

Ответы на контрольные вопросы

по лабораторным работам

Гироагрегат ГА-1 и система курсовертикали СКВ-2Н

По методическим указаниям к лабораторным работам по курсу
“Гироскопические приборы и системы ориентации”.

1. Работа № 2. Гироагрегат ГА-1

1.1. Что понимается под термином “азимутально-свободный гироскоп”?

Какие основные погрешности присущи азимутально-свободному гироскопу при использовании его в качестве измерителя курса?

Азимутально-свободный гироскоп - это трехстепенный астатический гироскоп, ось собственного вращения которого удерживается в горизонтальной плоскости, но в азимуте он не имеет избирательности относительно меридиана. Иначе говоря, такой гироскоп не “ищет” север сам по себе, а сохраняет то направление в азимуте, которое было задано при начальной выставке.

При использовании такого гироскопа в качестве измерителя курса возникают следующие основные погрешности.

- 1) **Собственный уход** - дрейф гироскопа из-за вредных моментов: трения в опорах, дебаланса, технологических неточностей и других моментов, действующих вокруг осей карданова подвеса.
- 2) **Кажущийся уход** - уход, связанный с вращением Земли. Он существует даже у идеально изготовленного гироскопа. Его угловая скорость равна вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли:

$$\omega_k = U \sin \varphi,$$

где U - угловая скорость вращения Земли, φ - широта места.

- 3) **Карданная погрешность** - геометрическая ошибка считывания курса, появляющаяся при наклонах самолета, прежде всего при крене, когда наружная рама гироскопа отклоняется от вертикального положения.
- 4) **Выражная погрешность** - ошибка, возникающая при развороте самолета из-за действия системы горизонтальной коррекции. На вираже центростремительное ускорение изменяет направление кажущейся вертикали, маятниковый чувствительный элемент выдает ложный сигнал, и на гироскоп прикладывается ложный корректирующий момент.

Таким образом, азимутально-свободный гироскоп удобен как кратковременный хранитель курса, но без коррекции его показания постепенно уходят от истинного или магнитного курса.

1.2. Какая система в гироагрегате предназначена для устранения погрешностей, присущих азимутально-свободному гироскопу?

Для устранения основных уходов азимутально-свободного гироскопа в ГА-1 служит **система азимутальной коррекции**. Она компенсирует кажущийся уход, связанный с вращением Земли, и систематическую составляющую собственного ухода гироскопа.

Кажущийся уход компенсируется широтной коррекцией: на пульте управления с помо-

щью широтного потенциометра задается сигнал, соответствующий широте полета. Этот сигнал поступает на азимутальный мотор-корректор, установленный на оси внутренней рамы гироскопа. Мотор создает момент, вызывающий вынужденную прецессию гироскопа в азимуте со скоростью, равной вертикальной составляющей вращения Земли.

Систематическая составляющая собственного дрейфа компенсируется подстроечным потенциометром. Его сигнал суммируется с широтным сигналом и подается на тот же азимутальный мотор-корректор.

Кроме того, в гироагрегате есть вспомогательные системы, устраняющие другие ошибки: система горизонтальной коррекции удерживает ось гироскопа в горизонтальной плоскости, система отработки по крену уменьшает карданную погрешность, а автоматическое отключение горизонтальной коррекции на вираже уменьшает выраженную погрешность.

1.3. Для чего в гироагрегате ГА-1 введена система отработки по крену? Как устраняется выраженная погрешность?

Система отработки по крену введена для устранения карданной погрешности, которая возникает при крене самолета. При крене наружная рама трехстепенного гироскопа отклоняется от вертикального положения, и угол курса начинает сниматься с геометрической ошибкой.

Для уменьшения этой ошибки гиروزел ГА-1 помещен в дополнительную раму, ось которой параллельна продольной оси самолета. Дополнительная рама связана с гировертикалью дистанционной потенциометрической передачей. Если самолет кренится, датчик крена гировертикали задает сигнал, а потенциометр-приемник на дополнительной раме ГА-1 выдает рассогласование. Усиленный сигнал поступает на двигатель отработки, который поворачивает дополнительную раму в согласованное положение. В результате азимутальная ось гироскопа остается в правильном положении относительно вертикали, и карданная ошибка по крену уменьшается.

Выраженная погрешность устраняется другим способом. Она появляется из-за того, что при вираже центростремительное ускорение отклоняет кажущуюся вертикаль, и жидкостный маятниковый переключатель системы горизонтальной коррекции начинает формировать ложный сигнал. Чтобы этот ложный корректирующий момент не успел вызвать заметный послевиражный уход, горизонтальная коррекция автоматически отключается при достижении заданной угловой скорости разворота. Для этого используется гироскопический выключатель коррекции ВК-53. После окончания виража коррекция снова может работать нормально.

1.4. С какой целью вводится система магнитной коррекции, как она работает? Чем определяется величина максимальной скорости отработки в режиме магнитной коррекции?

Система магнитной коррекции вводится для периодического согласования показаний гироскопического курса с направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли. Она нужна потому, что в режиме гирополукомпаса ГА-1 сохраняет заданное направление, но из-за остаточных уходов его показания со временем отклоняются от действительного курса.

В режиме магнитной коррекции курс, определяемый гироскопом, сравнивается с магнитным курсом, полученным от индукционного датчика. Индукционный датчик через коррекционный механизм учитывает поправки на девиацию, инструментальные погрешности и магнитное склонение. Затем в сельсинной передаче сравниваются положение сельсина-датчика гироагрегата и сельсина-приемника коррекционного механизма.

Если между ними есть рассогласование, сигнал с ротора сельсина-приемника поступает на усилитель, а затем на двигатель отработки. Двигатель через редуктор поворачивает статор

сельсина-датчика гироагрегата до согласованного положения. Поэтому указатель начинает показывать магнитный курс самолета.

Максимальная скорость отработки в режиме магнитной коррекции определяется передаточным отношением редуктора узла согласования и характеристиками двигателя отработки. В обычном режиме используется большое передаточное отношение $i = 1\ 200\ 000$, поэтому скорость согласования мала - примерно $2 \dots 5$ град/мин. Такая малая скорость нужна для фильтрации колебаний сигнала магнитного курса, вызванных помехами, колебаниями индукционного датчика и маневрами самолета. При нажатии кнопки быстрого согласования включается другое передаточное отношение, порядка $i = 5000$, и скорость возрастает до примерно 10 град/с.

1.5. В гироагрегате ГА-1 основным режимом работы является режим ГПК с периодической магнитной или астрономической коррекцией. Объясните преимущества такого режима. Почему нецелесообразно использовать только режим ГПК или только режим МК?

Основной режим ГА-1 - режим гирополукомпаса с периодической магнитной или астрономической коррекцией. Такой режим объединяет преимущества гироскопического и внешнего курсового ориентирования.

В режиме ГПК гироскоп хорошо сохраняет курс на сравнительно коротких промежутках времени. Его показания плавные, устойчивые и мало зависят от кратковременных магнитных помех, колебаний индукционного датчика и маневров самолета. Поэтому режим ГПК удобен как основной рабочий режим в полете.

Однако использовать только ГПК нецелесообразно: азимутально-свободный гироскоп не имеет избирательности относительно меридиана, а остаточные собственный и кажущийся уходы полностью не устраняются. Даже после компенсаций остается нескомпенсированный дрейф, поэтому ошибка курса со временем накапливается.

Использовать только магнитную коррекцию также нецелесообразно. Магнитный канал зависит от состояния магнитного поля, девиации самолета, магнитных помех, качества компенсации и условий маневра. Кроме того, чтобы отфильтровать помехи, в режиме магнитной коррекции скорость согласования специально делают малой, поэтому такой режим не подходит как единственный источник быстрого и устойчивого курса.

Поэтому наиболее рационально использовать ГПК как основной режим, а магнитную или астрономическую коррекцию - периодически, для снятия накопившейся ошибки. В этом случае сохраняется кратковременная устойчивость гироскопа и одновременно обеспечивается долговременное согласование курса с внешним ориентиром.

2. Работа № 1. Система курсовертикали СКВ-2Н

2.1. В чем состоит принцип работы системы СКВ-2Н?

Система СКВ-2Н предназначена для определения пространственного положения самолета по трем углам: крену, тангажу и курсу, а также для выдачи этих сигналов на визуальные указатели и в системы автоматического управления.

Основным прибором системы является курсовертикаль КВ-2Н. Она построена на двух трехстепенных гироскопах: гировертикали ГВ и курсовом гироскопе КГ. Гировертикаль задает направление истинной вертикали и используется для определения крена и тангажа. Курсовой гироскоп сохраняет направление в азимуте и используется для определения курса.

При включении система сначала работает в режиме начальной выставки. В этом режиме креновая рама электрически арретируется в нулевом положении относительно корпуса прибора, ось ротора гировертикали приводится к вертикали, тангажная рама занимает исходное положение, а ось ротора курсового гироскопа устанавливается в плоскости горизонта.

После окончания начальной выставки включается рабочий режим. Гироскопы стремятся сохранять свои направления в инерциальном пространстве, а корпус прибора вместе с самолетом поворачивается относительно них. Следящие системы перемещают креновую и тангажную рамы так, чтобы сохранять требуемое взаимное положение гироскопов и рам. Сельсинные датчики снимают сигналы, пропорциональные углам крена γ , тангажа ϑ и курса ψ .

Таким образом, принцип работы СКВ-2Н состоит в том, что гироскопы служат опорными направлениями, следящие системы отслеживают поворот самолета относительно этих направлений, а сельсинные датчики преобразуют механические углы в электрические сигналы, поступающие на указатели АГД-1, УГА-1У и к другим потребителям.

Курсовая часть системы может работать в нескольких режимах: гиropolукомпаса, магнитной коррекции и начальной выставки. В режиме гиropolукомпаса курс определяется по курсовому гироскопу с учетом широтной коррекции. В режиме магнитной коррекции показания курсового гироскопа согласуются с индукционным датчиком ИД-5. В режиме начальной выставки курсовая система выставляется на Земле по заданному курсу.

2.2. Каково назначение дополнительных следящих рам курсовертикали КВ-2Н?

Дополнительные следящие рамы в КВ-2Н нужны для обеспечения правильного взаимного положения гировертикали, курсового гироскопа и корпуса прибора при произвольных пространственных маневрах самолета.

Гировертикаль ГВ и курсовой гироскоп КГ установлены в общей креновой раме. Кроме того, курсовой гироскоп имеет дополнительную тангажную раму. Эта рама с помощью следящей системы ориентирует ось наружной рамы курсового гироскопа параллельно оси вращения ротора гировертикали.

Назначение дополнительных следящих рам:

- 1) обеспечить работу курсовертикали при больших углах крена и тангажа;
- 2) сохранить правильную ориентацию гироскопов относительно рам прибора;
- 3) исключить выбивание гироскопической системы при пространственных маневрах;
- 4) обеспечить непрерывный съем сигналов крена, тангажа и курса с сельсинных датчиков.

Иначе говоря, дополнительные следящие рамы не являются просто механическими эле-

ментами подвеса. Они входят в состав следящих систем и позволяют курсовертикали оставаться работоспособной не только в горизонтальном полете, но и при сложных маневрах самолета.

2.3. С какой целью в систему СКВ-2Н введен регулятор рамы?

Регулятор рамы введен для уменьшения методических, или карданных, ошибок КВ-2Н при больших углах тангажа.

Если креновая рама управляется только по сигналу датчика угла, то при отклонении оси вращения ротора гировертикали даже на малые углы от истинной вертикали возникает поворот кардановых подвесов относительно корпуса прибора. Из-за этого появляются ошибки измерения крена, тангажа и курса:

$$\Delta\gamma = \gamma_c - \gamma, \quad \Delta\vartheta = \vartheta_c - \vartheta, \quad \Delta\psi = \psi_c - \psi,$$

где γ_c , ϑ_c , ψ_c - истинные углы крена, тангажа и курса самолета, а γ , ϑ , ψ - углы, измеренные курсовертикалью.

Особенно сильно эти ошибки проявляются при тангаже, близком к 90° , то есть при отвесном кабрировании или пикировании. В этом положении геометрия карданного подвеса становится неблагоприятной: малые отклонения гировертикали могут вызвать большие ошибки по крену и курсу.

Регулятор рамы включается при больших углах тангажа, примерно при $\vartheta > 70^\circ$. Он стабилизирует креновую раму в том положении, которое она занимала в момент включения регулятора. На вход следящей системы креновой рамы подается управляющий сигнал, зависящий от угла отклонения наружной рамы гировертикали и от изменения курса при включенном регуляторе. Благодаря этому уменьшается паразитный поворот креновой рамы.

В результате снижаются ошибки измерения крена и курса, а система сохраняет работоспособность при больших углах тангажа. В методическом пособии указано, что управление креновой рамой от регулятора рамы позволяет примерно на порядок снизить ошибки СКВ-2Н.

2.4. Как объяснить движение элементов курсовертикали КВ-2Н и изменение показаний на указателях АГД-1, УГА-1У при движении самолета на больших углах тангажа?

При движении самолета на больших углах тангажа корпус курсовертикали поворачивается вместе с самолетом, а гироскопы стремятся сохранить свое направление в пространстве. Поэтому между корпусом прибора, гироскопами и рамами возникает относительное движение.

Следящие системы КВ-2Н обрабатывают возникающие сигналы рассогласования. Креновая и тангажная рамы поворачиваются так, чтобы восстановить требуемое взаимное положение элементов прибора. Эти повороты воспринимаются сельсинными датчиками как изменение углов крена, тангажа и курса, поэтому на указателях меняются показания.

На указателе АГД-1 изменяются показания крена и тангажа, так как он получает сигналы от датчиков, связанных с гировертикалью и рамами курсовертикали. На указателе УГА-1У изменяется показание курса, так как положение курсового гироскопа и его рам относительно корпуса прибора также изменяется.

При малых и умеренных углах тангажа эти изменения соответствуют реальному движению самолета и не приводят к большим погрешностям. Однако при больших углах тангажа, особенно вблизи 90° , резко проявляются карданные ошибки. Оси карданного подвеса оказываются в неблагоприятном взаимном положении, и даже небольшое отклонение оси гировертикали от истинной вертикали приводит к значительным ошибкам в показаниях крена и курса.

Поэтому при движении самолета на больших углах тангажа можно наблюдать интенсивное движение элементов курсовертикали и заметное изменение показаний АГД-1 и УГА-1У. Для уменьшения этих искажений в СКВ-2Н используется регулятор рамы. При включении регулятора креновая рама стабилизируется, а показания крена и курса становятся менее подвержены карданным ошибкам. Дополнительно при прохождении через $\vartheta = 90^\circ$ выполняется коммутация фаз сигналов сельсинных датчиков, что необходимо для правильного отсчета крена, тангажа и курса после перехода через вертикальное положение.