# Тема №14. Системы измерения курса и курсовертикали.

## Занятие №2 (2 часа).

## 1. Курсовой гироскоп (гирополукомпас).

Курсовым называется трехстепенной астатический гироскоп с вертикально расположенной осью наружной рамы. Главная ось курсового гироскопа находится в горизонтальной плоскости и занимает произвольное по отношению к осям ЛА положение, например, в исходном состоянии перпендикулярна к оси ОХ1 ЛА и к заданному направлению ОХ0 полета (рис. 1).

Курсовой гироскоп предназначен для измерения угла отклонения ЛА от заданного курса (угла рысканья Ψ). При повороте ЛА на угол Ψ вместе с ним относительно шкалы III, закрепленной на оси наружной рамы гироскопа, перемещается индекс И, нанесенный на корпусе прибора, жестко связанного с ЛА. Поскольку главная ось гироскопа сохраняет неизменным свое положение в пространстве, то положение индекса И относительно отметки О, нанесенной на шкале, и является мерой углового отклонения ЛА от заданного направления полета.

Трехстепенной астатический гироскоп не обладает в отличие, например, от магнитного компаса, способностью устанавливаться по направлению меридиана, так как его главная ось сохраняет (с точностью до собственных уходов) то положение в инерциальном пространстве, какое она имела к окончанию времени разгона ротора. Поэтому рассматриваемый гироскоп называется гирополукомпасом (ГПК). Основными погрешностями ГПК, как и любого гироскопа, являются кажущийся уход, собственный уход и карданная погрешность.

## 2. Основные погрешности ГПК и способы их устранения.

## 2.1 Кажущийся уход ГПК из-за вращения Земли.

Составляющие вектора Ωз угловой скорости вращения Земли (рис. 14.13. а) для точки О, находящейся на широте ϕ, равны:

* горизонтальная составляющая Ωзг=Ωзcosϕ;
* вертикальная составляющая Ωзв=Ωзsinϕ.

Пусть ГПК сориентирован в точке О следующим образом (рис. 2б):

* главная ось лежит в плоскости горизонта, причем вектор Н направлен на восток Е;
* ось внутренней рамы Х (ось подвеса гиромотора) горизонтальна и направлена на север N;
* ось наружной рамы направлена по местной вертикали Z.

При таком расположении горизонтальная составляющая Ωзг полностью проецируется на ось внутренней рамы, а вертикальная составляющая Ωзв - на ось наружной рамы ГПК.

Наблюдатель из космоса (в соответствии с рис. 2б) будет видеть, что:

1. Главная ось ГПК сохраняет неизменным свое положение в инерциальном пространстве;

2. Верхний левый конец плоскости горизонта поднимается, а правый нижний - опускается. Это обусловлено горизонтальной составляющей Ωзг угловой скорости вращения Земли и происходит со скоростью, равной Ωзг;

3. Плоскость горизонта вращается вокруг местной вертикали Z. Это обусловлено вертикальной составляющей Ωзв угловой скорости вращения Земли и происходит против часовой стрелки, если смотреть с конца вектора Ωзв, со скоростью, равной Ωзв.

Наблюдатель, находящийся на Земле, ее вращение не ощущает. Поэтому он будет видеть, что:

1. Вектор Н поднимается над плоскостью горизонта с угловой скоростью ωх, равной по величине и противоположной по знаку горизонтальной составляющей Ωзг угловой скорости вращения Земли, то есть ωх= -Ωзг;

2. Вектор Н вращается в плоскости горизонта с угловой скоростью ωη, равной по величине и противоположной по знаку вертикальной составляющей Ωзв угловой скорости вращения Земли, то есть ωη= -Ωзв.

Угловые скорости ωх и ωη в данном случае есть скорости кажущегося ухода ГПК из-за вращения Земли вокруг осей внутренней и наружной рам соответственно.

Величина ухода α=ωηt в плоскости горизонта, обусловленная вертикальной составляющей Ωзв угловой скорости вращения Земли, является погрешностью ГПК в измерении курса. Она устраняется системой азимутальной широтной коррекции - моментной или кинематической (см. тему N13, занятие N2).

Величина ухода β=ωхt из плоскости горизонта, обусловленная горизонтальной составляющей Ωзг угловой скорости вращения Земли, компенсируется системами межрамочной или маятниковой коррекции.

## 2.2 Кажущийся уход ГПК из-за движения ЛА.

Предположим, что Земля не вращается. Пусть ГПК, находящийся на северном полюсе N, выставлен так, что ось его наружной рамы вертикальна, а главная ось - горизонтальна (рис. 3а).

При перемещении ЛА к экватору ось наружной рамы ГПК будет вместе с ЛА поворачиваться в инерциальном пространстве, но по отношению к Земле всегда будет оставаться вертикально (если ЛА летит горизонтально). При этом главная ось ГПК, сохраняя неизменным свое направление в инерциальном пространстве, относительно Земли будет поворачиваться и на экваторе займет вертикальное положение, вследствие чего гироскоп "сложится".

Для удержания главной оси ГПК в плоскости горизонта применяется, как было уже сказано, межрамочная или маятниковые системы коррекции. Уход же ГПК в плоскости горизонта ("в азимуте") из-за движения ЛА зависит от вида траектории.

Пусть ЛА перемещается из точки А в точку В, причем в точке А главную ось ГПК (вектор Н) совместим с вектором W путевой скорости.

Если ЛА будет двигаться по локсодромии, то ее проекция на горизонтальную плоскость, построенную в точке А, есть кривая линия (рис. 3б).

При этом в точке В вектор Н уже не будет совпадать с вектором W, то есть имеет место кажущийся уход ГПК в плоскости горизонта, обусловленный движением ЛА по криволинейной траектории.

Проекция ортодромии на горизонтальную плоскость есть прямая линия (рис. 3в). При этом в точке В, также как и в точке а, вектор Н совпадает с вектором W, то есть в этом случае кажущегося ухода ГПК в азимуте не будет.

Получим выражения для суммарного кажущегося ухода из-за вращения Земли и перемещения ЛА. Пусть ЛА движется по локсодромии с постоянным истинным курсом Ψи, с путевой скоростью W и в каждый момент времени находится в точке О с текущей широтой ϕ. Свяжем с этой точкой сопровождающую географическую правую систему координат ONZE, оси которой направлены следующим образом:

* ON - лежит в плоскости горизонта и направлена на север;
* OZ - по линии местной вертикали;
* OE - лежит в плоскости горизонта и направлена на восток.

Проекции вектора путевой скорости на оси ON и OE обозначим: WN и WE - северная и восточная составляющие путевой скорости.

За счет северной составляющей ЛА перемещается по меридиану и вращается в инерциальном пространстве с угловой скоростью

Ωn=(WN/R), где R - радиус Земли (высоту полета не учитываем ввиду ее малой величины по сравнению с R Земли), вектор которой лежит в плоскости горизонта и направлен в отрицательную сторону оси ОЕ, поэтому в выражении значения ΩN стоит знак "минус".

За счет восточной составляющей ЛА перемещается по параллели и вращается в инерциальном пространстве с угловой скоростью

Ωе=(WE/(Rcosϕ)), вектор которой совпадает по направлению с вектором угловой скорости вращения Земли. Построим в точке О суммарный вектор Ωз + Ωе и разложим его на горизонтальную (проекция на ось ON) и вертикальную (проекция на ось OZ) составляющие

Ωг=(Ωз + ΩЕ )cosϕ=Ωзг +WЕ/R;

Ωв=(Ωз + ΩЕ )sinϕ= Ωзв+(WЕ/R)tgϕ,

где Ωзг=Ωзcosϕ, Ωзв=Ωвsinϕ - горизонтальная и вертикальная составляющие угловой скорости вращения Земли. Если скомпенсировать кажущийся уход ГПК в азимуте, то он может быть использован в качестве указателя истинного курса. Однако на высоких широтах (в районе полюсов) компенсация составляющей (WЕ/R)tgϕ невозможна, так как в этом случае tgϕ→ Следовательно, в полярных районах самолетовождение при движении по локсодромии с помощью ГПК осуществить нельзя. Это возможно только при движении по ортодромии. Необходимо иметь в виду, что азимутальный уход ГПК из-за движения ЛА по ортодромии отсутствует. Следовательно, при движении по ортодромии азимутальный уход ГПК обусловлен только вертикальной составляющей Ωзв угловой скорости вращения Земли. Этот уход компенсируется системами азимутальной широтной коррекции - моментной или кинематической.

Следует отметить, что направление и величина кажущегося ухода ГПК не зависят от направления и величины кинетического момента, а зависят только от его ориентации, вида траектории, географической широты места, а также от направления и величины скорости движения ЛА.

Плоскость ортодромии вращается вокруг местной вертикали с угловой скоростью, равной Ωзв.

Если скомпенсировать уход гироскопа в азимуте из-за Ωзв, то он будет строить эту плоскость. При этом ГПК является указателем ортодромии.

В этом случае ГПК (наряду с астрономическими средствами, которые здесь не рассматриваются) обеспечивает возможность навигации в полярных районах.

Плоскость ортодромии в исходном пункте маршрута ИПМ задается начальным путевым углом ортодромии НПУО, отсчитываемым от северного направления географического меридиана, причем в ИПМ этот угол равен истинному курсу (рис. 4), то есть НПУО = Ψипм (рис.14.20).

С помощью ГПК это осуществляется, например, выставкой его главной оси ZΩ в плоскости географического меридиана ИПМ и последующей компенсацией азимутального ухода из-за Ωзв с помощью системы моментной широтной коррекции. При этом в промежуточном пункте маршрута ППМ главная ось ZΩ не будет совпадать с географическим меридианом ППМ (рис. 4), но будет сохранять направление географического меридиана ИПМ.

От этого направления и измеряется ортодромический курс. Если в ГПК применяется кинематическая азимутальная широтная коррекция, то произвольное положение его главной оси в пространстве (плоскости горизонта) предварительно согласуется с направлением на север, а затем компенсируется его уход в азимуте из-за Ωзв.

Таким образом, если скомпенсировать азимутальный уход ГПК из-за Ωзв, то его ориентация относительно ортодромии будет неизменной. Следовательно, если с помощью такого гирополукомпаса выдерживать постоянный ортодромический курс, равный начальному путевому углу ортодромии, то ЛА будет перемещаться по заданной ортодромии.

## 2.3. Собственный уход ГПК.

Собственный уход ГПК, как и любого гироскопа, обусловлен действием вредных моментов. Для авиационных гироприборов такими моментами являются моменты сил сухого трения Мтр в подшипниках (опорах) и в контактных токоподводах, а также моменты небаланса Мнб и моменты, создаваемые упругими токоподводами (последние применяются в случае ограниченного угла поворота элементов гироскопа).

Действие указанных моментов относительно оси наружной рамы приводит к уходу гироскопа вокруг оси внутренней рамы и погрешности в измерении курса не вызывает. Этот уход компенсируется системами межрамочной и маятниковой коррекции. Действие же вредных моментов Мхтр, Мхнб (рис. 5) относительно оси внутренней рамы приводит к уходу ГПК вокруг оси наружной рамы с угловой скоростью

ωη=(Мхтр+Мхнб)/(Нcosβ), что вызывает погрешность в измерении курса.

Действие момента Мхтр очевидно из рис. 5.а. Момент небаланса Мхнб (рис. 14.16.б) возникает при смещении центра масс (ЦМ) гиромотора относительно центра подвеса О на величину *l* вследствие остаточной несбалансированности гироскопа в процессе производства, а также за счет люфтов и деформаций, появившихся в результате эксплуатации.

Если ЛА, на котором установлен ГПК, неподвижен или летит горизонтально, то к ЦМ будет приложена сила

F=mg (m - масса гиромотора, g - ускорение силы тяжести).

Если ЛА летит с ускорением Vη, вектор которого направлен по оси наружной рамы, то в этом случае сила F=mVη.

Сила F и создает момент Мхнб = Fl. Как уже указывалось, для уменьшения вредных моментов применяются прецизионные подшипники и производится тщательная балансировка гироскопа.

Однако эти меры оказываются недостаточными. Поэтому для уменьшения моментов сил сухого трения применяется система "прокачки" подшипников и токоподводов, а для уменьшения влияния моментов небаланса используется электрическая "балансировка". В чем сущность работы системы "прокачки" и электрической балансировки мы рассмотрим в следующих занятиях данной темы.

## 2.4. Карданная погрешность ГПК.

Карданная погрешность ГПК в измерении курса возникает при наклонах ЛА по тангажу и крену. Она обусловлена поворотом наружной рамы (вместе со шкалой) вокруг ее оси за счет кинематики карданова подвеса. Этот поворот происходит при отклонениях наружной рамы от вертикального положения относительно оси, не совпадающей с главной осью или с осью внутренней рамы ГПК.

Действительно, если продольная ось ЛА (рис. 6а) совпадает с главной осью ГПК (примем это положение за нулевой курс), то:

* при наклонах ЛА по тангажу вместе с ним повернется наружная рама вокруг оси Х внутренней рамы, поворота же НР вокруг ее оси не будет;
* при наклонах ЛА по крену вместе с ним повернутся наружная рама и внутренняя рама (кожух гиромотора) вокруг главной оси Z гироскопа, при этом поворота НР вокруг оси η также не будет.

Таким образом, в рассматриваемом случае карданная погрешность ГПК не возникает. Она не возникает и тогда, когда продольная ось ЛА совпадает с осью Х внутренней рамы, в чем легко убедиться, проведя аналогичные вышеприведенным рассуждения.

Пусть теперь ЛА летит с каким-то курсом Ψ, при котором его продольная ось не совпадает ни с главной осью, ни с осью внутренней рамы ГПК, и пусть при этом ЛА поворачивается по тангажу. Очевидно, что этот поворот будет происходить вокруг оси АА, перпендикулярной к продольной оси ЛА и не совпадающей с осями Х и Z ГПК.

Конструктивно углы между главной осью Z и осью Х внутренней рамы , а также между осью Х и осью η наружной рамы прямые. То есть у ГПК может меняться только угол межу осями Z и η, причем направление оси Z в инерциальном пространстве остается неизменным. Поэтому ГПК можно представить в виде модели, изображенной на рис. 6б, где ось Z как бы "привязана" к какой-то звезде, олицетворяющей собой инерциальное пространство.

При повороте ЛА вокруг оси АА ось η отклонится от вертикали. При этом ось Х повернется как вокруг неподвижной оси Z, так и вместе с осью η и закрепленной на ней шкалой, вокруг оси η по направлению стрелки на величину ΔΨ. В результате индекс, нанесенный на корпусе прибора, окажется на отметке шкалы Ψ'=Ψ-ΔΨ.

Величина ΔΨ=Ψ-Ψ' и есть карданная погрешность в измерении курса при наличии угла тангажа или крена.

Найдем выражение для ΔΨ в случае поворота ЛА по тангажу. Пусть в исходном положении (рис. 7а, б) продольная ось ЛА расположена в плоскости горизонта, совпадает с линией ОВ и параллельна главной оси гироскопа. Пусть, далее, ЛА повернулся в горизонтальной плоскости на угол Ψ, равный углу ВОА, а в вертикальной плоскости - на угол υ, равный углу АОС, так что в конечном положении его продольная ось расположена в наклонной плоскости и совпадает с линией ОС. Из треугольника АОВ, в котором угол ОАВ прямой, следует, что АВ=АОtgϕ.

Из треугольника АОС, в котором угол ОАС прямой, следует, что АО=ОСcosυ. Из треугольника OCD, в котором угол OCD прямой и в котором CD=AB (по построению), следует, что

tgϕ'=CD/OC=AB/OC=AOtgΨ/OC=tgΨcosυ. Таким образом, карданная погрешность равна

ΔΨ=Ψ-arctg(tgϕΨcosυ). График карданной погрешности приведен на рис.14.18.в, из которого видно, что она является периодической функцией угла Ψ с периодом, равным 180°.

Если при курсе 0°, 90°, 180° и 270° поперечная ось ЛА совпадает с осью внутренней рамы или с главной осью гироскопа, то карданная ошибка в этих случаях равна нулю.

При возвращении ЛА к горизонтальному полету карданная погрешность, которая может иметь значительную величину, исчезает.

Как было сказано выше, карданная погрешность возникает при наклонах ЛА не только по тангажу, но и по крену.

Для устранения карданной погрешности ГПК устанавливается в одну (на тяжелых ЛА) или две (на истребителях) дополнительные рамы.

## 3. Тормозное устройство ГПК.

Гирополукомпас имеет тормозное устройство, необходимость которого заключена в следующем.

Если система горизонтальной маятниковой коррекции отключена (при вираже самолета) или в случае снятия питания с прибора, наличие момента Мη относительно оси наружной рамы (это может быть момент трения, небаланса и т.п.) приводит к прецессии гироскопа вокруг оси внутренней рамы, в результате чего гиромотор ляжет на упор (рис. 8а). При этом гироскоп потеряет одну степень свободы и под действием момента Мη станет, как обычное твердое тело, ускоренно вращаться вокруг оси наружной рамы с увеличивающейся угловой скоростью ωη (при постоянном значении момента Мη). Наличие этой угловой скорости приводит к появлению гироскопического момента Мг=Нωηcosβ, который по мере увеличения ωη все сильнее прижимает гиромотор к наружной раме (упору), оказывая разрушающее действие на подшипники, в которых она установлена.

Чтобы этого избежать, с двух сторон к гиромотору (рис.8б) крепятся уголки, один из которых в описанной ситуации упирается в корпус прибора (через толкатель с возвратной пружиной) и, тем самым, тормозит за счет сил трения вращение гироскопа вокруг оси наружной рамы.

Достоинством ГПК является его способность сохранять неизменным положение своей главной оси при эволюциях ЛА. Это позволяет использовать ГПК в качестве хранителя опорного направления, от которого измеряется курс самолета.

Недостатками ГПК являются:

* отсутствие избирательности к заданному опорному направлению - ГПК сначала нужно выставить по этому направлению или "привязать" к нему;
* кажущийся и собственный уход, а также карданная погрешность.