

# Лекция № 11

## Раздел 1. Гироскопические приборы и системы

### Тема 1.3. Курсовые системы

Применение 3-х степенного гироскопа для измерения курса

7. Использование гироскопа для измерения курса

8. Уравнения и причины «ухода» 3-х степенного гироскопа с горизонтально расположенным вектором кинетического момента

9. Гирополукомпасы

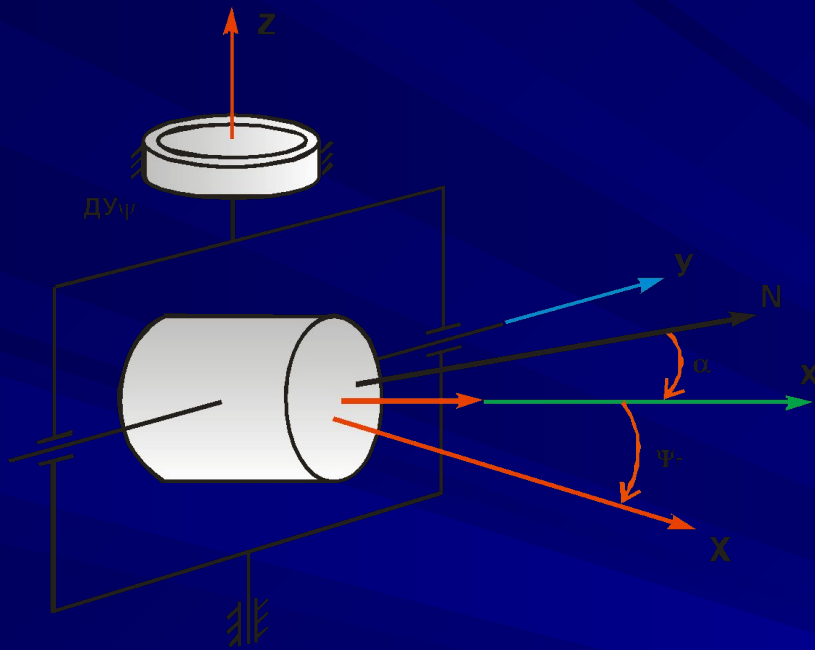
## 7. Использование гироскопа для измерения курса

Магнитные и индукционные компасы имеют ряд недостатков (наличие магнитной девиации, поворотной ошибки, креновой девиации) которые ограничивают их применение при определенных условиях полета.

Этих недостатков лишены курсовые гироскопы, в которых используется свойство азимутально-свободного гироскопа сохранять в течение некоторого времени неизменным направление главной оси в азимуте.

Как известно, трехстепенной гироскоп обладает свойством сохранять неизменным положение оси вращения ротора (вектора кинетического момента) в инерциальном пространстве, не боится ударов и толчков, нечувствителен к ускорениям ВС, работа его не зависит от координат местоположения. Это свойство может быть использовано для построения гироскопического измерителя курса (курсового гироскопа).

## 7. Использование гироскопа для измерения курса

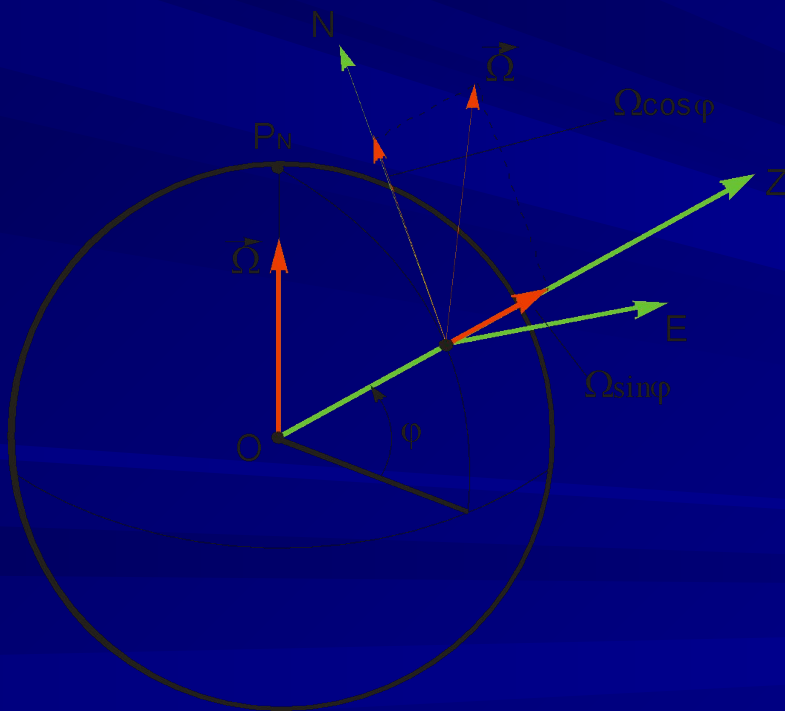


Для получения гироскопического измерителя курса установим трехстепенной гироскоп (рис. ) на ВС так, чтобы ось  $x$  вращения ротора (вектор кинетического момента), располагалась в горизонтальной плоскости, а ось  $z$  внешней рамы (измерительная ось) - вертикально. На измерительной оси установим датчик угла  $ДУ_\psi$ , ротор которого связан с внешней рамой карданова подвеса гироскопа, а статор - с корпусом ВС.

Если перед полетом ось  $x$  совместить с направлением истинного меридиана  $N$ , то при разворотах ВС в полете ротор датчика угла  $ДУ_\psi$  будет стабилизирован гироскопом, а статор будет поворачиваться вместе с ВС. Следовательно, на датчике угла  $ДУ_\psi$  будет формироваться сигнал пропорциональный курсу  $\psi$ . В общем случае  $ДУ_\psi$  будет измерять угол между осью  $x$  вращения ротора гироскопа и ВС, то есть гироскопический курс  $\psi_r$ .

## 7. Уравнения и причины «ухода» 3-х степенного гироскопа с 13 горизонтально расположенным вектором кинетического момента

Однако длительное время пользоваться таким измерителем нельзя. Это объясняется наличием ухода оси ротора гироскопа от заданного перед полетом направления в азимуте и от горизонтальной плоскости за счет суточного вращения Земли и движения ВС относительно ее поверхности.



Пусть ВС с курсовым гироскопом на борту находится в некоторой точке М (рис.) на широте  $\phi$ . Определим угловую скорость ухода гироскопа от заданного направления из-за суточного вращения Земли. Для этого спроецируем вектор  $\Omega$  вращения Земли на оси  $y$  и  $z$  гироскопа.

Проекции вектора на горизонтальную ось  $N$ , лежащую в плоскости меридиана, и вертикальную ось  $z$

$$\Omega_N = \Omega \cos \phi$$

$$\Omega_Z = \Omega \sin \phi$$

# 7. Уравнения и причины «ухода» 3-х степенного гироскопа с 12 горизонтально расположенным вектором кинетического момента

Ось x вращения ротора гироскопа развернута в общем случае относительно северного направления N на угол  $\alpha$  (см. рис. ), следовательно

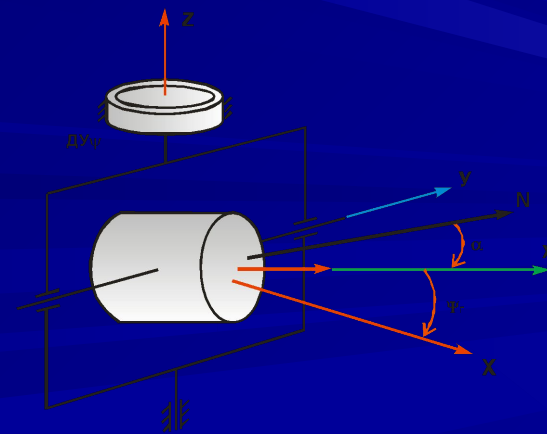
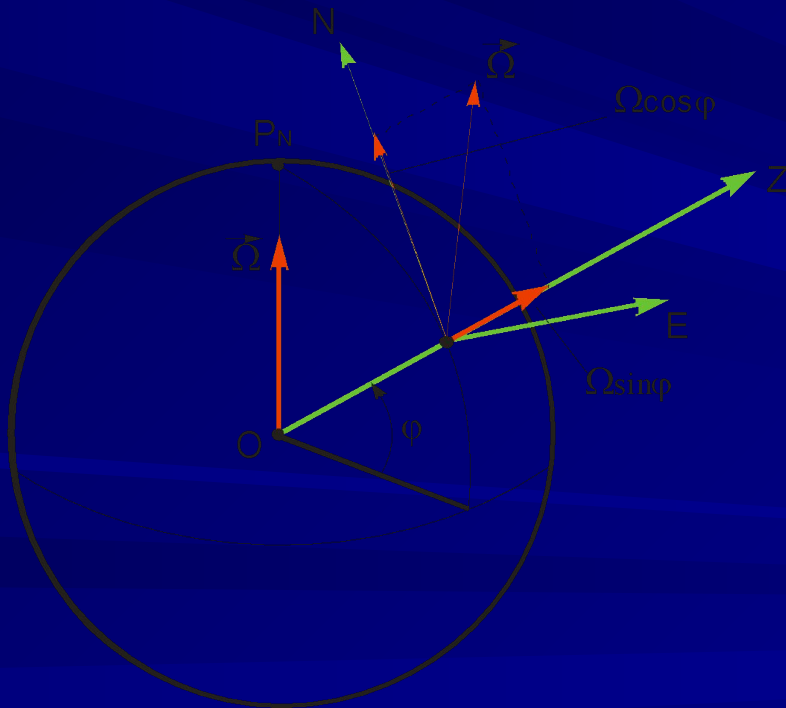
$$\Omega_y = \Omega_N \sin \alpha$$

Таким образом

$$\Omega_y = \Omega \cos \varphi \sin \alpha,$$

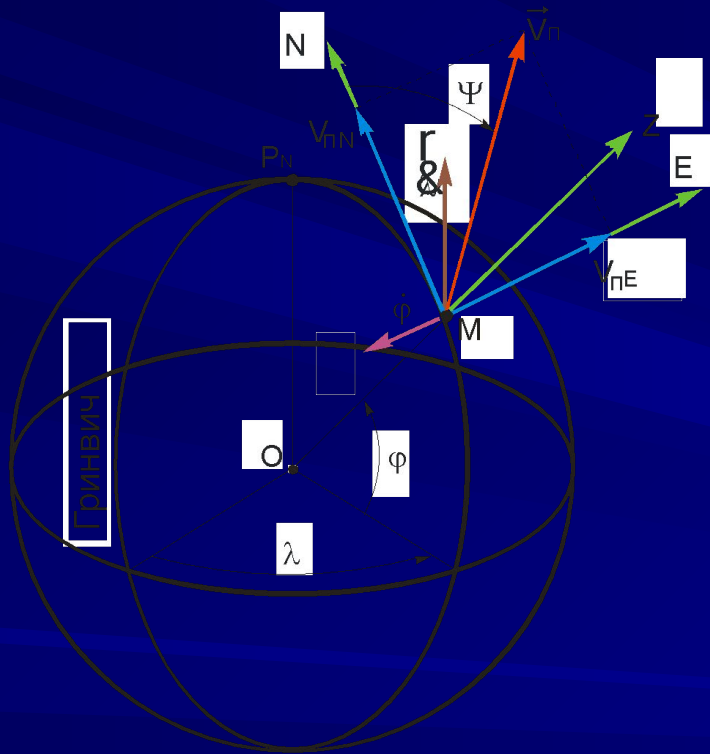
$$\Omega_z = \Omega \sin \varphi,$$

То есть из-за вращения Земли ось x курсового гироскопа поворачивается в азимуте с угловой скоростью  $\Omega_z$  и отклоняется от плоскости горизонта с угловой скоростью  $\Omega_y$ .



## 7. Уравнения и причины «ухода» 3-х степенного гироскопа с 11 горизонтально расположенным вектором кинетического момента

Определим теперь угловую скорость ухода гироскопа от заданного направления из-за движения ВС относительно Земли.



Пусть ВС находится в некоторой точке М с координатами  $\phi$ ,  $\lambda$  (рис. ) и движется с путевой скоростью  $V_n$  и путевым углом  $\psi$ . Северная  $V_{nN}$  и восточная  $V_{nE}$  составляющие путевой скорости приводят к изменению координат  $\phi$  и  $\lambda$  ВС

$$\dot{\phi} = \frac{V_{nN}}{R} \quad \dot{\lambda} = \frac{V_{nE}}{r} = \frac{V_{nE}}{R \cos \phi}$$

где  $R$  - расстояние до центра Земли,  $r$  - расстояние до оси вращения Земли.

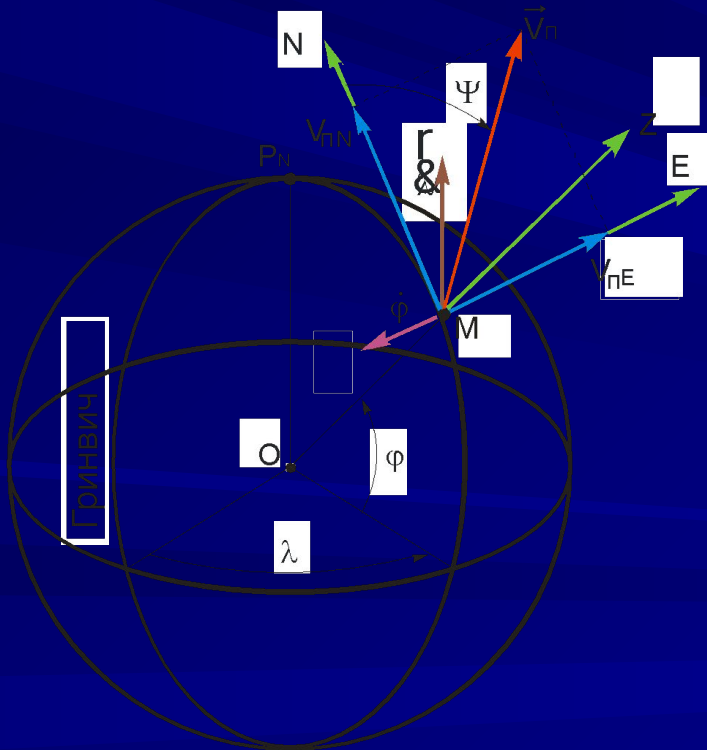


# 7. Уравнения и причины «ухода» 3-х степенного гироскопа с горизонтально расположенным вектором кинетического момента 10

При этом вектор  $\vec{\lambda}$  совпадает по направлению с вектором  $\vec{\Omega}$ , следовательно

$$\lambda_N = \lambda \cos \varphi \quad \lambda_Z = \lambda \sin \varphi$$

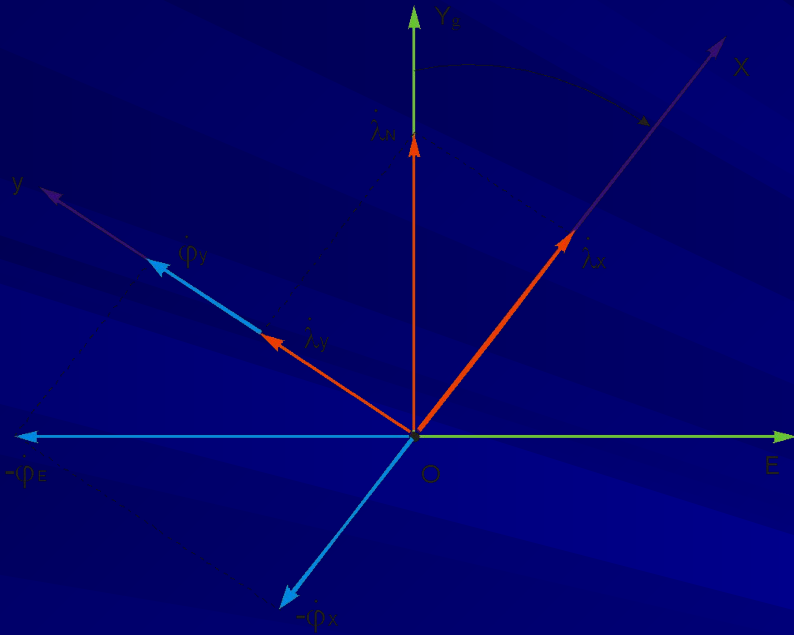
где  $\lambda_N$   $\lambda_Z$  - проекции вектора соответственно на оси N и z.



Вектор  $\vec{\Phi}$  лежит в плоскости горизонта и направлен в сторону, противоположную оси E. Следовательно

$$\Phi_N = 0 \quad \Phi_E = -\Phi$$

# 7. Уравнения и причины «ухода» 3-х степенного гироскопа с горизонтально расположенным вектором кинетического момента 9



Перепроецировав  $\lambda_N$  и  $\phi_E$  на ось y (рис. ) курсового гироскопа, получим:

$$\phi_y = -\phi_E \cos \alpha$$

$$\lambda_y = -\lambda_N \sin \alpha$$

Таким образом, из-за движения ВС относительно Земли ось вращения ротора курсового гироскопа поворачивается в азимуте с угловой скоростью  $\omega_Z^W$  и

отклоняется от плоскости горизонта с угловой скоростью  $\omega_y^W$  :

$$\omega_Z^W = \lambda_Z = \lambda \sin \varphi = \frac{V_{\Pi E}}{R} \operatorname{tg} \varphi$$

$$\omega_y^W = \phi_y + \lambda_y = -\phi_E \cos \alpha - \lambda_N \sin \alpha = \frac{V_{\Pi}}{R} \cos(\psi + \alpha)$$



## 7. Уравнения и причины «ухода» 3-х степенного гироскопа с горизонтально расположенным вектором кинетического момента 8

Суммарные уходы курсового гироскопа от заданного направления из-за суточного вращения Земли и движения ВС относительно нее будут определяться выражениями:

$$\left. \begin{aligned} \omega_{az} &= \omega_z^w + \Omega_z = \frac{V_{пE}}{R} \operatorname{tg} \varphi + \Omega \sin \varphi; \\ \omega_{ay} &= \omega_y^w + \Omega_y = \frac{V_{п}}{R} \cos(\Psi + \alpha) + \Omega \cos \varphi \sin \alpha. \end{aligned} \right\}$$

Из формул следует, что методические уходы курсового гироскопа от заданного направления могут достигать десятков градусов в час. Так, например, при полете ВС на восток ( $\psi = 90^\circ$ ) с путевой скоростью  $V_{п} = 1000$  км/ч на широте  $\varphi = 60^\circ$  курсовой гироскоп, ось вращения ротора которого выставлена по продольной оси ВС ( $\alpha = 90^\circ$ ), будет иметь уходы  $\omega_{az} \approx 30$  град/час,  $\omega_{ay} \approx 17$  град/час.

Таким образом, наличие больших методических уходов курсового гироскопа делает практически невозможным его использование в качестве измерителя курса.

## 8. Гирополукомпасы

Гирополукомпас представляет собой трехстепенной гироскоп с вертикальной осью внешней рамы, ось вращения ротора которого удерживается в горизонтальной плоскости системой маятниковой коррекции. В этой плоскости (в азимуте) гироскоп либо не управляется, либо прецессирует с расчетной угловой скоростью

$$\omega_{az} = \Omega_3 \sin \varphi + \frac{V_{пЕ}}{R} \operatorname{tg} \varphi$$

Такой прибор не обладает способностью следить за заданным направлением: погрешности в изменении курса из-за отклонений оси вращения ротора в азимуте, обусловленных теми или иными причинами, не могут быть устранены без привлечения дополнительных курсовых средств. Именно поэтому его называют гирополукомпасом.

## 8. Гироскопы

Если создать момент вокруг оси внутренней рамы гироскопа, чтобы обеспечить прецессию в горизонтальной плоскости с угловой скоростью  $\omega_{az}$ , то ротор гироскопа будет ориентирован по меридиану. По повороту оси скоростью наружной рамы относительно корпуса ЛА можно будет определять истинный курс самолета.

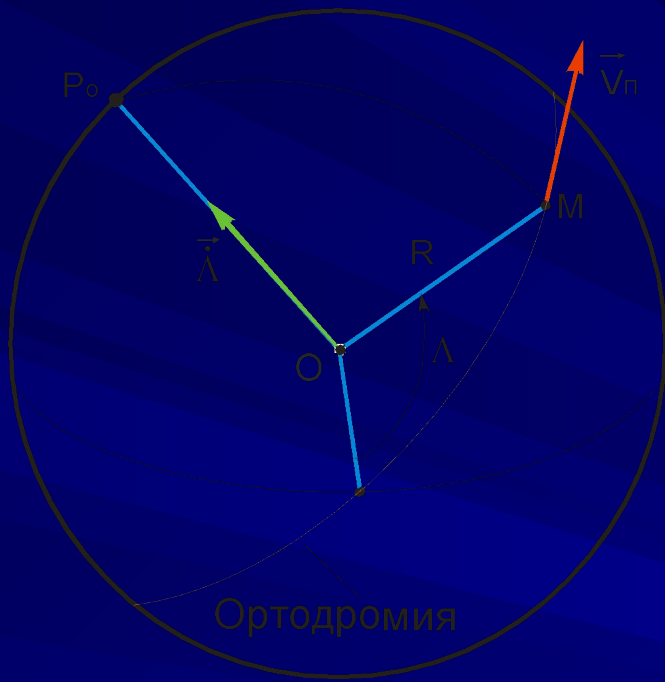
Составляющую  $\frac{V_{пЕ}}{R} \operatorname{tg} \varphi$  нельзя скомпенсировать во всем диапазоне широт, при  $\varphi = 90^\circ$  ее значение будет равно бесконечности. В ГПК этот уход не компенсируется. Поэтому гироскопы применяют для измерения ортодромического курса самолета, который отсчитывается от направления заданной ортодромии.

Для небольших отклонений ЛА от заданной линии пути — ортодромии, при которых мало значение  $\varphi$ , в выражении можно пренебречь вторым членом. Тогда уравнение примет вид

$$\omega_{az} = \Omega_3 \sin \varphi$$

Траектория полета с постоянным курсом по гироскопу, скорректированному на вертикальную составляющую угловой скорости вращения Земли, представляет собой ортодромию (нет ухода главной оси гироскопа от направления ортодромии из-за движения ЛА).

## 8. Гироскопы

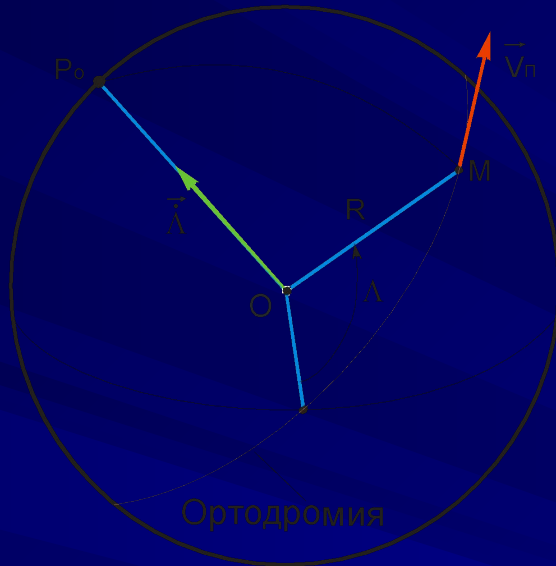


Рассмотрим траекторию движения ВС при полете с постоянным курсом по ГПК, то есть при  $\psi_{\text{гпк}} = \text{const}$ . Для этого введем ортодромическую систему координат таким образом, чтобы вектор путевой скорости  $V_n$  лежал в плоскости ортодромического экватора (рис. ). Движение ВС со скоростью  $V_n$  приводит к изменению ортодромической долготы с угловой скоростью

$$\dot{\lambda} = \frac{V_n}{R}$$

но не вызывает азимутального ухода оси вращения ротора ГПК относительно ортодромического меридиана, так как проекция вектора на ось  $z$  равна нулю.

## 8. Гиropолукомпасы

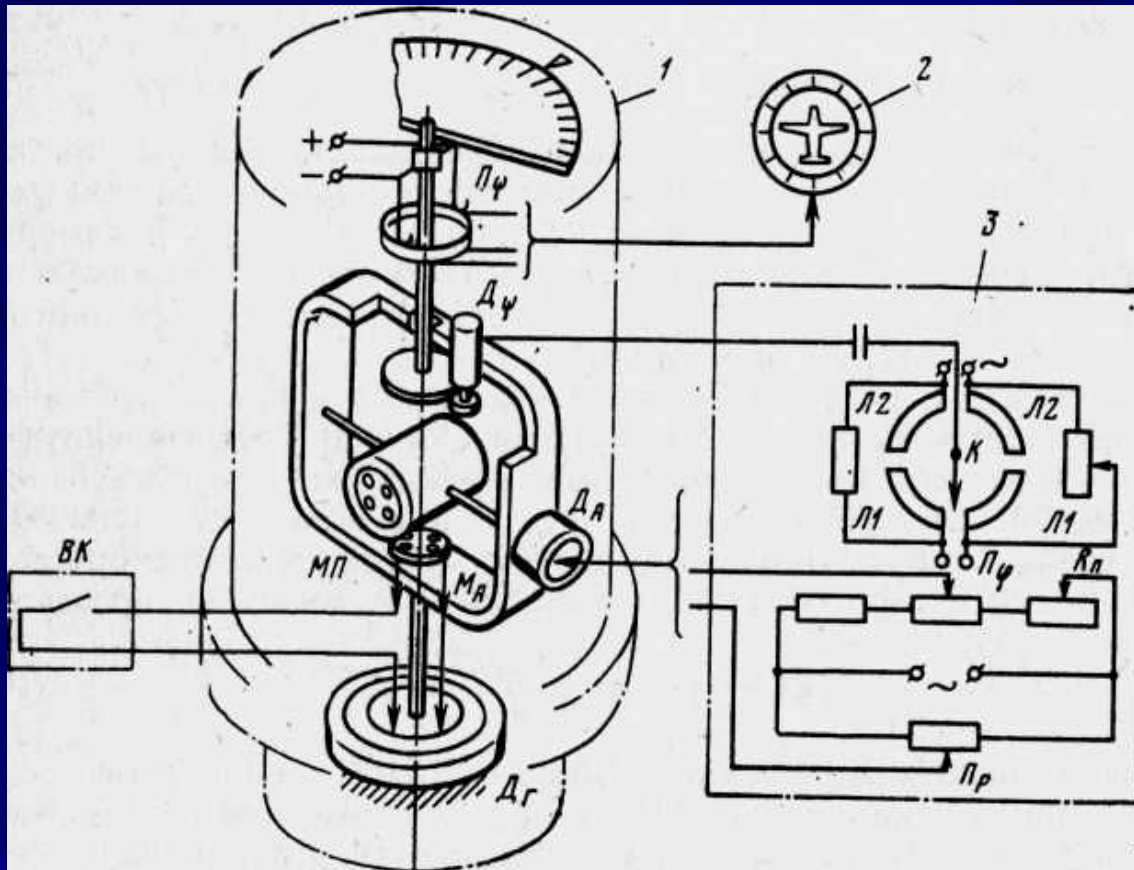


Следовательно, при полете по ортодромии (ортодромическому экватору) курс ВС, измеренный с помощью ГПК, остается неизменным. Справедливо и обратное: при полете с постоянным курсом по ГПК траектория движения совпадает с ортодромией. Таким образом, если перед полетом ось ротора гироскопа выставить по ортодромическому меридиану, то в полете с помощью ГПК будет измеряться ортодромический курс  $\psi_{\text{орт}}$  ВС.

Полет между двумя пунктами на поверхности Земли по ортодромии, то есть по кратчайшему расстоянию, с помощью ГПК может осуществляться следующим образом. На полетной карте проводится прямая между точками начального и конечного пунктов маршрута (следует отметить, что на полетных картах видоизмененной поликонической проекции масштаба 1:1000000, ортодромия практически не отличается от прямой линии) и измеряется путевой угол ортодромии  $\psi_{\text{орт}}$  в начальном пункте маршрута. Ось вращения ротора ГПК на стоянке выставляется по направлению истинного меридиана. После взлета достаточно лишь в течение всего полета выдержать такой режим, чтобы выполнялось условие  $\psi_{\text{гпк}} = \psi_{\text{орт}} = \text{const}$ .



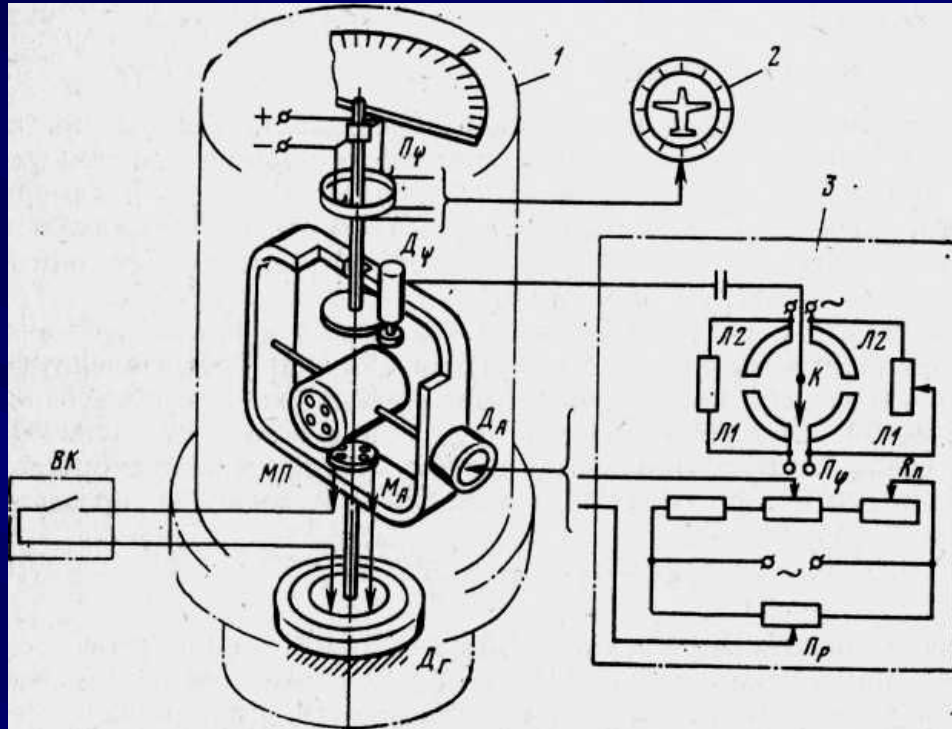
# Гироскоп типа ГПК-52



Гироскоп типа **ГПК-52** состоит из гиродатчика 1, указателя 2 и пульта управления 3.

Компенсация составляющей скорости вращения Земли обеспечивается системой азимутальной коррекции, состоящей из мостиковой схемы в пульте управления 3 и электродвигателя *Др*.





С помощью широтного потенциометра Пф вводится широта местоположения самолета. Подстроечным реостатом Рр регулируется скорость азимутальной коррекции. Потенциометр Рр служит для компенсации уходов гироскопа из-за разбаланса гиروزла. Двигатель Дг обеспечивает горизонтальную коррекцию.

Шкала ГПК через редуктор двигателя Дф связана с наружной рамой гироскопа. Потенциометр Пф, щетки которого жестко крепятся к оси шкалы, обеспечивает съем сигнала, пропорционального ортодромическому курсу, на указатель 2. При нажатии кнопки на пульте управления двигатель Дф поворачивает шкалу относительно оси наружной рамы гироскопа, что позволяет осуществить начальную выставку по стояночному курсу. При контакте ключа с ламелями Л1 скорость вращения шкалы мала, при контакте с ламелями Л2 скорость вращения шкалы максимальна.

## Гирополукомпас ГПК-52

**Методическая погрешность** возникает:

- из-за неучета угловой скорости вращения направления текущего меридиана в горизонтальной плоскости при перемещении самолета относительно Земли;
- из-за карданной погрешность ГПК, возникающей при тангажах и кренах ЛА. Эта погрешность появляется из-за отклонения оси наружной рамы от вертикали.

**Инструментальные погрешности** ГПК обусловлены наличием моментов трения, влиянием токоподводов, разбалансировкой гироузла относительно оси внутренней рамы при изменении температуры.