-кинематической схеме (рис. 1).

Рамы 10 и 14 образуют карданов подвес с углом поворота $\pm 60^\circ$ вокруг оси y и $\pm 180^\circ$ вокруг оси x . На внутренней раме 10 установлены два двухстепенных гироскопа 8 и 20. Роторы гироскопов могут поворачиваться вокруг осей прецессии y' и x' . Кинетические моменты гироскопов равны по модулю и противоположны по направлению.

Углы прецессии гироскопов ограничены упорами в пределах $\pm 5^\circ$.

В канал стабилизации наружной рамы (относительно оси x) входят гироскоп 20, датчик угла прецессии 19, усилитель и двигатель I.

В канал стабилизации внутренней рамы (относительно поперечной оси y) входят гироскоп 8, датчик угла прецессии 7, усилитель и двигатель 3. Двигатель 3 расположен на внутренней раме и через шестерню 5 кинематически связан с наружной рамой. Двигатель I расположен на корпусе 6 прибора и кинематически связан с шестерней 2, закрепленной на наружной раме 14.

При возникновении возмущающих моментов, действующих вокруг оси стабилизации y (оси внутренней рамы), начинается прецессия гироскопа 8 вокруг оси прецессии со скоростью $\omega_{np} = M/H$ и возникает гироскопический момент M_G , противоположно направленный возмущающему моменту. При этом датчик угла прецессии 7 выдает управляющий сигнал, который через усилитель поступает на двигатель 3. Двигатель развивает момент разгрузки M_P , противоположный возмущающему моменту. При наступлении равенства этих двух моментов гироскоп 8 останавливается с отклонением на небольшой угол и дальше не прецессирует, а гироскопический момент становится равным нулю.

При снятии внешнего возмущающего момента гироскоп под действием момента разгрузочного двигателя возвращается в первоначальное положение. Аналогично происходит разгрузка от возмущающих моментов, действующих вокруг оси стабилизации x .

Таким образом, внутренняя рамка, являющаяся стабилизированной платформой прибора, сохраняет свое положение в инерциальном пространстве неизменным независимо от воздействия возмущающих моментов на осях стабилизации и служит базой для отсчета углов крена и тангажа объекта.

Во время разгона гиromоторов с целью предотвращения возникновения автоколебаний из-за малости кинетических моментов гироскопов коэффициент передачи каналов стабилизации автоматически уменьшается. Восстановление нормального действия систем стабилизации происходит одновременно с включением системы быстрого восстановления (арретирования).

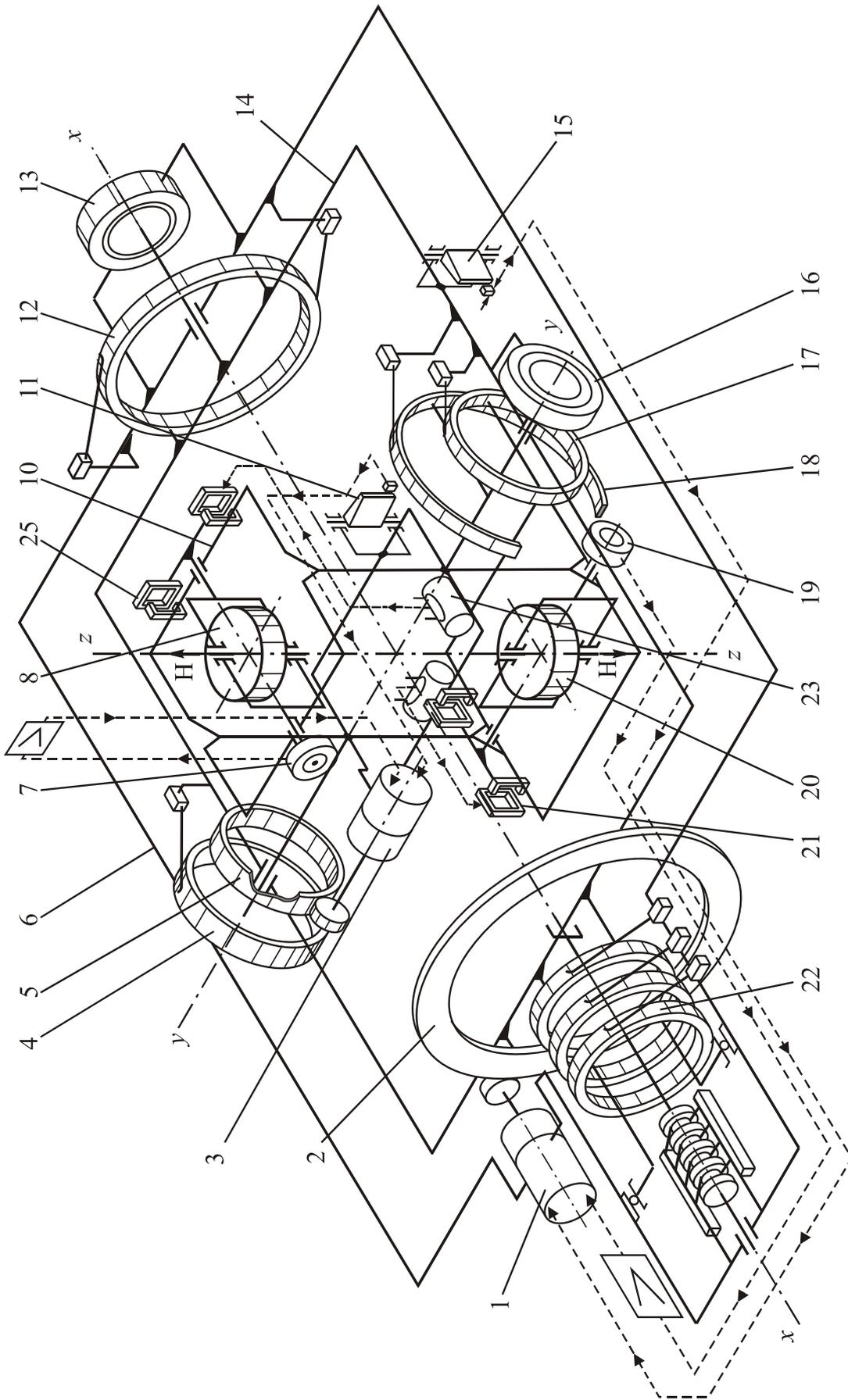


Рис. 1

Система арретирования осуществляет быстрое восстановление платформы в горизонтальное положение в процессе запуска прибора по сигналам от горизонтальных маятников 11 и 15, которые установлены соответственно на внутренней и наружной рамах карданова подвеса. Если внутренняя рама в момент запуска имела завал относительно оси y , один из контактов, расположенных по обе стороны маятника 11, замыкается. Сигнал маятника, поступающий на управляющую обмотку двигателя разгрузки 3, выбран так, чтобы он был противоположен по фазе и превышал максимальный сигнал, который поступает на двигатель с выхода усилителя канала стабилизации. Поэтому двигатель 3 будет создавать момент, (приложенный вокруг оси x), вызывающий прецессию гироскопа 8 вокруг его оси прецессии. Движение гироскопа будет происходить до тех пор, пока он не ляжет на один из упоров на внутренней раме.

В момент касания об упор гироскоп 8 теряет одну степень свободы и под действием момента двигателя 3 платформа 10 как обычное твердое тело начинает поворачиваться вокруг оси y к горизонтальному положению. Если по инерции платформа перейдет горизонтальное положение, маятник 11 начнет подавать сигнал противоположного знака, гироскоп под действием момента разгрузочного двигателя повернется к другому упору и платформа изменит направление своего вращения. После нескольких колебаний платформа остановится в положении, близком к горизонтальному.

Таким же образом процесс быстрого восстановления происходит по оси x , причем сигнал с маятника 15 поступает на двигатель I, момент которого вызывает прецессию гироскопа 20.

Система арретирования включается от программного механизма или вручную. Ручное управление арретированием можно производить через 2...2,5 мин после подачи питания на прибор, т.е. по окончании разгона гироскопов.

Система маятниковой коррекции предназначена для совмещения оси стабилизированной платформы 10 с истинной вертикалью.

В систему коррекции по тангажу входит дистанционный жидкостный маятник 23 и датчик момента 9, прикладывающий момент коррекции вокруг оси прецессии гироскопа 8.

В систему коррекции по крену входит дистанционный жидкостный маятник 24 и датчик момента 21.

Работа систем коррекции аналогична работе таких систем в гировертикалях типа АГБ, АГД, конструкция и принцип работы которых изучаются при выполнении лабораторных работ по дисциплине "Измерительные преобразователи, приборы и системы".

Гировертикаль МГВ-1С снабжена системой дистанционного завала платформы, необходимой для контроля и отладочных работ в производственных и эксплуатационных условиях.

Для обеспечения нужного завала платформы вокруг осей стабилизации x и y используются отдельные датчики момента 25 и 26, расположенные на осях прецессии гироскопов 8 и 20, имеющие такую же конструкцию, как и датчики моментов систем коррекции.

На датчики момента системы завала подаются сигналы из контрольно-поверочной аппаратуры, причем их величина в несколько раз превышает максимальный сигнал от жидкостных маятников 23 и 24.

Для обеспечения завала платформы вокруг оси y сигнал подается на датчик момента 25. Под действием разностного момента датчиков 9 и 25 гироскоп 8 начнет процессировать, увлекая с собой платформу 10.

Дистанционная передача сигналов с прибора осуществляется с помощью синусно-косинусных трансформаторов 16 и 13, а также потенциометров 22, 12, 4, 17 и 18.

4.3. Электрическая схема

Принципиальная электрическая схема модификации МГВ-1СУ изображена на рис. 2.

Трехфазный переменный и постоянный токи подводятся к элементам схемы через штепсельный разъем Ш1 и группу коллекторных колец КП I.

Далее по гибким токопроводам токи подводятся к элементам на внутренней раме.

Электрическая схема прибора функционально состоит из схемы гироскопической части и схемы выходных датчиков дистанционной передачи сигналов крена и тангажа, которая различна в каждой модификации.

Элементы гироскопической части электрической схемы относятся к следующим системам:

а) в систему силовой стабилизации входят потенциометры R13 - R16, балластные сопротивления R29 - R31 и R32, разгрузочные двигатели M3 и M4, ограничительные сопротивления R1, R2 и реле P4 (в рассматриваемой схеме в качестве датчиков углов прецессии могут использоваться вместо потенциометров R3 - R16 трансформаторные датчики угла совместно с усилителями каналов стабилизации);

б) в систему маятниковой коррекции входят два жидкостных маятниковых переключателя Э1 и Э2 и два датчика момента Дк1 и Дк2, а также ограничительные сопротивления R3 и R4;

в) в систему арретирования входят реле P1, маятники У1 и У2, делительные сопротивления R5 - R12, а также двигатели M3 и M4, сопротивления искрогашения R33 - R36 и ограничительное сопротивление R37;

г) в систему сигнализации о работоспособности входят реле P2, P3 и контакты К1 и К2;

д) в систему дистанционного завала входят два датчика момента Дк3 и Дк4.

Сигнал, управляющий двигателями M3 и M4, снимается с соответствующей пары щеток. В исходном положении щетки располагаются в середине намотки потенциометров R13 - R14 и R15 - R16, а напряжение между ними равно нулю. Напряжение, снимаемое со щеток потенциометров, увеличивается пропорционально углу прецессии гироскопов при его изменении в пределах $\pm 2,5^\circ$.

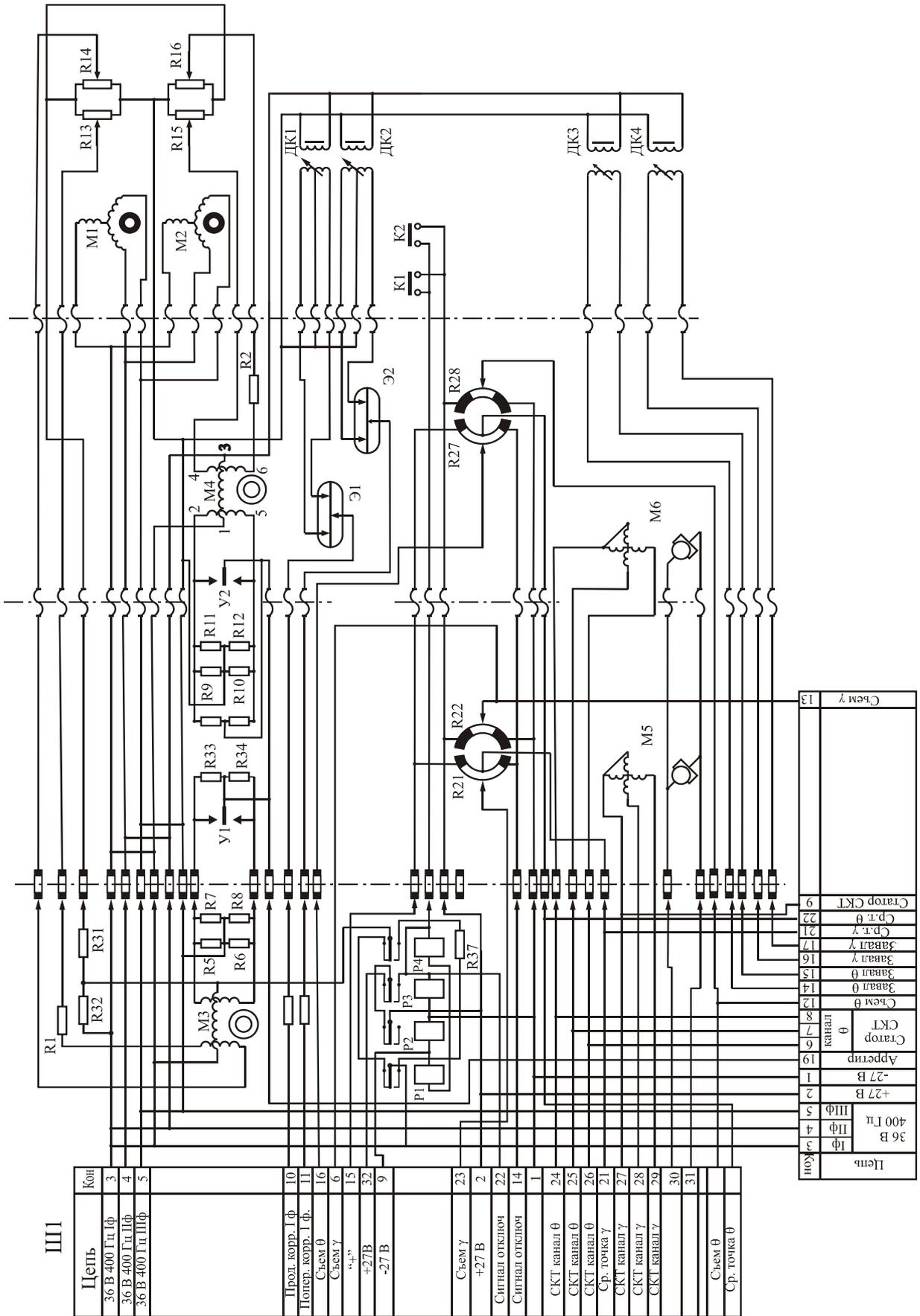


Рис. 2.

Затем щетки будут двигаться по закороченным участкам потенциометров. Общий угол поворота щеток - около 5° в каждую сторону.

В качестве разгрузочных двигателей М3 и М4 используются малогабаритные индукционные двигатели ДМ-01А, работающие в заторможенном режиме. При этом в работе силовой стабилизации принимает участие одна управляющая обмотка 4-6 каждого двигателя, получающая питание от соответствующих потенциометров.

В начальный момент запуска, когда кинетические моменты гироскопов малы, под действием систем стабилизации происходит быстрый заброс гироскопов до упоров, на которых имеются специальные контакты К1 и К2. При замыкании этих контактов срабатывают реле Р3 и Р4. Реле Р3 осуществляет самоблокировку обоих реле, а реле Р4 включает добавочное сопротивление R32 в цепи питания потенциометров разгрузки. Крутизна сигнала разгрузки резко уменьшается, чем предупреждается возникновение автоколебаний в процессе разгона гироскопов. Разблокировка реле Р3 и Р4 происходит одновременно с подачей сигнала на арретирование.

Чувствительными элементами систем коррекции гировертикали являются жидкостные маятниковые переключатели Э1 и Э2, представляющие собой плоскостные пузырьковые уровни. Крайние контакты жидкостных переключателей электрически соединены с соответствующей обмоткой управления датчиков момента Дк1 и Дк2, а средние подключены к фазе 1 через штепсельный разъем Ш1.

В электрической схеме прибора предусмотрена возможность отдельного отключения поперечной и продольной коррекции, для чего фаза I снимается со средних контактов жидкостных датчиков.

Чувствительными элементами в схеме системы арретирования являются механические маятники крена и тангажа У1 и У2 с контактными группами. Средние подвижные контакты маятников соединены между собой и выведены на нормально замкнутый контакт реле Р1 и на контрольный разъем Ш2. Неподвижные контакты этих маятников подключены к управляющим обмоткам 2-5 двигателей М3 и М4.

Сопротивления R5 - R8 и R9 - R12 образуют делитель с искусственной средней точкой и подключены к управляющим обмоткам 2-5 двигателей и Ш фазе.

При выполнении команды "арретирование" срабатывает реле Р1. Через его контакты и контактные группы маятников питание поступает на управляющие обмотки двигателей М3 и М4. Одновременно срабатывает реле Р2, снимающее самоблокировку с реле Р3 и Р4, действие силовой стабилизации остается ослабленным.

Максимальные токи в обмотке разгрузки 4-6 двигателей М3 и М4 значительно меньше токов в обмотке арретирования 2 - 5, вследствие чего происходит прецессия гироскопов с большой скоростью. При предельных углах арретирования (забросе гироскопов на упоры) вновь включается реле Р4 и крутизна каналов стабилизации становится номинальной.

Дистанционный завал платформы осуществляется с помощью датчиков момента Дк3 и Дк4, обмотки управления которых выведены на контрольный

разъем Ш2. Момент, развиваемый датчиком момента Дк3, превышает максимальный момент датчика момента Дк1, поэтому платформа отклоняется от исходного положения под действием разностного момента.

В электрической схеме прибора предусмотрены два типа устройств для дистанционной передачи сигналов: потенциометрические датчики и синусно-косинусные трансформаторы. Потенциометрические датчики запитываются от цепи постоянного тока 27 В, а также могут запитываться от специальных источников.

4.4. Конструкция гировертикали

При изучении конструкции гировертикали следует учесть, что она состоит из ряда последовательно собираемых элементов и узлов. Поэтому описание основных элементов и узлов дается в порядке, соответствующем их установке в прибор.

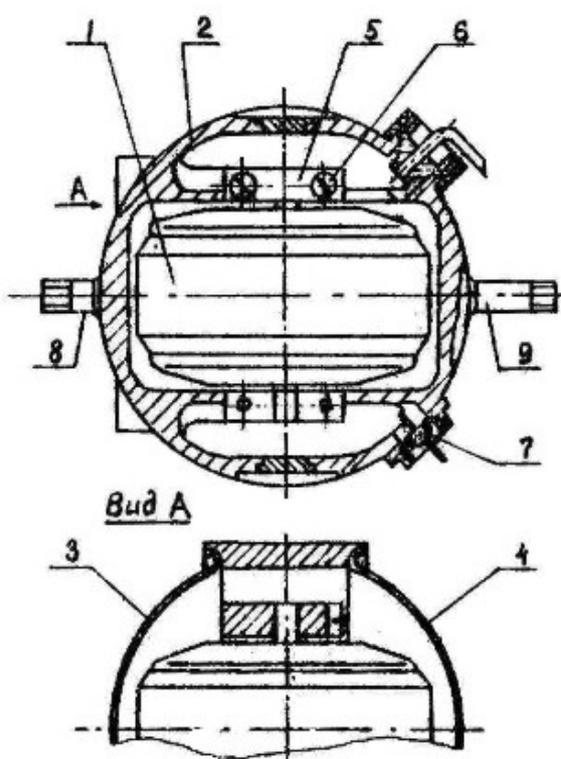


Рис. 3

Гироузел ГУА-2Д (рис. 3) состоит из гиromотора 1 в корпусе 2, который герметично закрыт приваренными к корпусу кожухами 3 и 4. Гиromотор укреплен в корпусе 2 с помощью накладок 5, притянутых винтами 6. Внутренний объем гиروضла заполнен водородом. Электропитание подводится через гермоввод 7. Корпус гиروضла имеет оси 8 и 9 для установки в корпус гироскопического чувствительного элемента.

Гиromотор представляет собой асинхронный трехфазный двигатель, на ротор которого надет обод из тяжелого сплава. Основные характеристики ГУА-3Д: кинетический момент - 2000 Гсмс, пусковой ток - не более 0,4 А; ток в рабочем режиме - не более 0,1 А.

Гироскопический чувствительный элемент (ГЧЭ) - основной узел, от которого зависит работоспособность и точность всего прибора. В нем сосредоточены элементы, участвующие в работе систем стабилизации, арретирования, маятниковой коррекции и дистанционного завала.

ГЧЭ (рис.4) собран в стальном литом корпусе 1. В торцевых стенках 2 и 3 корпуса установлены втулки 4 с прецизионными подшипниками, на которые опираются оси гиروضла 5. Внутренние кольца подшипников затянуты на осях резьбовыми втулками 6.

На передней оси одновременно с подшипником втулка 6 удерживает плату 7, к которой приклепаны два щеточных узла 8, состоящих из двух

дельтавидных щеток, припаянных к регулировочному кронштейну.

С другой стороны корпуса ГЧЭ закреплен кронштейн 9. На нем установлены два пакета рамок (обмоток управления) датчиков момента 10, 11. Обмотки возбуждения датчиков, надетые на сердечники из трансформаторной стали 14 и 15, крепятся на боковых стенках корпуса 1.

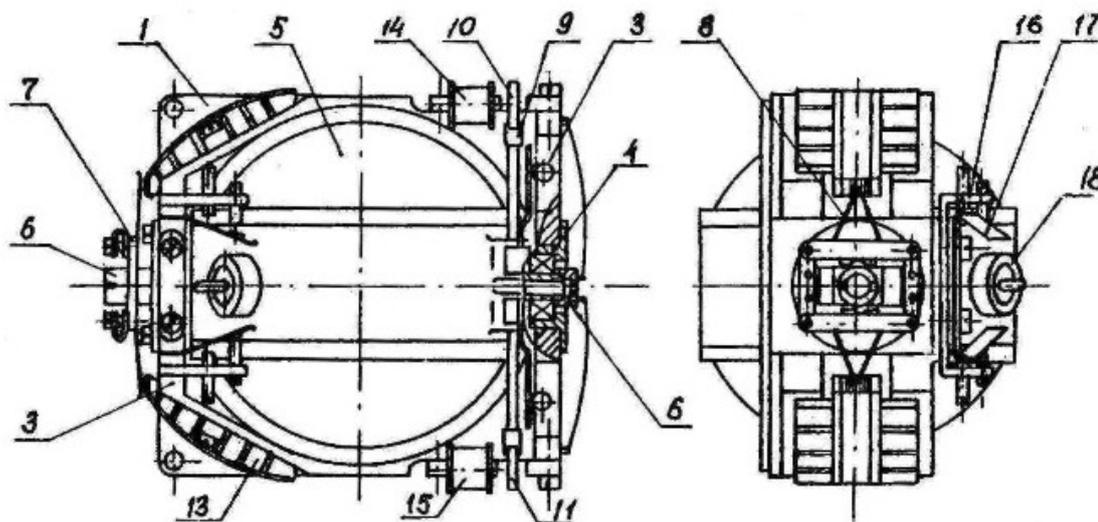


Рис. 4

На скосах боковых стенок корпуса, установлены два потенциометра 13 системы стабилизации. Каркас потенциометра снабжен ребрами для увеличения поверхности теплоотдачи. Намотка потенциометра выполнена вдоль контура, чем обеспечивается необходимая крутизна снимаемого сигнала. На торцевой стенке 3 установлен упор, ограничивающий угол поворота подвижной части ГЧЭ вокруг оси прецессии. Он состоит из жесткого кронштейна 16 и двустороннего пружинящего бронзового упора 17, которые разделены между собой изоляционной прокладкой. При отклонении гиروزла изолирующая втулка 18, надетая на выступ гиروزла 5, нажимает на упор 17, обеспечивая замыкание контактной группы.

Подвижная часть ГЧЭ балансируется статически с помощью грузов. Динамическая балансировка производится винтом 19.

Выставка потенциометров и регулировка сердечников датчиков момента с катушками осуществляется перемещением вдоль соответствующих крепежных пазов. Предусмотрена также регулировка натяга щеток потенциометров и угла поворота гиروزла.

Двигатель разгрузки с редуктором. В качестве двигателя разгрузки каналов крена и тангажа используется двухфазный индукционный двигатель ДМ-0.1А. Редукторы каналов крена и тангажа конструктивно выполнены одинаково и отличаются только трибками на выходных осях. Передаточное число редукторов вместе с ведомыми шестернями, закрепленными на наружной раме подвеса, составляет: по крену $i_{\gamma} = 1/298$; по тангажу $i_{\vartheta} = 1/288$.

Момент, развиваемый двигателем с редуктором в системе стабилизации

по обеим осям, составляет не менее $7,5 \cdot 10^{-2}$ Н·м.

Платформа (внутренняя рама карданова подвеса) является основным узлом прибора (рис.5). ГЧЭ тангажа 1 и крена 2 крепятся своими фланцами к верхней и нижней плоскости рамы 3, в ней имеется выемка, в которой размещен двигатель разгрузки канала тангажа с редуктором 4, Узел двигателя с редуктором крепится винтами 5. На боковой стороне рамы установлена ось 8, к фланцу 9 которой привинчен потенциометр 10. На другой боковой стороне закреплены вторая ось 11 и фланец 12, потенциометры 13 и 14. На выступе рамы 3 винтами закреплен маятник 14 системы арретирования по тангажу.

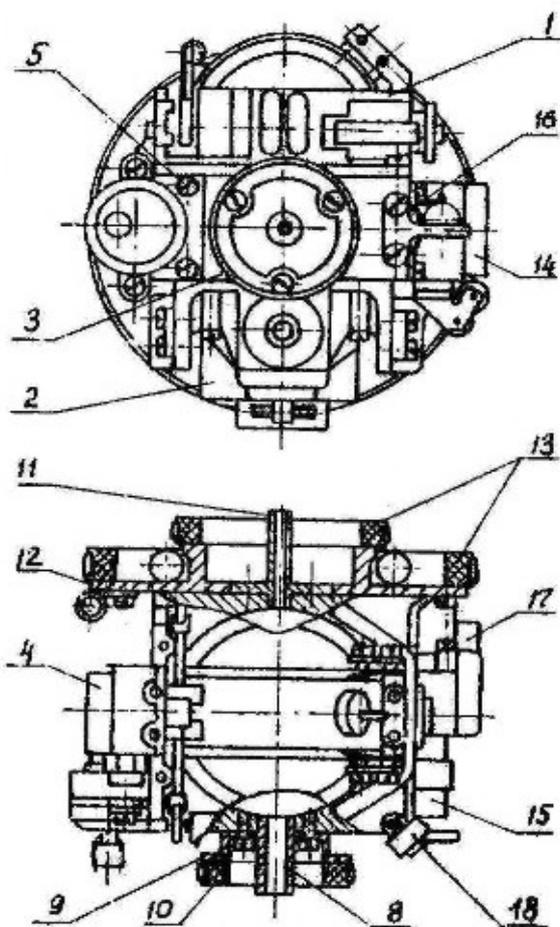


Рис. 5.

На боковой части рамы расположен маятник 9 системы арретирования по крену. На одной из торцевых частей рамы установлены потенциометр 10 для съема сигналов по крену и ось II для последующего монтажа в корпусе.

В другой торцевой части рамы расположена шестерня канала разгрузки по крену. Здесь же расположен стакан 13, на котором собран пакет из трех потенциометров 14 для съема сигналов по крену. На скосах боковой части рамы закреплены упоры, ограничивающие движение платформы вокруг оси тангажа, а также монтажные элементы.

Переход электрических цепей с наружной рамы 4 на платформу I осуществляется гибкими проводами.

Жидкостный маятниковый переключатель 15, работающий в канале коррекции по крену, установлен на специальной смоле в скобу, которая прикреплена к кронштейну 16. Положение всего узла регулируется при сборке прибора.

Второй аналогичный узел с датчиком 17, работающем в системе коррекции по тангажу, разрешен на фланце 12. Упор 18 служит для ограничения поворота платформы вокруг оси тангажа.

Внутренняя рама (рис. 6) установлена в наружную раму карданова подвеса 4.

Радиально-упорные шарикоподшипники 2 и 3 запрессованы в стаканы 5 и 6. Внутри стакана 6 помещается синусно-косинусный трансформатор СКТ-232Д, ротор 7 которого надет на ось платформы через переходную втулку 8.

На боковой части рамы расположен маятник 9 системы арретирования по крену. На одной из торцевых частей рамы установлены потенциометр 10 для съема сигналов по крену и ось II для последующего монтажа в корпусе.

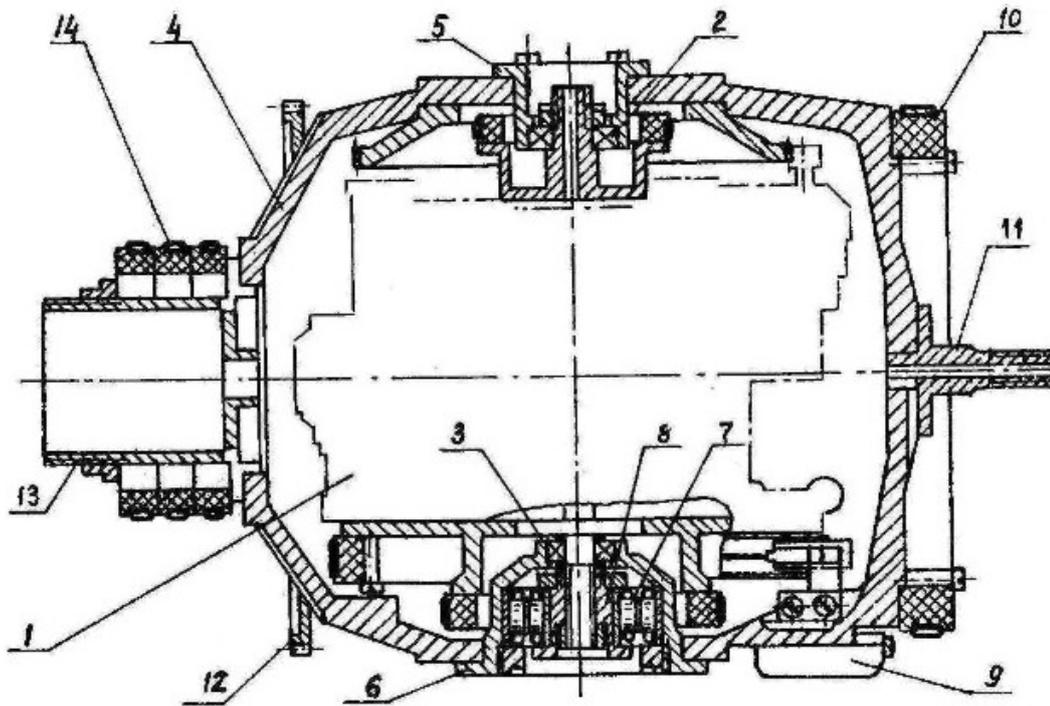


Рис. 6.

Корпус в сборе. Его конструкцию целесообразно изучать, используя макет прибора. При изучении конструкции макета особое внимание следует уделить конструкции подвеса наружной рамы, месту и способу крепления двигателя разгрузки по крену, особенности подвода электропитания к наружной раме.

5. Методика выполнения работы

5.1. При изучении конструкции и принципа работы двухосного силового гиросtabilизатора следует пользоваться чертежами и разрезным учебным макетом. После изучения конструкции следует изобразить схему одного из каналов стабилизации или коррекции (по указанию преподавателя).

5.2. Подготовить прибор к проведению экспериментальных исследований. Для этого

5.2.1. Установить исследуемый прибор на стол КПА-5 и подключить к пульту проверки ППБ-86 необходимые жгуты. Схема подключения жгутов к пульту указана на крышке.

5.2.2. Включить выключатель В2 пульта проверки и проверить правильность полярности по вольтметру 1 "Постоянный ток 27 В".

5.2.3. Включить выключатель В1 пульта проверки и проверить наличие напряжения переменного тока по вольтметру £2 при трех положениях переключателя В3.

5.2.4. Проверить правильность чередования фаз: при нажатии кнопки Кн1 пульта проверки должен сработать бленкер "Бл".

Выключатель пульта-приставки ППБ-77 В2 установить в положение "Вкл. = 27 В", а переключатели В1 и В3 - в положение "30°".

5.2.5. Установить выключатель пульта проверки В1, В2 в положение "От",

выключатели В6 и В7 в положение "Вкл.", а переключатели В4, В5 и В8 в нейтральное положение.

ВНИМАНИЕ! Выключатель В9 пульта проверки должен быть установлен в положение, соответствующее модификации исследуемого прибора (МГВ-1С, МГВ-1СУ и т.д.).

5.3. Определить время готовности прибора к работе. Для этого выключатели пульта проверки В1 и В2 поставить в положение "Вкл." и включить секундомер. Через 2 мин нажать кнопку "Арретир." Если после выключения кнопки происходит завал платформы или точность арретирования ниже 2° , то произвести 2-3 повторных нажатия длительностью 2...3 с с интервалом 3...5 с.

Время готовности определяется с момента запуска прибора и до момента, когда показания вольтметров пульта-приставки "Крен" и "Тангаж" перестанут изменяться.

5.4. Через 5 мин установить корпус прибора на столе КПА-5 в рабочее положение, соответствующее нулевым показаниям вольтметров пульта-приставки, включенных на диапазон измерения $-3^\circ - 0 - +3^\circ$.

5.5. Определить точность выведения платформы из завалов. Для этого включить переключатели пульта проверки В4 и В5 "Завал" в любое положение на 1,5...2 мин. Затем нажать кнопку "Арретир" , удерживая её 5... 10 с. Точность восстановления при арретировании должна быть не ниже 2° . Дальнейшее восстановление положения платформы осуществить системой коррекции (точность приведения к вертикали - $0,2^\circ$).

5.6. Определить скорость продольной и поперечной коррекции. Для этого создать платформе прибора завалы в пределах углов $+8^\circ$ поочередно в сторону пикирования, кабрирования, правого и левого кренов включением переключателей В4 и В5 пульта проверки. Определить время, за которое платформа прибора приблизится к вертикали на 5° . Проверку времени восстановления из завалов на кабрирование и пикирование производить при ориентации продольной оси прибора в направлении на север, а восстановление из завалов с правого или левого кренов - при расположении продольной оси в западном направлении.

Скорость коррекции должна лежать в пределах 0,7... .2 градуса в минуту.

5.7. Определить скорость ухода платформы прибора при выключенной коррекции. Для этого установить прибор после запуска в положение, соответствующее нулевым показаниям вольтметров пульта-приставки и поочередно отключить переключатели В4 и В5. Определить по вольтметрам пульта-приставки скорость ухода при двух положениях продольной оси прибора - в направлении на север и на запад.

6. Содержание отчета

В отчете должны быть представлены результаты измерений в соответствии с п.п. 5.3-5.7, кинематическая схема одного из каналов

стабилизации и коррекции прибора, а также выводы о работоспособности прибора.

7. Контрольные вопросы

- 7.1. Почему по осям прецессии гироскопов применены гибкие токоподводы с минимальным моментом, а по осям стабилизации - жгуты, имеющие значительный момент обратного воздействия?
- 7.2. Почему в системах силовой разгрузки используются редукторы с сравнительно небольшим передаточным числом?
- 7.3. Для чего и как уменьшается крутизна каналов стабилизации при пуске прибора?
- 7.4. Как производится начальное горизонтирование платформы при запуске. Почему эту операцию можно производить при статических наклонах прибора?
- 7.5. Почему в схеме прибора используется принцип силовой стабилизации?
- 7.6. Почему углы прецессии ГЧЭ ограничены углом 5° ?
- 7.7. Поясните принцип работы одного из каналов стабилизации.
- 7.8. Поясните принцип работы одного из каналов коррекции.

Лабораторная работа №3

ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ (ТРЕХОСНЫЕ) СИЛОВЫЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ СТАБИЛИЗАТОРЫ

1. Цель и задачи работы

- ознакомить студентов с принципами построения и кинематическими схемами трехосных силовых гироскопических стабилизаторов, используемых в качестве центральных датчиков углов крена, тангажа (дифферента) и курса подвижных объектов;
- изучить конструкцию и принцип работы двух типов приборов - гиروزимутгоризонта и силовой курсовертикали автопилота АП-15.

2. Оборудование, измерительные приборы, инструмент

- 2.1. Гиروزимутгоризонт (ГАГ).
- 2.2. Гироскоп автопилота АП-15.

3. Содержание работы

- Изучить особенности построения трехосных силовых гироскопических стабилизаторов, их подвесов, способов расположения гироскопов на стабилизированной платформе (ГСП).
- Изучить принцип работы и особенности конструкции морского прибора - гиروزимутгоризонта.
- Изучить принцип работы и особенности конструкции авиационного прибора - силовой курсовертикали автопилота.
- Познакомиться с основными областями применения пространственных гироскопических стабилизаторов.

4. Общие сведения

Трехосный силовой гироскопический стабилизатор, имея три оси стабилизации, обеспечивает полную пространственную ориентацию платформы. Стабилизация платформы в пространстве обеспечивает условия для нормального функционирования инерциальных чувствительных элементов, ограничивая инерционные возмущения, обусловленные колебаниями и вибрациями основания. Пространственный гироскопический стабилизатор является основным базовым узлом инерциальных навигационных систем (ИНС), обеспечивая ориентацию акселерометров. Способность такого гироскопического стабилизатора обеспечивать выдачу информации об угловом положении объекта и курсе с высокой точностью позволяет использовать его для решения задач управления на разных типах подвижных объектов.

4.1. Гироазимутгоризонт

4.1.1. Кинематическая схема гироазимутгоризонта

Действие и взаимосвязь основных систем изучаемого прибора поясним по структурно-кинематической схеме (рис. 1).

Гироазимутгоризонт (ГАГ) - трехосный гироскопический стабилизатор, предназначенный для моделирования горизонтального сопровождающего координатного трехгранника, вокруг осей которого производится измерение углов ориентации подвижного объекта (корабля).

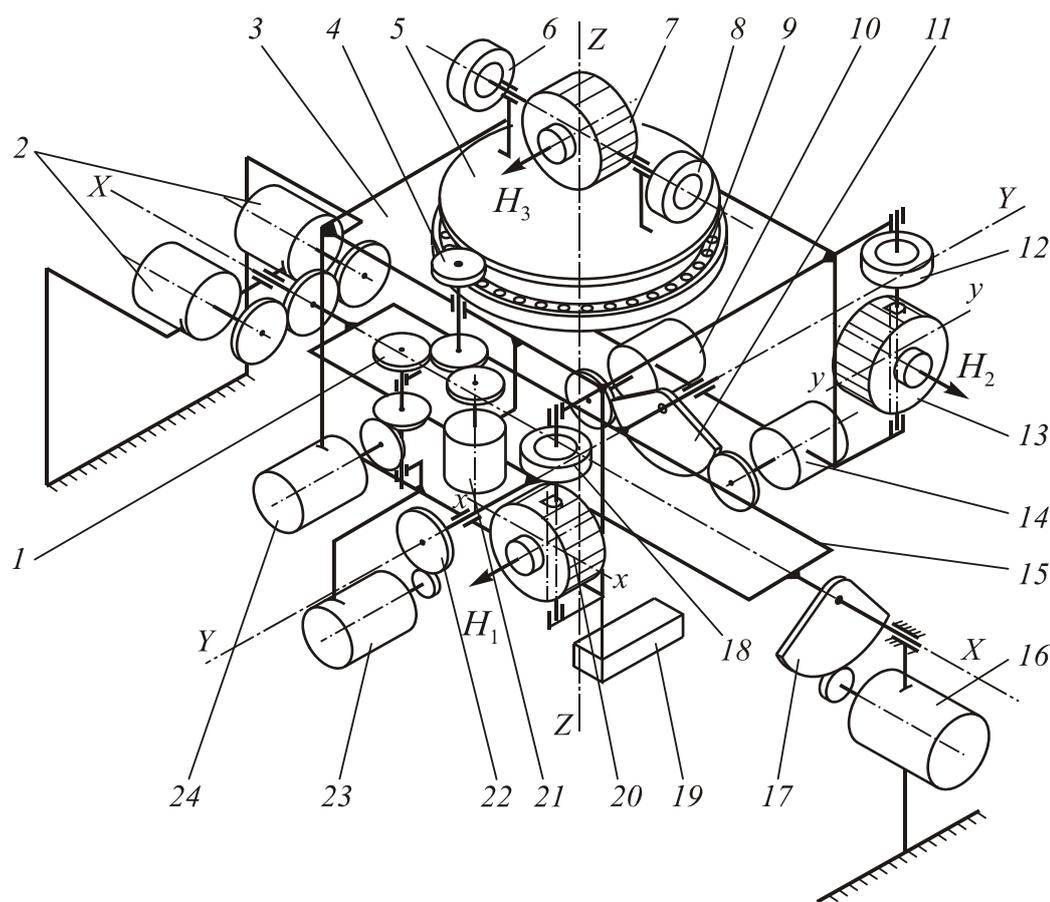


Рис. 1.

Кинематическая схема ГАГ состоит из первой ступени А - стабилизации платформы 5 в плоскости горизонта, представляющей собой двухосный силовой гироскопический стабилизатор, и второй ступени Б - стабилизации платформы 5 в азимуте. Как указывалось ранее, первая ступень построена на базе двухосного силового гиросtabilизатора. Вторая ступень построена на базе одноосного силового гиросtabilизатора.

Первая ступень стабилизации. Рамы 3 и 15 образуют внутренний карданов подвес с углами поворота $\pm 45^\circ$ вокруг осей X и Y .

На раме 3 установлены два двухстепенных гироскопа 13 и 20. Роторы гироскопов могут отклоняться вокруг осей прецессии x и y на углы, не превышающие 6° ; кинетические моменты гироскопов равны по модулю.

В канал стабилизации наружной рамы (относительно оси X) входят

гироскоп 20, датчик угла прецессии 18, усилитель (на схеме не показан) и двигатель 16. Двигатель 16 расположен на корпусе прибора и через редуктор и зубчатый сектор 17 связан кинематически с наружной рамой.

В канал стабилизации, внутренней рамы 3 входит гироскоп 13, датчик угла прецессии 12 и двигатель 14. Двигатель 14 закреплен на внутренней раме и через редуктор и зубчатый сектор 11, жестко связанный с наружной рамой, прикладывает стабилизирующий момент вокруг оси Y вращения внутренней рамы.

При воздействии внешних возмущающих моментов, например, вокруг оси стабилизации Y , гироскоп 13 будет прецессировать вокруг оси прецессии так, чтобы ось кинетического момента по кратчайшему пути совмещалась с вектором момента внешних сил. Появляющийся при этом угол поворота гироскопа с помощью датчика угла прецессии 12 преобразуется в электрический сигнал, усиливается и подается на управляющую обмотку двигателя стабилизации 14. Момент, развиваемый двигателем направлен противоположно возмущающему моменту и компенсирует его, устраняя тем самым дальнейший рост угла прецессии гироскопа 13. После снятия внешнего возмущения гироскоп под действием момента двигателя возвращается в исходное положение, сигнал с датчика угла прецессии исчезает и система уравнивается.

Аналогично происходит разгрузка от возмущающих моментов, действующих вокруг оси стабилизации X .

Таким образом, внутренняя рамка 3, являясь стабилизированной платформой ступени А, служит базой для отсчета углов крена и дифферента объекта. При этом она участвует вместе с корпусом прибора в азимутальном движении объекта.

В гироскопгоризонте применена маятниковая система коррекции горизонтальности стабилизированной платформы 3. Для создания корректирующих моментов центры масс гироскопов 13 и 20 смещены относительно осей прецессии на величину Δl в экваториальной плоскости перпендикулярно главным осям соответствующих гироскопов. При отклонении осей прецессии от положения кажущейся вертикали (завале платформы) вокруг осей прецессии гироскопов возникают маятниковые моменты, под воздействием которых гироскопы будут прецессировать вокруг осей y (гироскоп 13) и x (гироскоп 20) параллельных соответствующим осям стабилизации, увлекая за собой всю стабилизированную платформу 3 к исходному горизонтальному положению. Маятниковые моменты равны нулю при вертикальном положении осей прецессии.

Если моменты трения по осям стабилизации превышают моменты коррекции, в первый момент времени прецессия не возникает, но гироскопы, лишенные одной степени свободы (вокруг оси стабилизации), начинают поворачиваться вокруг соответствующих осей прецессии. Возникающие при этом сигналы с датчиков угла прецессии после усиления подаются на двигатели стабилизации, которые развивают моменты, компенсирующие моменты трения.

Применяемая в ГАГ система коррекции является пропорциональной

радиальной; ее преимущества - простота и надежность. Главный недостаток такой системы коррекции - невозможность ее отключения и как следствие - большие погрешности при больших ускорениях подвижного объекта, поскольку система коррекции приводит платформу 3 к положению кажущейся вертикали, смещенной относительно вертикали места.

Другой недостаток такой системы коррекции - необходимость компенсации с помощью стабилизирующих двигателей гироскопических моментов, возникающих при разворотах объекта по курсу (циркуляции), что приводит к дополнительной, нагрузке двигателей.

Вторая ступень стабилизации. Включает в себя платформу 5, которая в подшипнике 9 установлена на горизонтальной площадке 3 и может вращаться относительно нее вокруг вертикальной оси на неограниченные углы. На платформе 5 расположен двухступенной гироскопический чувствительный элемент 7, на оси прецессии которого установлены датчик моментов 6 и датчик углов прецессии 8.

В канал стабилизации второй ступени (системы стабилизации в азимуте) входит двигатель 24. Он установлен на наружной раме 3 и через редуктор 1, блок шестерен 4 кинематически связан с платформой 5.

Коррекция платформы 5 в азимуте производится с помощью датчика моментов 6, расположенного на оси прецессии азимутального гироскопа. На обмотку управления датчика моментов для этого подается напряжение с потенциометра задатчика широты и дополнительного потенциометра, с помощью которых устраняется влияние постоянных составляющих моментов трения и дебаланса относительно оси прецессии гироскопа 7. Таким образом, система коррекции в азимуте позволяет уменьшить постоянные (систематические) уходы, вызванные вращением Земли, трением и дебалансом, но не имеет направляющей силы, приводящей платформу 5 второй ступени к плоскости географического меридиана. Для определения курса объекта поэтому необходима предварительная выставка азимутального гиросtabilизатора по данным какого-либо внешнего источника информации (астро-, радио-, магнитного компаса или гирокомпаса).

Принцип действия системы коррекции в азимуте аналогичен принципу работы системы азимутальной компенсации, применяемой в гироскопах направления (например, в гирополукомпасе ГПК-52).

4.1.2. Конструкция гироазимутгоризонта

При изучении конструкции гироазимутгоризонта следует пользоваться кинематической схемой (см. рис.1) и учебным макетом прибора.

Корпус ГАГ представляет собой жесткую платформу с приливами, в которых размещены подшипники подвеса наружной рамы, двигатель 16 и датчики углов крена объекта 2, в качестве которых использованы два синусно-косинусных трансформатора (СКТ) типа ВТ-5. Для уменьшения погрешности измерения угла крена роторы СКТ связаны с осью наружной рамы через редукторы с люфтовыборными шестернями. В качестве двигателя

стабилизации используется двухфазный асинхронный двигатель АДП-123.

Корпус прибора может поворачиваться внутри наружного кожуха на произвольный угол вокруг вертикальной оси, что обеспечивает возможность начальной выставки ГАГ относительно подвижного объекта, вне зависимости от монтажа наружного кожуха. Поворот корпуса осуществляется с помощью зубчатого колеса и связанной с ним шестерни. Контроль выставки корпуса может быть произведен как по шкалам с нониусом, так и с помощью автоколлиматора, для чего на корпусе имеется специальное зеркало. Основным узлом первой ступени стабилизации является платформа 3, на которой установлены два гироскопических чувствительных элемента каналов стабилизации по крену и дифференту 13 и 20, двигатель стабилизации по дифференту 23 и рысканию 24, а также азимутальная платформа 5.

Гироскопические чувствительные элементы имеют одинаковую конструкцию и установлены на торцевых стенках платформы 3. На осях прецессии гироскопов установлены датчики углов прецессии - бескорпусные СКТ. Смещение центра масс гироскопов относительно главных осей и требуемое значение маятниковости обеспечивается за счет соответствующего смещения отверстий под цапфы полуосей кожухов гироскопов.

Измерение углов разворота платформы 3 (углов дифферента объекта) производится с помощью двух датчиков угла, в качестве которых используются СКТ типа ВТ-5. Они расположены на противоположных торцевых стенках платформы и кинематически связаны с наружной рамой первой ступени 15 через шестерни 22 и 11, жестко связанные с осью внутренней рамы. Таким образом, корпуса СКТ обкатываются при изменении углов дифферента вокруг оси Y.

Азимутальная платформа 5 установлена в шарикоподшипниках на горизонтальной площадке платформы 8 и приводится во вращение двигателем системы азимутальной стабилизации 24 через коническую пару и цилиндрический редуктор 1. Угол поворота платформы 5 измеряется датчиком угла 21, в качестве которого используется СКТ типа МВТ-П. На азимутальной платформе установлен гироскопический чувствительный элемент системы стабилизации в азимуте. Конструкция его несколько отличается от конструкции чувствительных элементов 3 и 20. Основные отличия в конструкции следующие. Гироскоп не имеет смещения центра масс относительно точки подвеса; на оси прецессии установлен датчик моментов - асинхронный двухфазный двигатель с короткозамкнутым ротором.

Передача электрического питания с кожуха на корпус и с платформы 3 на азимутальную платформу 5 осуществляется с помощью коллекторных токоподводов. На осях прецессии гироскопов используются гибкие токоподводы с малым моментом обратного воздействия, а на горизонтальных осях стабилизации первой ступени - жгуты из монтажного провода, затянутые в кожаные предохранительные чулки.

В нерабочем состоянии ГАГ горизонтальные оси стабилизации фиксируются с помощью электромеханических арретиров, состоящих из двух зубчатых секторов, связанных с подвижными и неподвижными элементами

ГАГ. В заарретированном состоянии зубья верхнего подвижного сектора входят в зацепление с зубьями нижнего сектора, обеспечивая фиксацию наружной рамы относительно корпуса ГАГ и платформы 3 относительно внутренней рамы подвеса.

Для разарретирования прибора используются малогабаритные двигатели постоянного тока, которые через червячный редуктор и винтовую пару могут перемещать верхний подвижный сектор.

Арретирование и разарретирование производится подключением постоянного напряжения соответствующей полярности, я указанным двигателям. При достижении крайних положений секторов, соответствующих заарретированному и разарретированному состоянию, питание двигателей отключается с помощью концевых выключателей.

Если разарретирование ГАГ произвести одновременно с включением питания на гироскопы, то вследствие малости кинетических моментов в период разгона система стабилизации войдет в режим автоколебаний. Поэтому разарретирование производится с задержкой по времени на 3 мин.

Электромеханическое устройство задержки времени, состоящее из двигателя, червячного редуктора и кулачка, управляющего концевыми выключателями, размещено в блоке азимутального корректора.

В нижней части платформы 3 расположен груз 19, предназначенный для статической балансировки подвижной системы.

На корпусе, раме и стабилизированной площадке расположены также вспомогательные элементы электрической схемы - планки для распайки монтажных проводов, конденсаторы сдвига фаз в цепях двигателей стабилизации, переходные разъемы. На корпусе прибора расположены блок питания, блок азимутального корректора, блок предварительных усилителей с регуляторами усиления, три блока оконечных усилителей.

Предварительные и промежуточные каскады усиления всех каналов выполнены на электронных лампах, в качестве оконечных мощных каскадов использованы магнитные усилители.

4.2. Силовая курсовертикаль

4.2.1. Кинематическая схема силовой курсовертикали

Силовая курсовертикаль предназначена для измерения угловых отклонений самолета и является датчиком управляющих сигналов автопилота АП-15.

Гироагрегат курсовертикали (рис.2) представляет собой платформу 3, имеющую три степени свободы. Сама платформа расположена горизонтально, а ее ось вращения направлена по вертикали.

Платформа размещена в двухколечном кардановом подвесе, состоящем из внутренней 9 и наружной 5 рам. Ось внутренней рамы расположена горизонтально и направлена перпендикулярно к плоскости симметрии самолета, т.е. совпадает с осью измерения угла тангажа.

Ось наружной рамы направлена параллельно продольной оси самолета и

совпадает с осью измерения угла крена.

Вследствие совпадения осей платформы, внутренней и наружной рам с осями измерения курса, тангажа и крена измерение указанных, углов происходит без кардановых погрешностей.

Стабилизация платформы осуществляется с помощью трех двухстепенных гироскопических чувствительных элементов, установленных на платформе. Оси собственного вращения гироскопов 10 и 16 расположены горизонтально и под углом 90° друг к другу. Ось собственного вращения гироскопа 25 расположена тоже горизонтально и лежит на биссектрисе угла между осями вращения гироскопов 10 и 16.

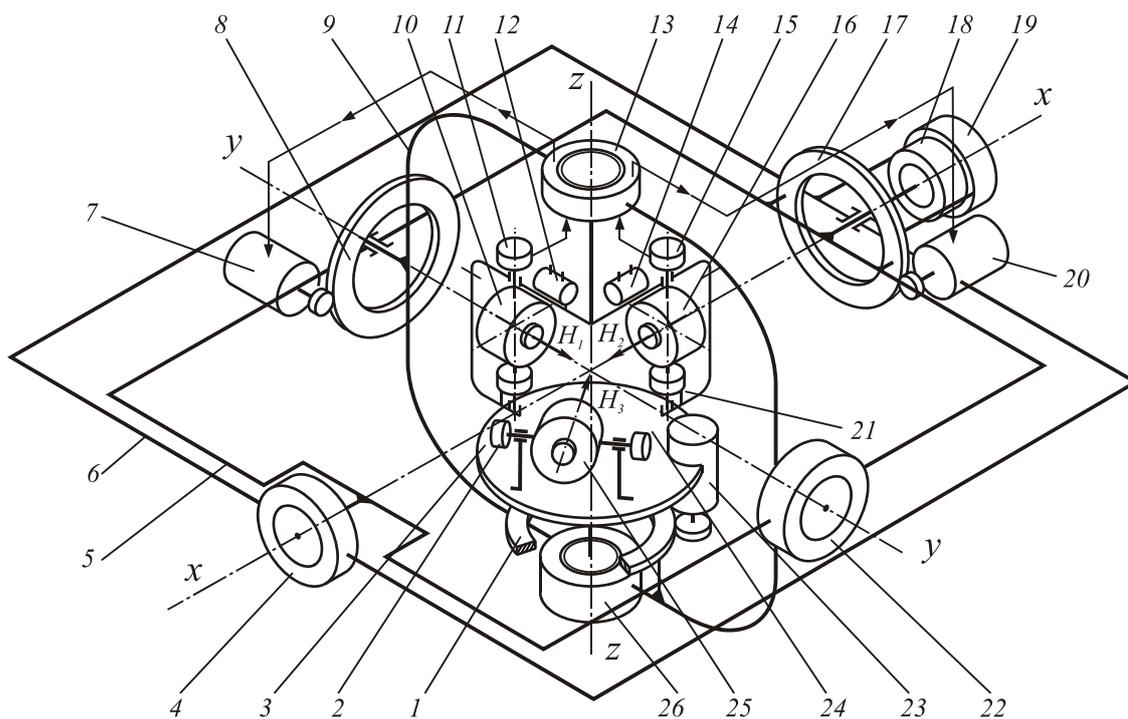


Рис. 2.

Оси прецессии гироскопов 10 и 16 расположены вертикально, а ось прецессии гироскопа 25 - горизонтально. На осях прецессии гироскопов укреплены датчики углов прецессии 11, 15 и 24. Кроме того, на тех же осях укреплены датчики моментов 27, 21 и 2 систем коррекции.

Разгрузка осей платформы, внутренней и наружной рам от действия внешних моментов по этим осям осуществляется двигателями стабилизации 7, 20 и 23.

В канал стабилизации по рысканию входят гироскоп 25, датчик угла прецессии 24 и двигатель 23 с редуктором. В то же время нельзя, как в рассмотренном выше гиросtabilизаторе ГАГ выделить те элементы, которые участвуют в стабилизации платформы только по углу крена или тангажа. Поясним это.

При действии момента внешних сил по оси внутренней рамы, в случае, если ось гироскопа 16 направлена по оси наружной рамы (оси x), а ось ротора гироскопа 10 - по оси внутренней рамы (оси y), будет прецессировать гироскоп

16, датчик угла прецессии которого 25 выдаст сигнал на двигатель стабилизации 7 внутренней рамы. Аналогичным образом гироскоп 10 обеспечит стабилизацию наружной рамы 5.

Если самолет изменит курс на 90° , то ось ротора гироскопа 16 будет направлена по оси внутренней рамы, а ось ротора гироскопа 10 - по оси наружной рамы. В этом случае при приложении внешнего возмущающего момента по оси внутренней рамы будет прецессировать уже гироскоп 10 и сигнал с датчика углов прецессии этого гироскопа должен управлять двигателем стабилизации наружной рамы. Таким образом, в этом случае необходимо произвести переключение управления двигателя стабилизации 7 внутренней рамы с гироскопа 16 на гироскоп 10; гироскоп 16 должен переключиться на двигатель стабилизации наружной рамы 5.

В случае, если самолет движется произвольным курсом, то при действии внешних возмущающих моментов, например, относительно оси наружной рамы будут прецессировать оба гироскопа 10 и 16, и каждый из них будет формировать свой сигнал управления стабилизирующим двигателем 20, причем эти сигналы должны быть поданы именно на управляющие обмотки этого двигателя. Аналогично при действии момента по оси внутренней рамки суммарный сигнал датчиков угла прецессии гироскопов должен вызвать работу двигателя стабилизации 7 внутренней рамы.

Переключение управления двигателями стабилизации осуществляется с помощью преобразователя координат 13 расположенного на оси вращения платформы 3.

Преобразователь координат представляет собой индукционный фазовращатель, выполненный в виде асинхронной электрической машины с трехфазной обмоткой на статоре и двумя отдельными обмотками на роторе. Трехфазная обмотка статора преобразователя координат (ПК) создает вращающееся магнитное поле, которое наводит в обмотках ротора ЭДС, сдвинутые по фазе друг относительно друга на 90° . При повороте ротора относительно статора фазы ЭДС в обеих обмотках меняются, сохраняя между собой разность в 90° .

С одной роторной обмотки ПК напряжение подается на питание обмотки возбуждения датчика угла прецессии гироскопа 10, а с другой - на обмотку возбуждения датчика угла прецессии гироскопа 16. Выходные сигналы датчиков углов прецессии суммируются и после усиления подаются на управляющие обмотки двигателей стабилизации 7 и 20.

Если главные оси гироскопов 10 и 16 совпадают по направлению с осями внутренней и наружной рам карданова подвеса платформы, то при действии момента внешних сил относительно одной из осей стабилизации будет прецессировать только один гироскоп и сигнал датчика угла прецессии этого гироскопа будет управлять тем двигателем стабилизации, у которого напряжение на обмотке возбуждения сдвинуто по фазе на 90° по отношению к управляющему напряжению.

На другом двигателе стабилизации напряжение на обмотке управления будет либо совпадать по фазе с напряжением на обмотке возбуждения, либо

будет сдвинуто по фазе на 180° .

В случае, если произойдет разворот самолета по курсу на угол менее 90° , то при действии внешнего момента по одной из осей карданова подвеса будут прецессировать оба гироскопа со скоростями, пропорциональными синусу и косинусу углов между осями гироскопов и осью рамки. Суммарный сигнал датчиков угла прецессии гироскопов будет иметь прежнюю фазу, так как изменение фазы за счет прибавления сигнала датчика другого гироскопа в точности компенсируется одновременным изменением фазы напряжения питания датчиков угла прецессии за счет поворота ротора ПК относительно статора.

Для совмещения оси вращения платформы 3 с истинной вертикалью в курсоверта. али имеется система маятниковой коррекции, включающая в себя два жидкостных маятниковых переключателя 12 и 14, которые подключены к обмоткам датчиков момента 21 и 27. При отклонении от вертикали прикладывается момент по оси прецессии одного из гироскопов, что вызывает его прецессию вместе с платформой в нужном направлении.

Коррекция положения платформы в азимуте осуществляется подачей управляющего сигнала на датчик момента азимутального гироскопа 2 от магнитного или астрокомпаса. В. Схеме прибора предусмотрено отключение горизонтальной и азимутальной коррекции при виражах самолета.

Съем сигналов, пропорциональных угловому отклонению самолета, и дистанционная их передача приемникам для дальнейшей обработки в схеме автопилота производится с помощью плоских сельсинов-датчиков 4, 22 и 26, которые установлены на каждой оси карданова подвеса и платформы. Объектами стабилизации являются также виражный механизм 18 и тангенсный счетчик 19, установленные на оси наружной рамы.

При запуске установка платформы по вертикали осуществляется с помощью двигателей стабилизации 7 и 20, на которые подаются напряжения с обмоток сельсинов крена 4 и тангажа 22.

4.2.2. Конструкция силовой курсовертикали

Конструкцию силовой курсовертикали следует изучать, используя макет прибора. При изучении конструкции макета особое внимание следует уделить особенностям конструкции гироскопических чувствительных элементов, месту и способу крепления двигателей разгрузки всех каналов стабилизации, подводу электрического питания к платформе, а также конструкции подвеса рам карданова подвеса и платформы.

5. Методика выполнения работы

5.1. При изучении конструкции и принципа работы гироскопического курсовертикали следует пользоваться кинематическими схемами и разрезным учебным макетом. При этом нужно ответить на следующие вопросы:

5.1.1. Как выполнены токоподводы к гироскопам изучаемых приборов?

5.1.2. Как осуществлено смещение центров масс ГЧЭ крена и дифферента

гироазимутгоризонта? Для чего смещаются центры масс относительно точки подвеса и в какую сторону?

5.1.3. Какие требования предъявляются к подшипникам на оси подвеса гироскопов ГЧЭ?

5.1.4. Почему ось вращения ротора азимутального ГЧЭ силовой курсовертикали лежит на биссектрисе угла между осями вращения роторов гиromоторов двух других ГЧЭ?

5.1.5. В чем состоят главные отличия подвесов платформ изучаемых приборов?

5.1.6. Как осуществляется начальная выставка платформы силовой курсовертикали в плоскости горизонта? Почему аналогичную операцию нельзя проводить при эволюциях самолета?

5.1.7. Как осуществляется коррекция положения азимутальной платформы ГАГ?

5.1.8. Как осуществляется балансировка платформ изучаемых приборов?

5.2. После изучения конструкции пространственных гиросtabilизаторов и подготовки ответов на контрольные вопросы следует изобразить схему одного из каналов стабилизации и дать сравнительную оценку (по указанию преподавателя).

5.3. Экспериментальную проверку технических параметров силовой курсовертикали следует проводить, используя гиросагрегат автопилота АП-15. Включение автопилота и методика проведения проверок изложены в методических указаниях к выполнению лабораторных работ по дисциплине "Автоматическое управление подвижными объектами."

6. Содержание отчета

В отчете должны быть представлены результаты измерений в соответствии с п. 5.3, кинематические схемы одного из каналов стабилизации исследуемых приборов, а также краткие ответы на вопросы п.5.1.

7. Контрольные вопросы

7.1. Почему в конструкции гиросагрегата принята горизонтальная ориентация осей вращения гироскопов крена и дифферента? Укажите другой вариант ориентации осей вращения гироскопов.

7.2. Назначение и принцип работы преобразователя координат, входящего в состав курсовертикали. Почему в конструкции ГАГ такого устройства нет?

7.3. Как будет работать система коррекции гиросагрегата в плоскости горизонта, если изменить направление вращения гиromоторов стабилизации первой ступени? '

7.4. Запишите выражения для гироскопических моментов, возникающих при действии внешнего возмущающего момента вокруг наружной рамы подвеса платформы силовой курсовертикали при произвольной ориентации платформы прибора в азимуте.

7.5. Почему при разгоне роторов гироскопов ГАГ производят задержку

разарретирования рам подвеса?

7.6. Почему гироагрегат автопилота АП-15 подвешивают на основании на амортизаторах, а гироазимутгоризонт – без них?

7.7. При каких эволюциях объекта и как отключается коррекция платформы курсовертикали в плоскости горизонта и как?

Цикл_2 КОМПЬЮТЕРНЬЙ ПРАКТИКУМ

Группа _____

Студент _____

Задание №1

Исследование динамики одноосного однороторного СГС с безинерционным усилителем.

Исходные данные для моделирования:

№	H [Нмс]	$I_{пл}$ [Нмс ²]	B [Нмс ²]	f_1 [Нмс]	S [Нмс]	$I_{дв}$ [Нмс ²]	θ	ω_k [с ⁻¹]	M_T [Нм]	n	M
1	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
2	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
3	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
4	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5

усилитель безинерционный:

Содержание работы:

1. Рассчитать основные динамические параметры модели (T , $T_{дг}$, K), а также величину момента обкатки.
2. Составить структурную схему модели с учетом возможностей пакета Simulink.
3. Провести моделирование погрешностей стабилизации при действии момента трения и момента обкатки. Оценить характер изменения и величину угла прецессии.
4. Используя тулбок Control System, построить частотные характеристики модели.

Группа _____

Студент _____

Задание №2

Исследование динамики одноосного однороторного СГС с инерционным усилителем.

Исходные данные для моделирования:

№	H [Нмс]	$I_{пл}$ [Нмс ²]	B [Нмс ²]	f_1 [Нмс]	S [Нмс]	$I_{дв}$ [Нмс ²]	θ	ω_k [с ⁻¹]	M_T [Нм]	n	M
1	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
2	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
3	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
4	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5

усилитель инерционный:

Содержание работы:

1. Рассчитать основные динамические параметры модели (T , $T_{дг}$, K , T_y), а также величину момента обкатки.
2. Составить структурную схему модели с учетом возможностей пакета Simulink.
3. Провести моделирование погрешностей стабилизации при действии момента трения и момента обкатки. Оценить характер изменения и величину угла прецессии.
4. Используя тулбок Control System, построить частотные характеристики модели.

Группа _____

Студент _____

Задание №3

Исследование динамики одноосного двухроторного СГС с безинерционным усилителем.

Исходные данные для моделирования:

№	H [Нмс]	$I_{пл}$ [Нмс ²]	B [Нмс ²]	f_1 [Нмс]	S [Нмс]	$I_{дв}$ [Нмс ²]	θ	ω_k [с ⁻¹]	M_T [Нм]	n	M
1	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
2	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
3	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
4	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5

Содержание работы:

1. Рассчитать основные динамические параметры модели (T , $T_{дг}$, K), а также величину момента обкатки.
2. Составить структурную схему модели с учетом возможностей пакета Simulink.
3. Провести моделирование погрешностей стабилизации при действии момента трения и момента обкатки. Оценить характер изменения и величину угла прецессии.
4. Используя тулбок Control System, построить частотные характеристики модели.

Группа _____

Студент _____

Задание №4

Исследование динамики одноосного двухроторного СГС с инерционным усилителем.

Исходные данные для моделирования:

№	H [Нмс]	$I_{пл}$ [Нмс ²]	B [Нмс ²]	f_1 [Нмс]	S [Нмс]	$I_{дв}$ [Нмс ²]	θ	ω_k [с ⁻¹]	M_T [Нм]	n	M
1	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	0,6	200	1,5
2	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	0,4	100	1,7
3	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	0,2	200	1,7
4	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	0,1	300	1,5

усилитель инерционный;**Содержание работы:**

1. Рассчитать основные динамические параметры модели (T , $T_{дг}$, K , T_y), а также величину момента обкатки.
2. Составить структурную схему модели с учетом возможностей пакета Simulink.
3. Провести моделирование погрешностей стабилизации при действии момента трения и момента обкатки. Оценить характер изменения и величину угла прецессии.
4. Используя тулбок Control System, построить частотные характеристики модели.

Группа _____

Студент _____

Задание №5

Исследование динамики одноосного однороторного СГС
с упругим подвесом чувствительного элемента.

Исходные данные для моделирования:

№	H [Нмс]	$I_{пл}$ [Нмс ²]	B [Нмс ²]	f_1 [Нмс]	S [Нмс]	$I_{дв}$ [Нмс ²]	θ	ω_k [с ⁻¹]	R [Нм]	M_T [Нм]	n	M
1	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	10^4	0,6	200	1,5
2	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	10^3	0,4	100	1,7
3	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	10^3	0,2	200	1,7
4	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	10^3	0,1	300	1,5

усилитель безинерционный;

Содержание работы:

1. Рассчитать основные динамические параметры модели (T , $T_{дг}$, K , μ), а также величину момента обкатки.
2. Составить структурную схему модели с учетом возможностей пакета Simulink.
3. Провести моделирование погрешностей стабилизации при действии момента трения и момента обкатки. Оценить характер изменения и величину угла прецессии.
4. Используя тулбок Control System, построить частотные характеристики модели.

Группа _____

Студент _____

Задание №6

Исследование динамики одноосного однороторного СГС
с упругим подвесом чувствительного элемента.

Исходные данные для моделирования:

№	H [Нмс]	$I_{пл}$ [Нмс ²]	B [Нмс ²]	f_1 [Нмс]	S [Нмс]	$I_{дв}$ [Нмс ²]	θ	ω_k [с ⁻¹]	R [Нм]	M_T [Нм]	n	M
1	2,5	1	$4 \cdot 10^{-4}$	0,02	$3 \cdot 10^{-6}$	$4 \cdot 10^{-6}$	10°	1	10^4	0,6	200	1,5
2	1	0,5	$2 \cdot 10^{-4}$	0	$5 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	6°	3	10^3	0,4	100	1,7
3	0,4	0,2	$2 \cdot 10^{-4}$	0,05	$5 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$	6°	1	10^3	0,2	200	1,7
4	0,2	0,2	$1 \cdot 10^{-4}$	0,01	$3 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-6}$	10°	3	10^3	0,1	300	1,5

усилитель инерционный;

Содержание работы:

1. Рассчитать основные динамические параметры модели (T , $T_{дг}$, K , T_y), а также величину момента обкатки.
2. Составить структурную схему модели с учетом возможностей пакета Simulink.
3. Провести моделирование погрешностей стабилизации при действии момента трения и момента обкатки. Оценить характер изменения и величину угла прецессии.
4. Используя тулбок Control System, построить частотные характеристики модели.