

Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»  
Кафедра приборов и систем ориентации и навигации

Методические указания к лабораторным работам по дисциплине  
«Навигационные приборы и системы»

Лабораторная работа

**МАЛОГАБАРИТНАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА МИС-2**

Составители: Степанковский Ю.В.  
Мелешко В.В.

Киев 2003

## Оглавление

1. НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМЫ.....	3
2. ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ СИСТЕМЫ:.....	3
3. СОСТАВ СИСТЕМЫ.....	4
4. УСТРОЙСТВО И РАБОТА СИСТЕМЫ .....	5
4.1. Принцип действия.....	5
4.2. Основные режимы системы .....	9
4.2.1. Обогрев.....	9
4.2.2. Выставка.....	9
4.2.3. Работа .....	13
4.3. Система встроенного контроля.....	14
5. УСТРОЙСТВО И РАБОТА СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ СИСТЕМЫ.....	14
5.1. Гироплатформа ПГ-1В.....	14
5.1.1. Гироскоп ГПА-20 .....	18
5.1.2. Датчик акселерометра ДА-1.....	19
5.1.3. Вентилятор .....	21
5.1.4. Двигатели .....	21
5.1.5. Синусно-косинусные трансформаторы .....	22
5.2. Вычислительно-усилительный блок ВУБ-2В .....	22
5.3. Пульт ввода начальных данных ПВ-2.....	24
6. Контрольные вопросы .....	24
7. Содержание отчета.....	25
8. Литература .....	25

**1. Цель работы** – изучение принципа работы ИНС полуаналитического типа, ее конструкции, приобретение навыков моделирования ИНС.

### **2. Основные теоретические сведения**

Инерциальные навигационные системы (ИНС) по методу определения места относятся к системам счисления пути. Счисление пути осуществляется интегрированием соответствующих дифференциальных уравнений, в правых частях которых находятся ускорения относительно некоторой системы координат.

ИНС устанавливаются на различных движущихся объектах и позволяют определить место положения объекта (корабля, самолета, ракеты и др.) и параметры его движения (координаты местоположения, скорость, углы ориентации, ускорение и т. д.).

Системы инерциальной навигации появились в связи с военной необходимостью и, быстро развившись, превратились в первые полностью автономные, т.е. не требующие внешней информации, навигационные системы, что является их основным достоинством.

Отсутствие внешних корректирующих средств заставляет применять в ИНС высокоточные приборы и устройства. Этим и объясняется тот факт, что системы инерциальной навигации, базирующиеся на элементарных принципах классической механики Ньютона, были построены после освоения промышленностью прецизионных элементов инерциальных сис-

тем: гироскопов, акселерометров, следящих систем, счетно-решающих систем устройств и т.д.

Настоящие методические указания предназначены для изучения малогабаритной инерциальной системы МИС-2, устанавливаемой на истребителях.

### Основные обозначения:

$OXYZ$  — прямоугольная система координат, центр которой связан с объектом;  
 $OZ$  — ось, направленная по вертикали места;  
 $OY$  — ось, параллельная базовой ортодромии (плоскости базового географического меридиана) и направленная в сторону северных широт;  
 $OX$  — ось, перпендикулярная осям  $OY$  и  $OZ$  и составляющая с ними правую систему координат;  
 $Oxyz$  — система координат, связанная с гироплатформой;  
 $V_x, V_y$  — составляющие скорости по осям  $OX$  и  $OY$  соответственно;  
 $\mu$  — ортодромическая долгота;  
 $\sigma$  — ортодромическая широта;  
 $R_1, R_2$  — радиусы кривизны Земли;  
 $\bar{\Omega}$  — угловая скорость вращения Земли;  
 $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$  — составляющие угловой скорости вращения Земли по осям  $OX, OY, OZ$ ;  
 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — составляющие абсолютной угловой скорости вращения системы координат  $Oxyz$  по осям  $Ox, Oy, Oz$ ;  
 $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$  — сигналы поправок, вводимых на усилители датчиков моментов гироскопов;  
 $\Delta\omega_{bx}, \Delta\omega_{by}, \Delta\omega_{bz}$  — сигналы поправок, вводимых из блока балансировки;  
 $a_x, a_y, a_z$  — сигналы акселерометров;  
 $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$  — сигналы поправок, вводимых из блока балансировки;  
 $\psi, \varphi, \theta$  — углы курса, крена и тангажа соответственно.

## 1. НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМЫ

Малогабаритная инерциальная система полуаналитического типа МИС-2 устанавливается на самолетах-истребителях и предназначена для определения составляющих пройденного пути, составляющих путевой скорости, вертикального ускорения и углов крена, курса и тангажа. При этом курс определяется в специальной условной (ортодромической) системе координат.

## 2. ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ СИСТЕМЫ:

- а) ошибка в определении составляющих пути не более 20 км за 1 час;
- б) ошибка в определении составляющих путевой скорости не более 12 м / с за 20 мин;
- в) максимальная погрешность выдачи углов (в диапазоне углов тангажа  $\pm 60^\circ$ ) крена и тангажа — 10 угл. мин за все время полета; курса — 30 угл. мин за 1 час полета;
- г) сигнал вертикального ускорения —  $2 \pm 0,02$  В/г;
- д) диапазон изменения координат:
  - $\mu$  —  $\pm 90^\circ, 0 \div 180^\circ$  (диапазон  $\mu$  выбирается при наземной подготовке);
  - $\sigma$  —  $\pm 25^\circ$ ;

- е) диапазон измерения составляющих скорости до 1 км / с;  
 ж) диапазон измерения ускорений — до 10 g с учетом вибраций (8,5 g — без учета вибраций);  
 з) время готовности системы представлено в таблице 1.

Таблица 1.

Способ выставки	Нормальные условия эксплуатации (25°±10° С)	+50° С	-60° С
Одинарное гирокомпасирование	не более 30 мин	не более 25 мин	не более 42 мин
По задатчику курса пульта ввода	не более 15 мин	не более 10 мин	не более 35 мин
Двойное гирокомпасирование	не более 70 мин	не более 65 мин	не более 85 мин

- и) система сохраняет свои параметры: при вибрационных нагрузках (табл. 2).

Таблица 2.

Диапазон частот, Гц	8-10	10-12	12-20	20-30	30-60	60-70	70-200	200-300
По вертикальной оси								
Амплитуда, мм	0,2	0,16	0,06	0,04	—	—	—	—
Ускорение	—	—	—	—	0,08	0,8	1,0	1,2

- температура окружающей среды — -60÷+50 ° С;  
 относительная влажность до 98% при температуре +40° С;  
 атмосферное давление до 30 мм рт. ст. и температура окружающего воздуха от +20° С до +50° С;

- к) мощность, потребляемая системой от сети постоянного тока 27 В, не более 150 Вт, сети переменного тока 36 В, 400 Гц — не более 300 Вт, сети переменного тока 115 В, 400 Гц — не более 1600 Вт (непосредственно после включения) и 1100 Вт в установившемся режиме;

- л) масса системы — не более 75 кг.

### 3. СОСТАВ СИСТЕМЫ

В состав системы МИС-2 входят:

- гиروطформа ПГ-1В;
- вычислительно-усилительный блок ВУБ-2В;
- блок питания БП;
- пульт ввода начальных данных ПВ-2;
- блок коррекции и связи БКС-1В;
- блок балансировки ББ-3В;
- пульт управления ПУ-30В.
-

## 4. УСТРОЙСТВО И РАБОТА СИСТЕМЫ

### 4.1. Принцип действия

Самое простое толкование инерциальной навигации следует из рассмотрения задачи определения местоположения на плоской поверхности. В соответствии с первым законом Ньютона движущийся по плоской поверхности объект при отсутствии действующей на него силы пребывает в состоянии прямолинейного движения с постоянной скоростью. Зная начальные условия, т. е. начальное положение объекта и его скорость, можно легко определить текущее положение объекта в зависимости от времени.

Второй закон Ньютона устанавливает, что под действием приложенной к объекту силы изменяется скорость объекта, причем ускорение движения направлено по линии действия силы.

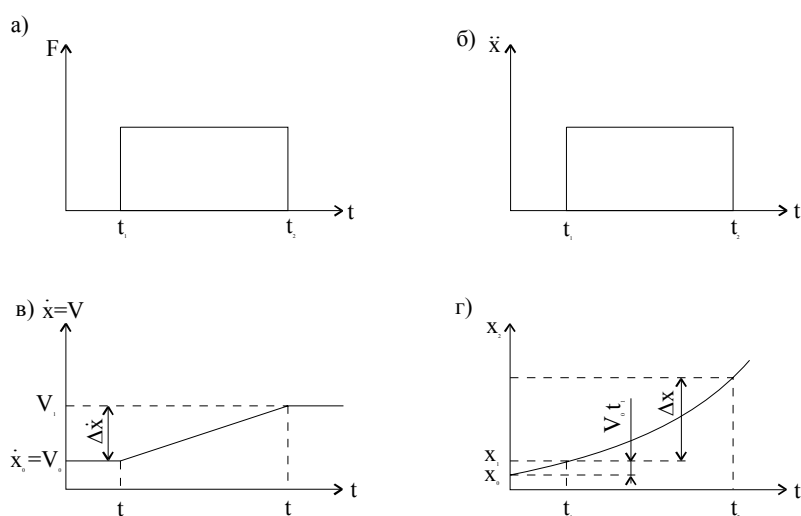


Рис. 1. Графики изменения силы (а), ускорения (б), скорости (в) и координаты (г) при движении вдоль прямой

Измерение ускорения  $\ddot{x}$  (см. рис.1) с последующим интегрированием дает значение приращения скорости  $\Delta\dot{x}$ . Добавление найденного значения  $\Delta\dot{x}$  к начальному значению  $\Delta\dot{x}_0 = V_0$  позволяет определить значение текущей скорости  $\dot{x} = \dot{x}_0 + \Delta\dot{x}$ .

Интегрирование же скорости дает соответствующее приращение координаты:

$$\Delta x = \int_{t_1}^{t_2} \dot{x} dt = x_2 - x_1.$$

Суммирование приращений с начальным значением координаты позволяет определить текущее значение координаты:

$$x = x_1 + \Delta x,$$

где  $x_1 = x_0 + V_0 t$ .

При движении объекта по плоской поверхности положение его характеризуется двумя координатами. Например, при использовании прямоугольной системы координат положение объекта определяется координатами  $x$  и  $y$  (рис.2). Следовательно, в случае навигации по плоской поверхности необходимо два акселерометра  $A_x$  и  $A_y$ . Двойное интегрирование выходных сигналов этих акселерометров дает приращение координат  $x$  и  $y$  в функции времени.

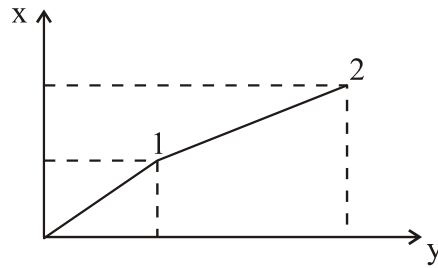


Рис. 2. Движение объекта на плоскости. 1 — положение объекта в момент времени  $t_1$ ; 2 — положение объекта в момент времени  $t_2$ .

В процессе движения ось чувствительного акселерометра должна быть параллельна соответствующей координатной оси.

Если платформа с акселерометром смещена в азимуте на угол  $\alpha$  (рис. 3), то при ускорении вдоль оси  $Ox$  выходной сигнал акселерометра регистрирует движение вдоль прямой  $OA$ . Указанная ошибка в определении координаты будет возрастать пропорционально дальности.

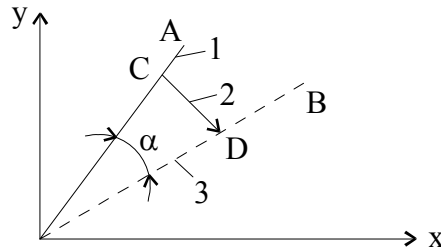


Рис. 3. Влияние выставки акселерометра в азимуте. 1 — действительная траектория полета; 2 — ошибка в определении местоположения объекта, когда он находится в т. С; 3 — расчетная траектория полета.

Аналогичный эффект можно наблюдать и в случае непараллельности оси чувствительности акселерометра плоскости, по которой движется объект.

Ускорение, действующее вдоль оси  $y$  (рис. 4) и равное  $g \sin \varphi_y$  создает соответствующий выходной сигнал акселерометра, который после двойного интегрирования дает ошибочные данные об изменении положения объекта.

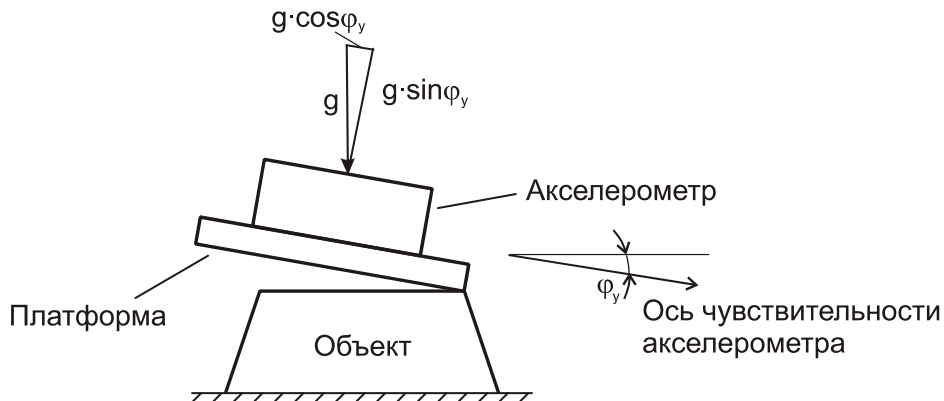


Рис. 4. Влияние отклонения платформы в горизонте

Таким образом, ориентация акселерометра должна быть известной и управляемой, что обычно и обеспечивается установкой его на стабилизированной платформе. В инерциальных системах для стабилизации платформы с акселерометрами используют гироскопы.

Рассмотрим работу инерциальной системы, предназначенной для навигации вокруг Земли. Пусть полет происходит по дуге большого круга и в начальной точке маршрута ось чувствительности акселерометра  $A_x$  выставлена вдоль траектории. При полете объекта с ускорением на выходе первого интегратора формируется сигнал, пропорциональный скорости  $V_x$  объекта. По найденному значению скорости может быть определена угловая скорость объекта:

$$\dot{\theta}_x = V_x / R,$$

где  $R$  — радиус Земли.

Интегрирование угловой скорости позволяет получить приращение координаты  $\Delta\theta$ , а добавление найденного приращения к начальному значению  $\theta_0$  — текущее значение координаты  $\theta = \theta_0 + \Delta\theta$ .

Для того, чтобы в измерение ускорения не вносила ошибки составляющая силы тяжести, необходимо в процессе полета удерживать акселерометр в горизонтальной плоскости, что реализуется приложением к гироскопу двух корректирующих моментов: момента, пропорционального горизонтальной составляющей угловой скорости вращения Земли, и момента, пропорционального угловой скорости движения объекта вокруг Земли.

Требуемая ориентация акселерометра в азимуте осуществляется тем же гироскопом, азимутальная ось которого принудительно вращается со скоростью, равной вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли.

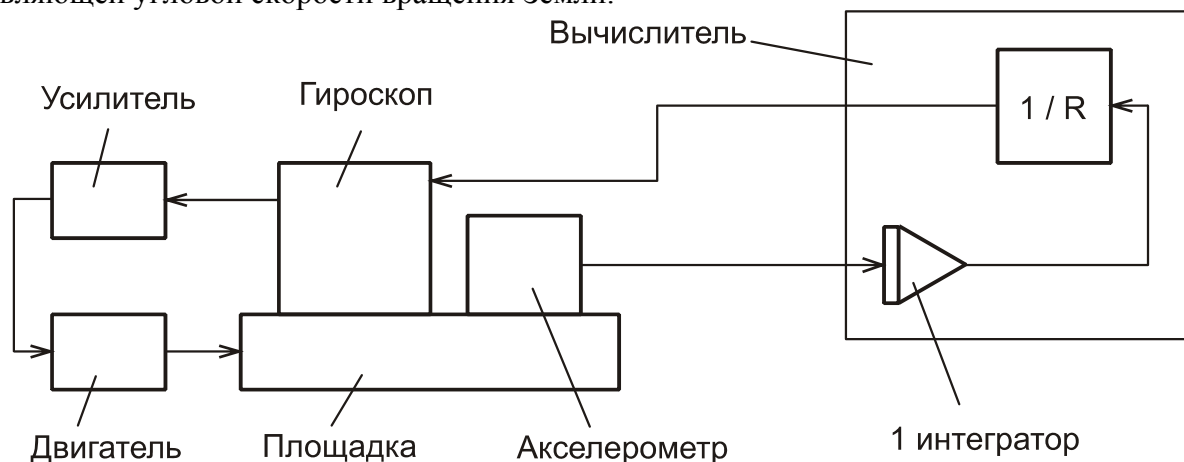


Рис. 5. Модель маятника Шулера

Для решения проблемы инерциальной навигации необходимо прежде всего получить точную вертикаль, т. е. точную горизонтальную площадку, невозмущаемую ускорениями объекта. С этой целью в инерциальной системе моделируют маятник Шулера (период собственных колебаний которого равен 84,4 мин, а плечо — радиусу Земли) путем использования гироскопов, акселерометров и интеграторов.

Схема модели представлена на рис. 5.

Если сравнить маятник Шулера с представленной моделью, то можно сказать, что роль точки подвеса играет гироскоп, роль плеча, равного радиусу Земли, выполняет вычислитель, и роль маятниковой массы играет акселерометр.

В общем случае движения самолета необходимо измерять составляющие ускорения по двум взаимно перпендикулярным осям двумя акселерометрами. При этом стабилизация гироплатформы должна осуществляться по трем осям (например, двумя трехстепенными гироскопами).

Вычисление координат и определение курса в системе МИС-2 производится в ортодромической системе координат, представленной на рис. 6.





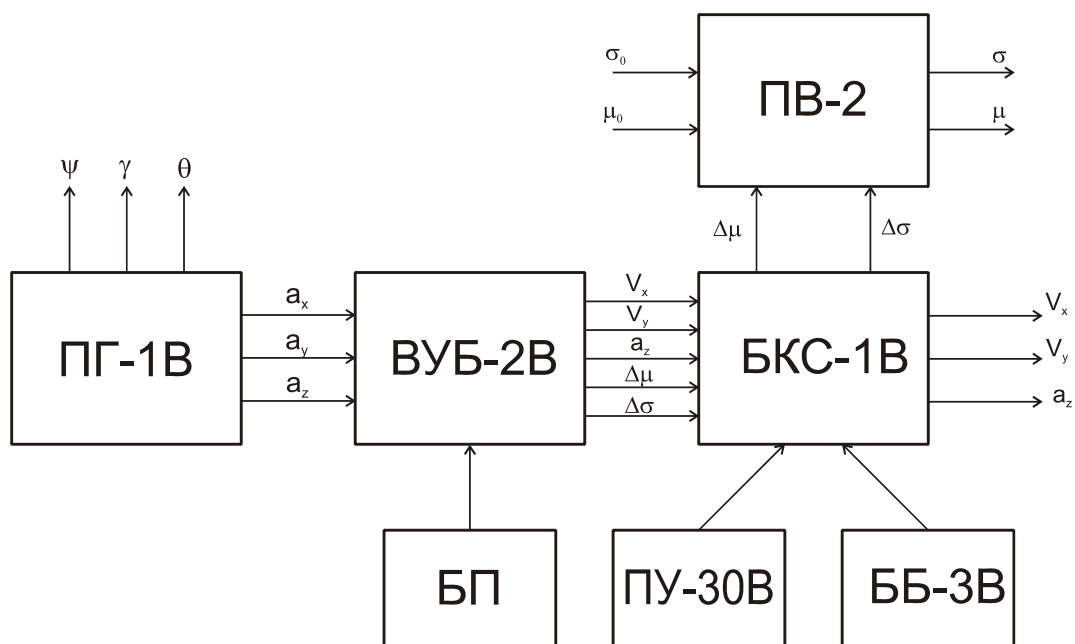


Рис. 7. Блок-схема системы МИС-2

На рис. 7 представлена блок-схема системы МИС-2. Ускорения, измеряемые акселерометрами, расположенными на гиросплатформе (блок ПГ-1В), поступают в вычислительно-усилительный блок ВУБ-2В, где производятся все необходимые математические операции. Полученные значения координат регистрируются на счетчиках блока ПВ-2. Управление МИС-2 производится с пульта ПУ-30В. Ввод начальных данных в систему осуществляется с помощью блока ПВ-2. Для компенсации систематической составляющей дрейфа гироскопов служит блок балансировки ББ-3В. Блок коррекции и связи БКС-1В применяется как распределительное устройство и для преобразования сигналов коррекции (если она имеется) в сигналы, необходимые при работе.

Для обеспечения блоков МИС электропитанием со специальными видами напряжения в систему входит блок питания БП.

## 4.2. Основные режимы системы

Предусмотрены три основных режима МИС: “Обогрев”, “Выставка”, “Работа”. Система переходит в каждый из перечисленных режимов с помощью блока ПУ-30В.

### 4.2.1. Обогрев

Режим “Обогрев” предназначен для создания необходимых температурных условий элементов блоков ПГ-1В, ВУБ-2В и ББ-3В.

Основными элементами системы термостатирования являются термодатчики, усилитель термостатирования, блок диодов-тиристоров и нагревательные элементы.

### 4.2.2. Выставка

Режим “Выставка” предназначен для подготовки к режиму “Работа”. Подготовка системы состоит из следующих основных операций:

- а) приведение осей чувствительности акселерометров к осям координат в горизонте и азимуте;
- б) обнуление первых интеграторов;
- в) выставка вторых интеграторов в соответствии с начальными значениями координат  $\mu_0$  и  $\sigma_0$ ;

В системе предусмотрено три варианта начальной выставки, отличающиеся друг от друга способом азимутальной выставки гироскопов:

- а) по задатчику курса блока ПВ-2;
- б) гирокомпасирование;
- в) двойное гирокомпасирование.

Выставка по задатчику курса ПВ-2 состоит из следующих подрежимов:

- а) “Грубая выставка”;
- б) “Горизонтирование”.

Точность выставки в азимуте не хуже  $30'$ .

“Гирокомпасирование” состоит из следующих подрежимов:

- а) “Грубая выставка”;
- б) “Горизонтирование”;
- в) “Основное гирокомпасирование”.

Точность выставки в азимуте не хуже  $30'$  для широт  $\varphi \leq 70^\circ$  и не хуже  $40'$  для широт  $\varphi = 70 \div 75^\circ$ .

“Двойное гирокомпасирование” состоит из следующих подрежимов:

- а) “Грубая выставка”;
- б) “Горизонтирование”;
- в) “Дополнительное гирокомпасирование”;
- г) “Балансировка ОХ”;
- д) “Основное гирокомпасирование”;
- е) “Балансировка”.

Точность выставки в азимуте не хуже  $30'$  для  $\varphi = 70^\circ$  и не хуже  $40'$  для  $\varphi = 70 \div 75^\circ$ .

## Грубая выставка

В подрежиме “Грубая выставка” происходят:

- а) включение блока питания;
- б) обнуление первых интеграторов;
- в) выставка вторых интеграторов с  $\mu_0$  и  $\sigma_0$ ;
- г) разгон гиromоторов от сети 36 В 400 Гц;
- д) установка рам ПГ-1В по сигналам СКТ.

Для выставки первого интегратора в нулевое положение он включается в режим следящей системы.

Выставка вторых интеграторов также осуществляется с помощью следящих потенциометрических систем. Напряжение, пропорциональное начальной координате  $\mu_0$  ( $\sigma_0$ ) подается с потенциометра блока ПВ-2, усиливается и поступает на двигатель, который устанавливает потенциометр  $\mu$  ( $tg\sigma$ ) блока ВУБ-2В в положение, соответствующее начальной координате.

В подрежиме “Грубая выставка” рамы крена и тангажа гиролатформы приводятся к корпусу ПГ-1В, а рама курса (стабилизированный элемент с гироскопами и акселерометрами) устанавливается в положение, соответствующее значению угла, установленному на задатчике курса блока ПВ-2.

При включении системы рамы могут занимать любое положение, поэтому возникают сигналы СКТ  $\gamma_{вн}$ ,  $\gamma_{нар гр}$ ,  $\theta_{гр}$  (см. рис. 8), находящихся на осях X и Y гиролатформы.

Указанные сигналы поступают в усилители отработки следящих систем, расположенные в ВУБ-2В, а затем на двигатели ДВ<sub>γвн</sub>, ДВ<sub>θ</sub>, ДВ<sub>γнар</sub>. Двигатели вращают рамы

внутреннего и наружного крена и тангажа до тех пор, пока напряжения с СКТ  $\gamma_{нар}$ , СКТ  $\gamma_{вн}$  и СКТ  $\theta_{гр}$  не станут равными нулю, т. е. Рамы займут согласованное с корпусом положение.

Выставка в азимуте в подрежиме “Грубая выставка” заключается в следующем. Курсовой СКТ  $\psi_{гр}$  гиropлатформы подключается к СКТ задатчика курса ПВ-2. На последнем вручную установлен курс самолета, определенный любым курсовым прибором с точностью несколько градусов, либо курс, полученный в результате выставки методом “Гирокомпасирование”. Разность сигналов двух СКТ (ПВ-2 и ПВ-1В) усиливается усилителем и поступает на двигатель Дв $\psi$ , вращающий раму курса до тех пор, пока разность напряжений с СКТ ПВ-2 и ПВ-1В не обратится в нуль.

К концу подрежима “Грубая выставка” карданов подвес платформы занимает согласованное с корпусом блока, а следовательно и самолета, положение.

В зависимости от положения верхнего переключателя ПУ-30В (I, II или III) положение, соответствующее углу, установленному на задатчике курса ПВ-2, занимает ось кинетического момента гироскопа  $H_y$  и  $H_x$ .

Начиная с подрежима “Грубая выставка” на датчики моментов гироскопов поступают сигналы, необходимые для компенсации уходов, возникающих из-за вращения Земли.

Если верхний переключатель ПУ-30В установлен в положении I или II, то в течение всей выставки сигналы, пропорциональные составляющим угловой скорости вращения Земли равны:

$$\Omega_x = -\Omega \sin \mu_0 \sin \sigma_0 ;$$

$$\Omega_y = \Omega \cos \mu_0 ;$$

$$\Omega_z = \Omega \sin \mu_0 \cos \sigma_0 .$$

Если переключатель ПУ-30В установлен в положении III, то указанные сигналы поступают на ДМ гироскопов, начиная с подрежима “Основное гирокомпасирование”.

Подрежим “Грубая выставка” продолжается 60 с.

## Горизонтирование

Основным процессом подрежима “Горизонтирование” является установка гиropлатформы в плоскость местного горизонта по сигналам акселерометров.

Сигналы с акселерометров  $A_x$  и  $A_y$ , характеризующие отклонение платформы от плоскости местного горизонта, поступают на ДМ $_x$  и ДМ $_y$ . Сигналы с датчиков угла поступают на двигатели следящих систем, поворачивающих платформу до тех пор, пока сигналы акселерометров (а следовательно и датчиков угла) не станут равными нулю.

Длительность подрежима “Горизонтирование”  $180 \pm 60$  с.

Окончание подрежима горизонтирования означает, что система или готова к режиму “Работа” (верхний переключатель ПУ-30В в положении I) или переходит к следующему подрежиму (переключатель в положении II или III).

## Гирокомпасирование

Гирокомпасирование — это способ автономной (без внешней информации) выставки платформы в азимуте.

Если при переходе системы к подрежиму гирокомпасирования вектор  $\vec{H}_y$  не совпадает с плоскостью меридиана (случай  $\sigma=0$ ,  $\omega_x=0$ ), то он выходит из горизонта и вызывает отклонение платформы от горизонтальной плоскости. Следствием этого является появление сигнала акселерометра  $A_y$ .

Этот сигнал поступает в азимутальный канал управления гироскопом М1 и заставляет его (и платформу) поворачиваться до тех пор, пока сигнал с  $A_y$  не станет равным нулю, что свидетельствует о совпадении оси кинетического момента с плоскостью меридиана.

Если выставка системы производится в точке с координатой  $\sigma \neq 0$  ( $\omega_x \neq 0$ ), то процесс протекает аналогично, лишь с той разницей, что по оси гироскопа действует момент, пропорциональный скорости  $\Omega_x = -\Omega \sin \mu_0 \sin \sigma_0$ . В этом случае ось кинетического момента гироскопа устанавливается в отличном от меридиана положении. Рассмотренный процесс получил название “Основное гироскомпасирование”.

Если гироскоп имеет собственный дрейф, то скорость движения по горизонтальной оси будет равна (в случае  $\sigma = 0$ )

$$\omega_x = \pm \omega_{дрx} + \omega,$$

где  $\omega_{др}$  — скорость собственного дрейфа гироскопа по оси X;  $\omega$  — скорость, вызванная отклонением оси кинетического момента от плоскости меридиана.

При длительной эксплуатации величина  $\omega_{дрx}$  может увеличиваться, поэтому необходимо периодически компенсировать собственный дрейф гироскопа.

Для определения величины собственного дрейфа гироскопа  $M_y$  площадка с гироскопами и акселерометрами разворачивается на угол, близкий к  $90^\circ$  относительно требуемого положения, а затем гироскомпасируется. В этом подрежиме, получившем название “Дополнительное гироскомпасирование”, в азимутальный канал управления платформой (на ДМ гироскопа M1) поступает сигнал акселерометра  $A_y$ .

В “повернутом” гироскомпасировании движение платформы прекращается при  $\omega_y=0$ .

При этом скорость платформы по оси x (при  $\sigma = 0$ )

$$\omega_x = \pm \omega_{др} + \Omega \cos \mu_0 (1 - \cos \alpha_2),$$

где  $\Omega \cos \mu_0 = \Omega_y$  — сигнал, поступающий из ВУБ для компенсации ухода гироскопа от вращения Земли;  $\Omega \cos \mu_0 \cos \alpha_2$  — скорость, вызванная отклонением оси кинетического момента гироскопа  $M_y$  от линии на запад – восток;  $\alpha_2$  — угол между  $\vec{H}_x$  и плоскостью меридиана.

При малых  $\alpha_2$   $\cos \alpha_2 \approx 1$  и имеем

$$\omega_x \approx \pm \omega_{др}.$$

Имея указанную скорость, платформа начнет уходить от плоскости горизонта, что вызовет изменение сигнала акселерометра  $A_y$ . Таким образом, сигнал с  $A_y$  пропорционален скорости собственного дрейфа гироскопа M1 по оси X и может быть использован для его компенсации.

Если “повернутое” гироскомпасирование проводится в точке с координатой  $\sigma \neq 0$ , то окончанию процесса соответствует скорость по горизонтальной оси X:

$$\omega_x = \pm \omega_{др} + \Omega \cos \mu_0 (1 - \cos \alpha_2) + \Omega_x \sin \alpha_2.$$

Теперь сигнал  $\omega_x$  не характеризует собственный дрейф, так как в правой части появился член  $\Omega_x \sin \alpha_2$ , сравнимый по величине с  $\omega_{дрx}$ .

Для исключения влияния составляющей  $\Omega_x$  “Дополнительное гироскомпасирование” необходимо проводить в географических координатах, в которых  $\Omega_x = 0$ . Поскольку условная система координат совпадает с географической при  $\mu = \varphi$ , выражение для  $\omega_x$  запишется в виде:

$$\omega_x = \pm \omega_{др} + \Omega \cos \varphi (1 - \cos \alpha_2).$$

Таким образом, в подрежиме “Дополнительное гироскомпасирование” при  $\sigma \neq 0$  необходимо на ДМ гироскопа M1 вводить сигнал  $\Omega \cos \varphi$ . Эта операция осуществляется с помощью потенциометра ПВ-2.

После компенсации дрейфа платформа разворачивается и в системе проводится подрежим “Основное гироскомпасирование”, позволяющий выставить платформу в азимуте с требуемой точностью.

Отметим положительные и отрицательные стороны рассмотренных методов выставки системы в азимуте.

Выставка методом “Гироскомпасирование” требует малого времени, но возможна только для гироскопов, собственный дрейф которых скомпенсирован. Выставка методом “Двойное гироскомпасирование” требует большого времени, но позволяет выставить систему одновременно с компенсацией собственного дрейфа гироскопов.

### 4.2.3. Работа

Режим “Работа” является основным режимом системы и предназначен для определения приращений пройденного пути, составляющих путевой скорости, вертикального ускорения и углов курса, крена и тангажа.

Координаты самолета в условной системе координат вычисляются по формулам:

$$\sigma = \sigma_0 + \Delta\sigma;$$

$$\mu = \mu_0 + \Delta\mu,$$

где  $\sigma_0, \mu_0$  — координаты точки старта;  $\Delta\sigma, \Delta\mu$  — изменение координат, возникающее при полете.

Значения  $\Delta\sigma$  и  $\Delta\mu$  определяются интегрированием относительных угловых скоростей движения самолета:

$$\Delta\sigma = \int_0^t \frac{V_x}{R} dt,$$

$$\Delta\mu = \int_0^t \frac{V_y}{R \cos \sigma} dt = \int_0^t \frac{V_y}{R} \sec \sigma dt.$$

При  $\sigma \neq 0$  радиус условной параллели уменьшается по закону косинуса. Этим и объясняется наличие  $\cos \sigma$  в знаменателе выражения  $\Delta\mu$ .

Принимая, что Земля имеет форму эллипсоида с полуосями  $R_1$  и  $R_2$ , выражения для  $\Delta\sigma$  и  $\Delta\mu$  запишем в виде:

$$\Delta\sigma = \int_0^t \frac{V_x}{R_1} dt; \quad \Delta\mu = \int_0^t \frac{V_y}{R_2} \sec \sigma dt,$$

где  $R_1$  и  $R_2$  — радиусы кривизны земной поверхности с учетом высоты полета.

Величины относительных линейных скоростей  $V_x$  и  $V_y$  находятся интегрированием составляющих относительного ускорения:

$$V_x = \int_0^t [a_x + 2\Omega_z V_y - \frac{V_y^2}{R_2} \operatorname{tg} \sigma] dt,$$

$$V_y = \int_0^t [a_y - 2\Omega_z V_x - \frac{V_x V_y}{R_2} \operatorname{tg} \sigma] dt,$$

где  $a_x, a_y$  — абсолютные ускорения самолета;  $\Omega_z$  — вертикальная составляющая угловой скорости вращения Земли.

Для поддержания осей чувствительности акселерометров в плоскости местного горизонта на ДМ гироскопов подаются сигналы, пропорциональные угловой скорости самолета при движении его вокруг Земли.

Сигнал вертикального ускорения вырабатывается акселерометром  $A_z$ .

Углы крена, курса и тангажа снимаются с СКТ, установленных на осях гиropлатформы.

### 4.3. Система встроенного контроля

Принцип работы системы контроля заключается в том, что в усилителях контроля реализуются схемы сравнений фактических напряжений с заданными.

## 5. УСТРОЙСТВО И РАБОТА СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ СИСТЕМЫ

### 5.1. Гиropлатформа ПГ-1В

Гиropлатформа предназначена для:

- а) стабилизации акселерометров, оси которых должны совпадать с условными осями;
- б) выдачу сигналов, пропорциональных углам отклонения объекта по курсу, крену и тангажу.

#### Технические данные

1. Углы маневра не ограничены.
2. Предельные скорости отклонения рам:
  - по курсу  $45 \pm 5^\circ / \text{с}$ ;
  - по тангажу  $20^\circ / \text{с}$ ;
  - по крену  $90^\circ / \text{с}$ .
3. Крутизна датчиков моментов гироскопов  $k_{\text{дм}}(\omega_{\text{пер}}) = 14,889 \frac{\text{°/час}}{1\text{mA}}$ ;  
 $k_{\text{дм}}(\omega_{\text{вн}}) = 15 \frac{\text{°/час}}{1\text{mA}}$ .
4. Крутизна сигналов акселерометров  $2 \text{ В} / \text{г}$ .
5. Ошибка следящей системы арретирования гироскопов в азимуте  $3$  угл. мин.
6. Скорость дрейфа гиropлатформы на неподвижном основании:
  - а) среднеквадратическая скорость дрейфа относительно осей крена и тангажа не более  $\pm 0,03^\circ / \text{час}$ , относительно оси курса — не более  $0,1^\circ / \text{час}$ ;
  - б) систематическая составляющая скорости дрейфа относительно каждой оси не более  $2^\circ / \text{час}$ .
7. Габариты платформы —  $492 \times 386 \times 330$  мм.
8. Масса платформы не превышает  $24,5$  кг.

#### Принцип действия

Блок ПГ-1В представляет собой стабилизированную четырехрамную платформу с двумя трехстепенными астатическими гироскопами. При построении платформы реализован принцип индикаторной стабилизации.

Кинематическая схема платформы представлена на рис.8.

Платформа установлена на объекте так, что ось  $u$  наружной кардановой рамы 1 ориентирована по продольной оси объекта, т. е. по оси крена, в связи с чем она называется рамой наружного крена. Рама 2, ось вращения  $X$  которой перпендикулярна оси  $Y$ , называется тангажной. Упоры, находящиеся на тангажной раме, ограничивают угол поворота рамы внутреннего крена 3 до  $14^\circ$ , а угол поворота рамы тангажа ограничен упорами, находящимися на раме

наружного крена до  $110^\circ$ . Рама 4, имеющая ось вращения, перпендикулярна осям X и Y, называется рамой курса. Углы поворота рам наружного крена и курса не ограничены.

На стабилизированном элементе, закрепленном на раме курса, расположены три датчика акселерометров ДА-1 и два гироскопа ГПА-20. Элементы установлены так, что оси чувствительности акселерометров ортогональны. Соответственно акселерометры носят обозначения  $A_x$ ,  $A_y$ ,  $A_z$ . Акселерометры  $A_x$  и  $A_y$  используются для решения навигационной задачи, акселерометр  $A_z$  служит только для выдачи сигналов, пропорциональных вертикальному ускорению.

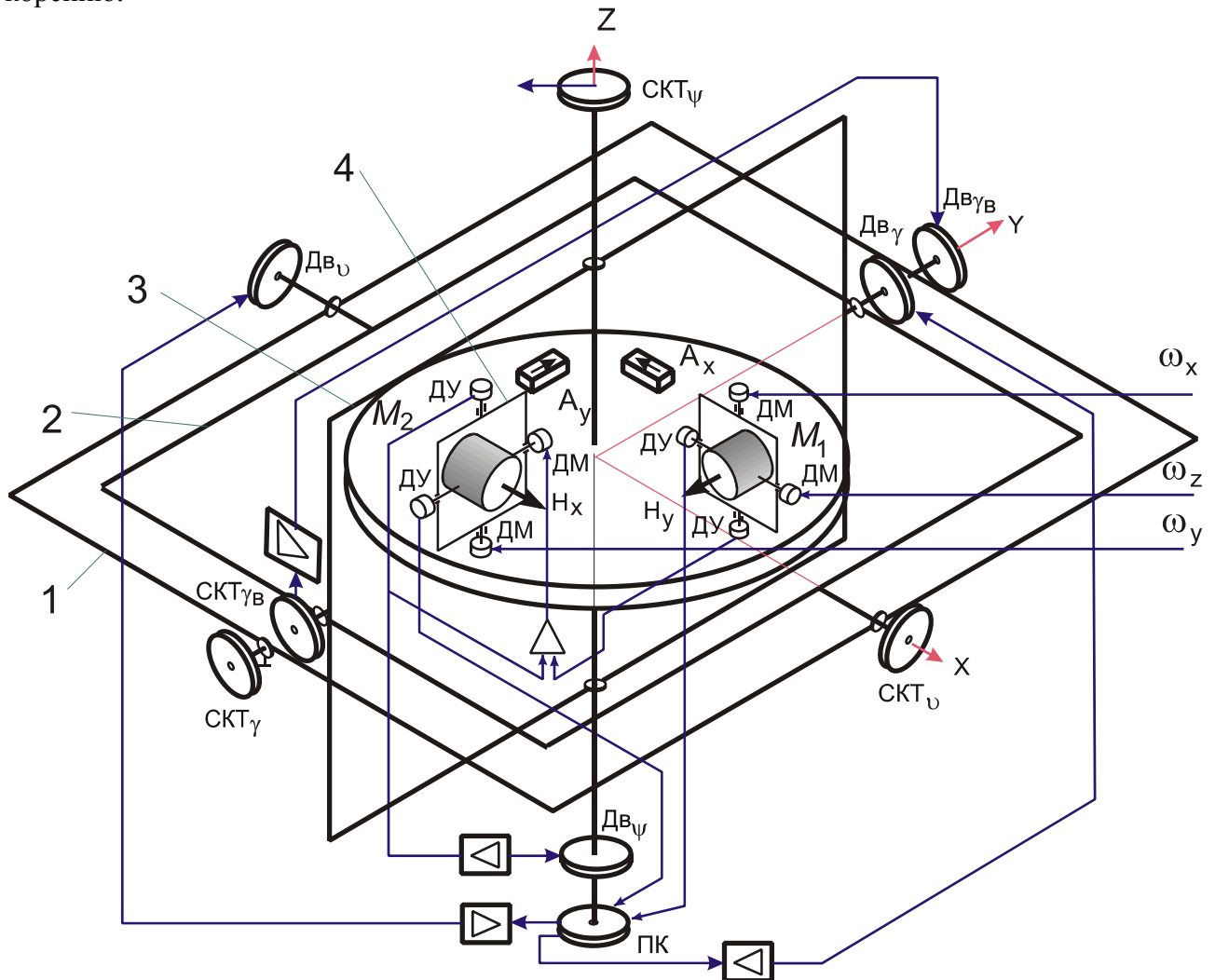


Рис.8. Гиросtabilизированная платформа

Гироскоп  $M_2$  ориентирован своим кинетическим моментом по оси Y и носит условное название “восточного”. Гироскоп  $M_1$  ориентирован кинетическим моментом по оси X и носит условное название “северного”. Каждый из гироскопов имеет возможность прецессионного движения вокруг двух осей.

Информация об углах поступает с соответствующих грубых и точных синусно-косинусных трансформаторов (СКТ). Так как при эволюциях самолета оси  $\theta$  и  $\gamma$  меняют свое положение в пространстве, то между датчиками угла  $\Delta U_x$  и  $\Delta U_y$  и следящими системами  $\gamma_{вн}$  и  $\theta$  включен преобразователь координат ПК, связанный с курсовой осью  $\psi$  (см. рис.8).

Стабилизация рам карданова подвеса платформы осуществляется следящими системами, двигатели которых ( $\Delta B_\gamma$ ,  $\Delta B_{\gamma в}$ ,  $\Delta B_\psi$ ,  $\Delta B_\theta$ ) показаны на схеме (усилители следящих систем расположены в блоке ВУБ-2В).

Принцип действия следящих систем одинаков для всех каналов, поэтому рассмотрим работу системы относительно одной оси, например оси  $Z$ . На моментный датчик ДМ  $\omega_{z1}$  гироскопа М1 из ВУБ-2В непрерывно поступает электрический сигнал, пропорциональный абсолютной угловой скорости вращения системы отсчета относительно оси  $Z$ . Моментный датчик ДМ  $\omega_z$  вызывает прецессию гироскопа М1 относительно оси наружной рамки. При этом сигнальная обмотка индукционного датчика угла ДУ $_{z1}$  выдает напряжение (рис.9) на вход усилителя обработки канала курса (УО $_{\psi}$ ).

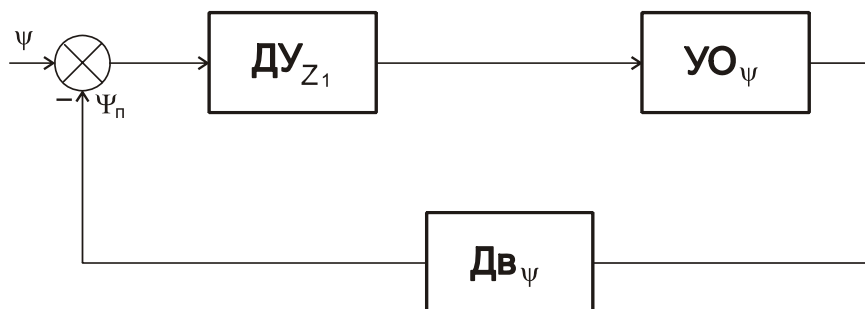


Рис.9. Структурная схема канала курса

Усиленное напряжение поступает на обмотки управления двигателями обработки Дв $_{\psi}$ , разворачивающих платформу относительно оси  $Z$  до тех пор, пока сигнал с ДУ $_{z1}$  не станет равным нулю.

Любое отклонение платформы относительно оси  $Z$  под действие вредных моментов приводит к рассогласованию датчика угла, после чего приведение платформы к оси  $Z$  осуществляется описанным выше способом.

Для обеспечения стабилизации и слежения относительно осей  $X$  и  $Y$  (рис.10) при любых значениях угла  $\psi$  используется преобразователь координат ПК $_{\psi}$ , через который пропускаются сигналы отклонения гироскопов по осям  $X$  и  $Y$ . Преобразователь координат представляет собой синусно-косинусный трансформатор. На статор, укрепленный на стабилизированном элементе, подается усиленное напряжение с датчиков угла ДУ $_x$  и ДУ $_y$ ; ротор ПК $_{\psi}$  связан с рамой внутреннего крена зубчатой передачей с передаточным отношением 1:1. Таким образом осуществляется распределение сигналов, снимаемых с гироскопов, в соответствии с положением стабилизированного элемента по отношению к кардановому подвесу.

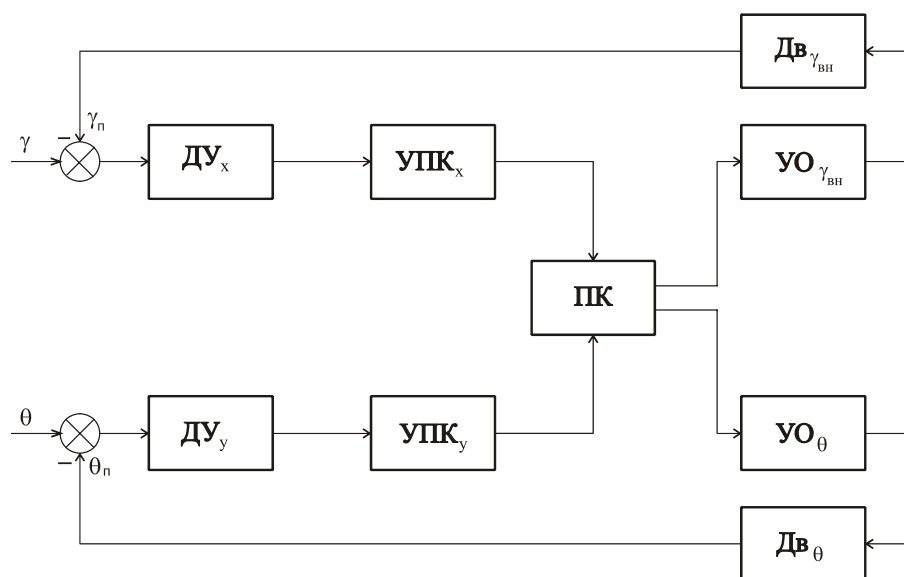


Рис.10. Структурная схема каналов внутреннего крена и тангажа



Для обеспечения перпендикулярности осей кинетического момента гироскопов М1 и М2 предусмотрена цепь арретирования. На вход усилителя арретирования с датчика угла  $ДУ_{z2}$  подается сигнал рассогласования между азимутальной осью гироскопа М2 и азимутальной осью платформы. С выхода усилителя сигнал поступает на  $ДМ_{\omega z1}$  и гироскоп М2 прецессирует в азимуте до тех пор, пока не будет обеспечено согласование М2 с М1. Кроме сигнала с  $ДУ_{z2}$  на вход усилителя арретирования дополнительно подается сигнал  $ДУ_{z1}$ . Поэтому даже при неточной работе следящей системы канала курса оси кинетических моментов гироскопов М1 и М2 будут перпендикулярны.

В системе подвеса платформы применена дополнительная четвертая рама, необходимая для работоспособности платформы при любом положении самолета. Следящая система канала наружного крена, т. е. Канала управления 4-й рамой работает по сигналам СКТ $_{\gamma_{в}}$ , ротор которого жестко связан с рамой внутреннего крена, а статор — с рамой тангажа. Этот сигнал подается на вход усилителя обработки по наружному крену, а затем на двигатель. Для сохранения динамических характеристик следящей системы в усилителе  $УО_{\gamma_{нар}}$  предусмотрена автоматическая регулировка коэффициента усиления по закону  $1 / \cos\theta$ , так как при увеличении угла тангажа  $\theta$  одно и то же рассогласование по  $\gamma_{вн}$  требует все большего угла отработки  $\gamma$ .

Если объект выполняет маневр типа “петля” при переходе угла тангажа через точку  $\theta = 90^\circ$  необходимо, чтобы рама наружного крена, а вместе с ней и курсовая рама, быстро развернулись на  $180^\circ$ . Это происходит автоматически, так как при описанной кинематике платформы переход через точку  $\theta = 90^\circ$  меняет положение равновесия рамы наружного крена на  $180^\circ$ . Ускоренный поворот рамы обеспечивается дополнительным каналом по производной, предусмотренным в усилителе  $УО_{\gamma_{нар}}$ .

## Конструкция

В конструкции гироплатформы можно выделить следующие основные узлы: 1) основание; 2) рама наружного крена; 3) кожух; 4) общая сборка с узлом амортизации.

Узел основания состоит из верхнего основания, нижнего фланца и соединительных деталей. Верхнее основание и нижний фланец установлены на внутренней оси центрального коллектора и закреплены гайками. Внутренняя ось подвешена в наружной оси центрального коллектора на четырех шарикоподшипниках, обеспечивающих вращение рамы курса относительно рамы внутреннего крена. Наружная ось закреплена на фланце, который имеется на раме внутреннего крена. Узел центрального коллектора, предназначенный для электрической связи между рамами курса и внутреннего крена, состоит из 64 колец, смонтированных на внутренней оси, и трех блоков щеток, закрепленных под углом  $120^\circ$  друг к другу на фланце.

На внешней стороне верхнего основания установлен гироскоп ГПА-20 и наклеены два отопителя; на внутренней — три датчика акселерометра ДА-1, плата с двумя двигателями отработки по курсу ДМ-0,4 и редукторами с передаточным отношением  $i=100$ , усилитель и плата с тремя СКТ. Два датчика (типа СКТ-225-2Д) используются в качестве преобразователя координат и датчика грубого отсчета по курсу, а третий (типа СКТ-220-1Д) — в качестве датчика точного отсчета. Статоры всех СКТ связаны с рамой курса, а роторы — зубчатой передачей с рамой внутреннего крена с  $i=1$  (СКТ-225-2Д) и  $i=32$  (СКТ-220-1Д).

Датчики акселерометров ДА-1 и гироскопы ГПА-20 выставляются с заданной точностью по базовым поверхностям, которые имеются на верхнем и нижнем фланце.

Узел основания смонтирован в узле рамы наружного крена.

Узел рамы наружного крена состоит из рамы внутреннего крена, рамы тангажа и собственно рамы наружного крена.

Рама внутреннего крена подвешена посредством двух шарикоподшипников, закрепленных во фланцах рамы тангажа. На оси рамы внутреннего крена находится статор СКТ-265Д, ротор которого закреплен на раме тангажа. На этой же раме установлены два

двигателя обработки по внутреннему крену (ДМ-0,4), с редукторами ( $i=100$ ); выходные трибки редукторов введены в зацепление с зубчатым колесом рамы внутреннего крена. Угол поворота последней ограничен упорами рамы тангажа до  $14^\circ$ . Для электрической связи рам внутреннего крена и тангажа используются гибкие жгуты, которые благодаря специальной распайке имеют минимальный момент трения.

Рама тангажа подвешена в раме наружного крена на четырех шарикоподшипниках. Угол поворота рамы тангажа в раме наружного крена ограничен упорами до  $110^\circ$ . На приливах рамы наружного крена укреплены два двигателя обработки по тангажу (ДМ-0,4), с редукторами ( $i=100$ ). Выходные трибки редукторов введены в зацепление с шестернями тангажной рамы.

Во фланцах рамы наружного крена установлены роторы СКТ-265Д (“Грубый отсчет”) и СКТ-6465Д (“Точный отсчет”) и гибкие жгуты, необходимые для электрической связи между рамами тангажа и наружного крена. Статоры СКТ находятся на раме тангажа.

Рама наружного крена подвешена в корпусе гироплатформы на четырех шарикоподшипниках. Электрическая связь между рамой наружного крена и корпусом обеспечивается двумя коллекторами, выполненными в виде отдельных узлов, имеющих по 42 кольца каждый.

На раме наружного крена имеются также катушки, используемые в качестве элементов термочувствительного моста.

На фланце корпуса укреплены два двигателя обработки по наружному крену ДМ-1 с редукторами ( $i=150$ ).

Узел кожуха предназначен для обеспечения герметизации платформы и прохождения охлаждающего воздуха.

Защита платформы от резких колебаний температуры окружающего воздуха обеспечивается двумя теплоизоляционными кожухами.

Собранная платформа подвешена в узле амортизации, обеспечивающем одновременно возможность регулировки положения платформы в горизонте.

### 5.1.1. Гироскоп ГПА-20

Поплавковый астатический гироскоп предназначен для выдачи сигналов, необходимых при ориентировании осей чувствительности акселерометров вдоль условных осей координат.

#### Технические характеристики прибора

##### 1. Питание

а) гиромотора 36 В, 375 Гц (работа);

36 В, 400 Гц (запуск);

б) датчики угла 15 В, 4500 Гц;

в) элементов обогрева 115 В, 400 Гц.

##### 2. Датчик угла:

а) нулевой сигнал не более 20 мВ;

б) крутизна характеристики  $2,16 \pm 0,2$  В / град.

3. Крутизна датчиков момента:  $K_{дм} = 14,889$  (°/час) / 1 мА;  $K_{дм}(\omega_{вн}) = 15$  (°/час) / 1 мА.

##### 4. Собственный дрейф гироскопа в нормальных условиях:

а) случайная составляющая скорости ухода

относительно внутренней оси  $0,3$  °/час;

относительно наружной оси  $0,1$  °/час;

б) систематическая составляющая ухода по обеим осям  $2$  °/час;

в) систематическая составляющая от ускорения не более  $3$  (°/час) / g.

5. Угол поворота гиروزла относительно корпуса  $\pm 20^\circ$ .
6. Кинетический момент  $H = 1000$  Гсмс.
7. Масса — не более 1,5 кг.

Гироскоп ГПА-20 состоит из следующих основных узлов:

- а) гиروزел с кардановым кольцом;
- б) корпус;
- в) корпус средний;
- г) две крышки.

Гиروزел прибора взвешен в жидкости для разгрузки опор карданова подвеса от веса гиروزла. Гироскоп помещен в герметичную сферу — поплавков, на котором находятся рамки датчиков угла и датчиков момента. Статоры датчиков расположены на корпусе. Гиروزел укреплен в кольце при помощи каменных опор. Вторая пара таких же опор соединяет гиروزел с кольцом и корпус прибора.

В ГПА-20 используется гистерезисный гироскоп ГМС-1Б.

Сигналы, пропорциональные углам отклонения гиروزла относительно корпуса по двум осям снимаются с двух пар индукционных трансформаторных датчиков угла, сигнальные обмотки которых соединены последовательно для увеличения крутизны характеристики.

По каждой координатной оси прибора установлено по два датчика момента магнитоэлектрического типа. Обмотки датчиков, установленных по одной оси, соединены параллельно.

Внутренний объем гиروزла заполнен смесью водорода с гелием для уменьшения вентиляционных моментов и обеспечения достаточной теплопередачи.

На гиروزле, кроме кронштейнов с рамками датчиков угла и момента, монтируются балансирующие устройства для балансировки гиروزла по положению центра тяжести и центра давления в окончательно собранном приборе. Гиروزел взвешен в жидкости Б1-П при температуре  $+70 \div +75^\circ$  С. рабочая температура прибора определяется при балансировке гиروزла.

### 5.1.2. Датчик акселерометра ДА-1

Датчик акселерометра предназначен для измерения линейных ускорений, действующих вдоль оси чувствительности. Датчик акселерометра ДА-1, помещенный в ВУБ-2В, и усилитель датчика УДА-1, помещенный в ВУБ-2В, составляют компенсационный жидкостный акселерометр.

#### Технические характеристики акселерометра

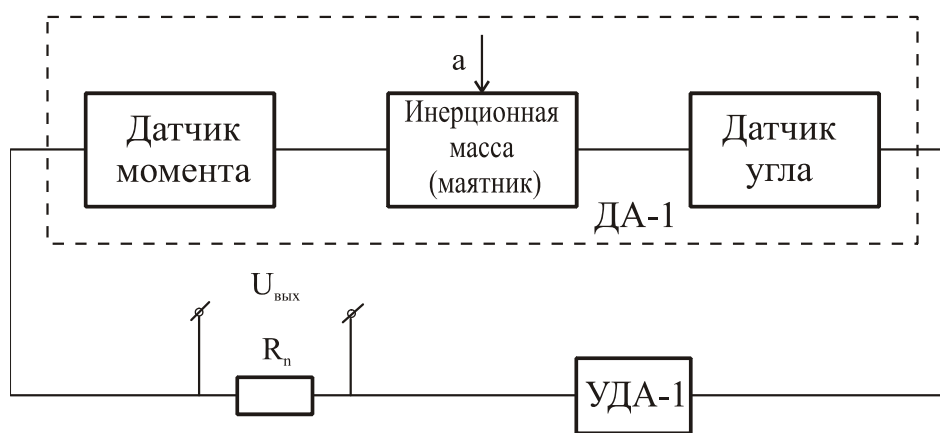
1. Напряжение питания:
  - а) переменного тока 15 В, 4500 Гц;
  - б) переменного тока 7,5 В, 4500 Гц;
  - в) постоянного тока  $\pm 30$  В.
2. Масштаб выходного напряжения 2 В/г.
3. Порог чувствительности — не более  $5 \cdot 10^{-5}$  г/
4. Диапазон изменения ускорений — до 10 г с учетом вибраций; 8,5 г — без учета вибраций.
5. Погрешность выходного сигнала не более 0,05% до 1г; не более 0,1% до 10 г/
6. Крутизна датчика угла 5мВ / угл. мин.
7. Крутизна датчика момента 3,3 мА / г.
8. Маятниковость поплавок в жидкости 1,2 Г·см.

9. Температура взвешивания поплавок + 67°.
10. Габариты датчика акселерометра 35 × 39 × 47 мм.
11. Масса датчика не более 0,2 кг.

Основными элементами датчика ДА-1 являются:

- а) маятник (поплавок);
- б) датчик угла;
- в) датчик момента;
- г) заполняющая жидкость;
- д) корпус прибора.

Принцип действия заключается в следующем: в ДА-1 центр масс поплавок (маятника) не совпадает с осью подвеса и центром давления. При действии ускорения вдоль оси чувствительности, перпендикулярной плоскости, проходящей через ось подвеса и центр масс поплавок, возникает инерционный момент относительно оси подвеса (рис.11).



*Рис.11. Структурная схема датчика акселерометра*

Под действием этого момента поплавок отклоняется от своего первоначального положения, что вызывает появление сигнала датчика угла. Этот сигнал поступает на усилитель УДА-1, который питает обмотки датчика момента. Ток, протекающий по обмоткам моментного датчика, взаимодействует с полем постоянных магнитов и создает момент, компенсирующий действие инерционного момента. При равновесии этих моментов ток, протекающий по компенсационной катушке и нагрузочному сопротивлению, включенному последовательно с обмотками датчика момента, пропорционален действующему ускорению, а падение напряжения на нагрузке также пропорционально этому ускорению. Направление тока в датчике момента зависит от направления измеряемого ускорения.

Наличие жидкостного демпфирования в датчике и корректирующих цепей в усилителе позволяет получить требуемые динамические характеристики в заданном диапазоне частот.

Для сведения к минимуму погрешностей, связанным с отклонением маятника, датчик с усилителем работают в замкнутой системе с высоким коэффициентом усиления. Температурная компенсация масштабного коэффициента достигается за счет определенного взаимного расположения центров масс и давления относительно оси подвеса и подбора шунтов в датчике момента.

## Конструкция

Чувствительным элементом прибора является поплавок, имеющий форму параллелепипеда. Поплавок взвешен в тяжелой жидкости БЛП. При рабочей температуре +67° С он имеет нулевую плавучесть, чем достигается уменьшение сил трения в опорах.

Цапфы поплавка имеют диаметр 0,3 мм. В качестве подшипников использованы камни часовые и рубиновые. Радиальный люфт в опорах  $5 \div 8$  мкм, осевой —  $25 \div 55$  мкм. Изготовление корпуса и крышки из пермаллового сплава 36 НКМ обеспечивает магнитную экранировку прибора.

Датчик акселерометра ДА-1 имеет два индукционных датчика угла трансформаторного типа. Роторные катушки размещены на поплавке и соединены последовательно, что позволяет получить датчик акселерометра нечувствительным к перемещениям поплавка, обусловлены радиальным и осевым люфтами. Статор датчика угла может перемещаться относительно роторных катушек по направляющим стойкам при помощи микрометрических винтов, что обеспечивает регулировку нулевого сигнала датчика.

Катушка датчика момента, закрепленные на поплавке, находятся в поле постоянных магнитов. Выводы катушек соединены с гермовводами через медные токоподводы.

Изменение объема жидкости в зависимости от температуры компенсируется сильфоном. Время готовности прибора сокращается применением обогревателей. На корпусе установлена печатная плата с резисторами, необходимыми для регулировки крутизны выходной характеристики и температурной компенсации.

### 5.1.3. Вентилятор

Вентилятор предназначен для перемешивания воздуха, находящегося внутри платформы, с целью обеспечения равномерного температурного поля.

Вентилятор представляет собой асинхронную электрическую машину, для уменьшения габаритов выполненную по обращенной схеме.

Ротор имеет рабочие лопасти для движения воздуха.

### 5.1.4. Двигатели

Для отработки карданных рамок в платформе применены двухфазные асинхронные теплостойкие двигатели двух типов — два двигателя типа ДМ-1 и шесть двигателей типа ДМ-0,4.

Краткие технические характеристики двигателей приведены в таблице 3.

Таблица 3

Параметры	Размерность	Тип двигателя	
		ДМ-1	ДМ-0,4
Напряжение питания обмоток:			
возбуждение	В	36	36
управление (максимум)	В	30	30
частота	Гц	400	400
Сопротивление обмоток :			
возбуждения (1-3)	Ом	$50 \pm 8$	$120 \pm 17$
управления (2-4, 5-6)	Ом	$15 \pm 3$	$40 \pm 7$
Скорость холостого хода	об / мин	5500	6000
Начальная мощность	Вт	1	0,4
Пусковой момент	Г·см	50	20
Пусковой ток:			
возбуждения	мА	240	125
управления	мА	290	150
Напряжение трогания	В	2	2

### 5.1.5. Синусно-косинусные трансформаторы

В платформе ПГ-1В применены для съема сигналов и в качестве преобразователя координат синусно-косинусные потенциометры: СКТ-225-1Д (2 шт.), СКТ-220 (1 шт.), СКТ-265Д (3 шт.) и СКТ-6465Д (2 шт.).

Краткие технические характеристики СКТ указаны в таблице 4.

Таблица 4

Параметры	Тип СКТ			
	СКТ-225-1Д класс 0,2	СКТ-220Д класс 0,2	СКТ-265Д класс 0,2	СКТ-6465Д класс 0,2
Напряжение питания	12 В	36 В	36 В	36 В
Частота напряжения питания	400 Гц	400 Гц	400 Гц	400 Гц
Максимальное выходное напряжение	12 В	8,5 В	3 В	8,5 В
Потребляемый ток	30 мА	21 мА	45 мА	170 мА
Крутизна выходного напряжения	5 мВ / мин	2,2 мВ / мин	10 мВ / мин	7,45 мВ / мин

### 5.2. Вычислительно-усилительный блок ВУБ-2В

Вычислительно-усилительный блок решает следующие задачи:

а) производит необходимые вычислительные операции в режимах “Выставка” и “Работа”;

б) обеспечивает переключение электрических цепей в режимах “Обогрев”, “Выставка”, “Работа”;

в) обеспечивает МИС специальными источниками питания;

Входными сигналами блока являются:

а) сигналы акселерометров;

б) координаты места старта;

в) сигналы с датчиков углов гироскопов;

г) сигналы с СКТ платформы;

д) сигналы термодатчиков гироскопов и платформы.

Выходными сигналами блока являются:

а) значение составляющих путевой скорости  $V_x$  и  $V_y$ ;

б) значения составляющих угловой скорости  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$ ;

знаки напряжений, соответствующих угловым скоростям  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ , совпадают со знаками угловых скоростей; знак напряжения, соответствующего  $\omega_z$ , противоположен знаку  $\omega_z$ ;

в) приращения текущих координат  $\Delta\sigma$  и  $\Delta\mu$ ;

г) сигнал о вертикальном ускорении  $a_z$ ;

д) напряжение частоты 400 Гц с усилителей обработки;

е) напряжение частоты 400 Гц с усилителей термостатирования.

Релейная автоматика блока обеспечивает:

а) длительность подрежима “Грубая выставка” —  $60 \pm 20$  с;

б) длительность подрежима “Горизонтирование” —  $180 \pm 60$  с;

в) длительность контроля азимутального положения платформы в процессе гирокомпасирования —  $15 \pm 6$  с.

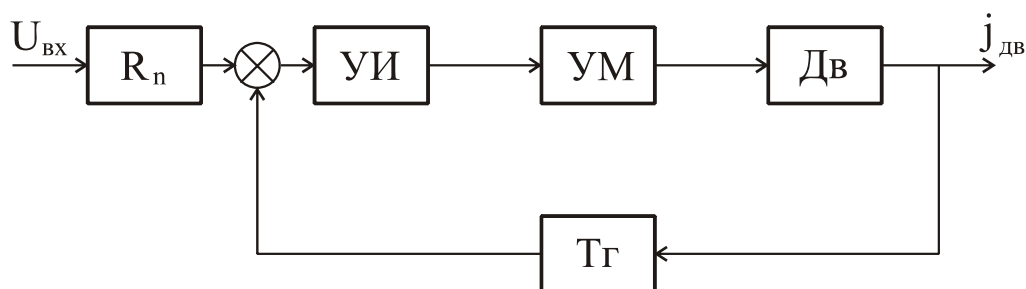
Габариты блока  $495 \times 344 \times 273$  мм.

Масса блока не более 28 кг.

ВУБ-2Б содержит следующие узлы:

1. Электромеханизм интегратора — 1.
2. Термостат — 1.
3. Усилитель операционный — 7.
4. Усилитель интегрирующий — 4.
5. Усилитель мощности — 2.
6. Усилитель датчика акселерометра — 1.
7. Устройство задержки времени — 1.
8. Усилитель контроля — 1.
9. Устройство коммутирующее — 6.
10. Блок термостатированных усилителей — 1.
11. Вентилятор — 1.

Блок решает системы навигационных формул, рассмотренных при описании режимов “Выставка” и “Работа”. ВУБ-2В является аналоговым счетно-решающим блоком, в котором вычислительные операции ведутся на постоянном токе с использованием суммирующих операционных усилителей, электромеханических интеграторов и функциональных потенциометров. Суммирование выполняется на операционных усилителях по схеме суммирования токов. Умножение и получение функциональных зависимостей типа  $\sin$ ,  $\cos$ ,  $\text{tg}$ ,  $\text{sec}$  воспроизводится с помощью многооборотных потенциометров (линейных и функциональных).



$R_n$ -масштабирующее сопротивление

Рис.12. Структурная схема интегрирующего привода

Интегрирование выполняется с помощью интегрирующего привода, структурная схема которого приведена на рис.12. В интегрирующий привод входят интегрирующий усилитель УИ в виде операционного усилителя, охваченного емкостной обратной связью, усилитель мощности УМ, двигатель переменного тока Дв, тахогенератор Тг.

Входной величиной интегрирующего привода является напряжение постоянного тока  $U_{вх}$  (пропорциональное ускорению в первом интеграторе и скорости — во втором); выходной — угол поворота вала  $\varphi_{дв}$ , пропорциональный интегралу от входного сигнала.

Угол поворота вала вычисляется по формуле:

$$\varphi_{дв} = \frac{1}{R_n K_r} \int_0^t U_{вх} dt,$$

где  $K_r$  — коэффициент передачи генератора, а·с / рад;  $R_n$  — масштабное сопротивление на входе генератора.

Выходными элементами первого интегратора являются потенциометры и бесконтактные СКТ, поэтому сигналы, пропорциональные скоростям, получают в виде напряжений постоянного и переменного тока.

Выходными элементами вторых интеграторов являются выходные датчики, работающие в синхронных передачах совместно с шаговыми двигателями блока ПВ-2.

### 5.3. Пульт ввода начальных данных ПВ-2

Пульт ввода предназначен для:

- а) ввода начальных координат места старта  $\mu_0$ ,  $\sigma_0$ ,  $\varphi_0$  и начального значения курса;
- б) выдачи электрических сигналов, пропорциональных  $\sec\mu$ ,  $\operatorname{tg}\sigma$  и  $\cos\varphi$  и ВУБ-2В;
- в) визуального отсчета текущих координат  $\mu$  и  $\sigma$ ;
- г) запоминания азимута места стоянки;
- д) контроля процесса режима “Выставка”.

#### Основные технические данные

1. Пульт питается напряжением:
  - а) постоянного тока  $27 \pm 2,7$  В;
  - б) постоянного тока  $\pm 10$  В со средней точкой;
  - в) переменного тока  $36 \pm 1,8(3,6)$  В частоты 400 Гц.
2. Погрешность отработки координат и угла курса не превышает:  $\pm 10''$  по каналам  $\mu$  и  $\sigma$ ;  $\pm 30'$  по каналу  $\psi$ .
3. Скорость отработки координат  $\mu$  и  $\sigma$  не превышает 0,5 угл. мин / с; максимальная скорость отработки координаты  $\psi$  не менее  $30^\circ$  / мин.
4. Масса блока не более 6 кг.
5. Габариты блока  $297 \times 170 \times 154$  мм.

Пульт ввода состоит из следующих основных узлов:

- а) редуктора ввода  $\mu$  и  $\sigma$ ;
- б) редуктора ввода  $\psi$ ;
- в) задатчика курса ЗК-2;
- г) усилителя УНЧ-2;
- д) выпрямителя ВФЧ-1.

Передача движения от ручек с счетчикам осуществляется с помощью редукторов. При этом вращаются не только барабаны счетчиков, но и движки функциональных потенциометров, с которых снимаются напряжения, находящиеся в тригонометрической зависимости от начальных координат.

В режиме “Работа” с помощью счетчиков ПВ-2 осуществляется визуальный отсчет координат.

Задатчик курса ЗК-2 предназначен для предварительной выставки гиросплатформы в азимуте. Сигнал выставки формируется СКТ, установленным в корпусе ЗК-2. Для согласования положения СКТ задатчика и курсовой оси платформы ротор трансформатора приводится в движение двигателем с редуктором.

## 6. Контрольные вопросы

1. Какие координаты определяет МИС-2?
2. Как в МИС-2 реализован метод счисления пути?
3. Какие функции выполняет гиросtabilизированная платформа?
4. Как влияет ускорение силы тяготения на работу ИНС?
5. Что собой представляет гироскоп?
6. Какие конструктивные параметры платформы можно изменять, обеспечивая настройку на период Шулера?



7. Как проводится грубая выставка платформы?
8. С какой точностью может быть выполнено горизонтирование платформы?
9. С какой точностью может быть выполнено гирокомпасирование платформы?
10. Как производится выставка платформы в азимуте (гирокомпасирование)?
11. Нарисуйте схему азимутального канала в режиме гирокомпасирования и в рабочем режиме.
12. Нарисуйте схему горизонтального канала .
13. Назовите технические характеристики системы, гироскопа, акселерометра.
14. Как построена система термостабилизации?
15. Как работают интеграторы в системе?
16. Зачем нужен в платформе преобразователь координат?
17. От чего зависит точность стабилизации платформы?
18. Оцените осевой момент инерции платформы с гироскопами и акселерометрами.
19. Как влияет на платформу ускорение, возникающее на вираже?
20. Как влияет на платформу ускорение, возникающее на качке?
21. Составьте электрическую схему азимутального канала в режиме грубой выставки.
22. Промоделируйте канал горизонтирования в пакете Simulink.

## **7. Содержание отчета**

Отчет должен содержать письменные ответы на указанные преподавателем вопросы с текстом и, если необходимо, иллюстрациями. Необходимо также представить указанную преподавателем структурно-кинематическую схему.

## **8. Литература**

1. Самотокин Б.Б., Мелешко В.В., Степанковский Ю.В. Навигационные приборы и системы. -К.:Вища школа, 1986.-324 с.
2. Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А. Навигационные приборы и системы. - М.: Машиностроение, 1983. - 456 с. (под ред. И. И. Помыкаева).