

Направления подготовки:	Авионика Аэронавигация Системная инженерия
Дисциплина:	Бортовые системы управления
Курс, семестр, уч. год:	3, весенний, 2011/2012
Кафедра:	301 – СУЛА
Руководитель обучения:	ассистент Копысов Олег Эдуардович

ЛЕКЦИЯ № 12

ТЕМА: ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ВЕРТИКАЛИ

Определение направления истинной вертикали на самолете

При полете самолета без видимости ориентиров необходимы приборы, которые указывали бы положение самолета относительно естественного горизонта или направления истинной вертикали, т.е. углы крена и тангажа.

Истинная вертикаль совпадает с направлением силы тяжести, которую в первом приближении можно считать направленной к центру Земли. Простейшими приборами, указывающими направление вертикали, являются маятник и уровень. Отвес (например, грузик, подвешенный на нитке) или пузырек уровня, расположенные неподвижно на Земле, устанавливаются именно по этому направлению.

Плоскость, перпендикулярную к направлению истинной вертикали, называют плоскостью горизонта. Исходным направлением при составлении всех географических карт является направление истинной вертикали.

Для определения углов крена и тангажа самолета служат гироскопические вертикали. Различают гироскопические вертикали, являющиеся чувствительными элементами систем автоматического управления (автопилотов) или инерциальных навигационных систем (ИНС), и гироскопические вертикали, с помощью которых получают визуальные показания углов крена и тангажа. Первые обычно называют центральными гироскопическими вертикалями (ЦГВ), вторые – авиагоризонтами.

В полете без ориентиров летчик, не пользующийся приборами, вводит, как правило, самолет в правильный вираж со снижением по спирали, переходящим в штопор. Поэтому на скоростных самолетах ночью даже при условии видимости земли полет без авиагоризонта недопустим.

Лекция № 12. Гироскопические вертикали.

Необходимая точность измерения направления и истинной вертикали для целей пилотирования определяется величиной $1-2^\circ$. Гировертикали используются в ИНС при аэрофотосъемке и астроориентировке, когда с помощью приборов необходимо определить направление истинной вертикали с точностью до нескольких угловых минут и даже секунд. Такие гировертикали относят к классу высокоточных или прецизионных.

На самолете даже при равномерном и прямолинейном полете направление истинной вертикали не совпадает с направлением, указываемым отвесом, так как ни отвес, ни уровень не обладают естественным свойством устанавливаться по направлению равнодействующей всех ускорений (за исключением силы тяжести), с которыми движется точка его подвеса. Направление такой равнодействующей называют направлением «кажущейся вертикали». Отклонение «кажущейся вертикали» от истинной при эволюциях самолета (вираж, петля, иммельман и т.д.), может быть практически как угодно велико и при петле может достигнуть 180° .

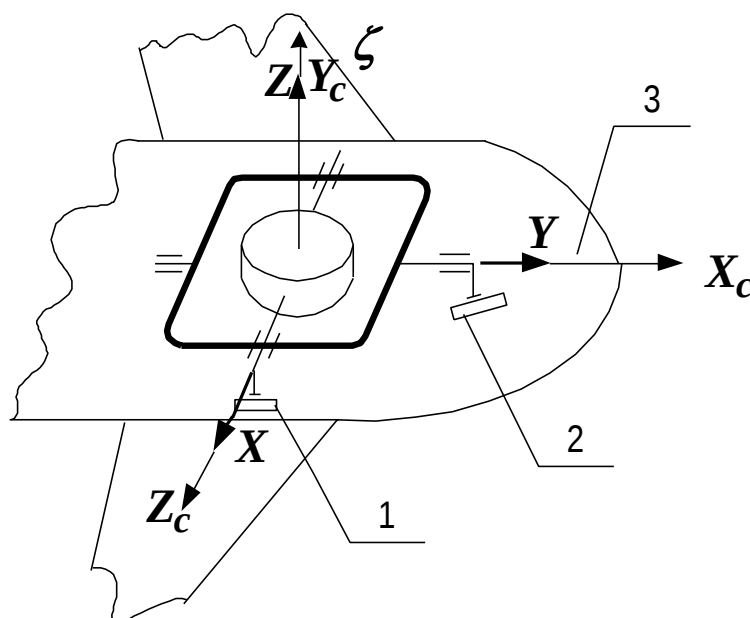


Рисунок 12.1 – К расположению гировертикали на самолете

1, 2 – выходные преобразователи углов крена Π_γ и тангажа Π_δ соответственно;

3 – направление полета.

OXYZ – оси, связанные с гироскопическим прибором (оси Резаля);

Лекция № 12. Гироскопические вертикали.

Если во время полета ось собственного вращения гироскопа будет сохранять свое вертикальное положение, то, очевидно, измеряя угол поворота оси OY относительно самолета при его разворотах вокруг продольной оси OX_c при помощи выходного преобразователя Π_γ , мы будем измерять его крен. Аналогично, измеряя поворот оси OX относительно поперечной оси самолета OZ_c при помощи выходного преобразователя Π_ϑ – угол тангажа (см. рис 12.1).

Для того чтобы определить, как будет двигаться ось собственного вращения гироскопа относительно Земли, найдем проекции всех действующих угловых скоростей на оси OX и OY гироскопа: ω_x и ω_y . С этой целью проведем с точки O (точки расположения самолета на земной поверхности) географическую систему координат $O\xi\eta\zeta$. Ось $O\zeta$ совпадает с вертикалью места, ось $O\eta$ направлена на Север (N) и совпадает с касательной к меридиану, ось $O\xi$ направлена на Восток (E) и совпадает с касательной к параллели. Первоначально считаем, что оси гироскопа $OXYZ$ совпадают с соответствующими осями системы координат, связанной с самолетом.

Разложим линейную скорость V_n на северную V_N и восточную V_E составляющие:

$$V_N = V_n \cos \psi, V_E = V_n \sin \psi. \quad (12.1)$$

Рассматривая движение самолета вдоль меридиана и параллели, получим выражения для угловых скоростей, вызванные составляющими V_N и V_E :

$$\begin{aligned} \omega_N &= \frac{V_N}{R_3} = \frac{V_n \cos \psi}{R_3}, \\ \omega_E &= \frac{V_E}{R_3 \cos \varphi} = \frac{V_n \sin \psi}{R_3 \cos \varphi} \end{aligned} \quad (12.2)$$

где R_3 – радиус Земли.

Найдем проекции угловых скоростей ω_N , ω_E и угловых скоростей вращения Земли ω_3 на соответствующие оси гироскопа OX и OY :

$$\begin{aligned}
\omega_x &= (\bar{\omega}_N)_x + (\bar{\omega}_E)_x + (\bar{\omega}_3)_x = -\frac{V_n \sin \psi}{R_3 \cos \phi} \cdot \cos \phi \sin \psi - \frac{V_n \cos \psi}{R_3} \cdot \cos \psi - \\
&- \omega_3 \cos \phi \sin \psi = -\frac{V_n}{R_3} - \omega_3 \cos \phi \sin \psi; \\
\omega_y &= (\bar{\omega}_N)_y + (\bar{\omega}_E)_y + (\bar{\omega}_3)_y = \frac{V_n \sin \psi}{R_3} \cdot \cos \psi - \frac{V_n \cos \psi}{R_3} \cdot \sin \psi + \\
&+ \omega_3 \cos \phi \cos \psi = \omega_3 \cos \phi \cos \psi.
\end{aligned} \tag{12.3}$$

Как видно из полученных зависимостей (12.3), собственная ось вращения гироскопа, установленная в начальный момент вертикально, «уходит» от этого положения, вращаясь вокруг внутренней и внешней осей карданового подвеса. При этом скорость «ухода» зависит от географической широты места, курса самолета, скорости полета и скорости вращения Земли. Так, например, при

$$V_n = 1000 \text{ км/ч}, \psi = 30^\circ \text{ и } \phi = 60^\circ, \omega_x = 6,45 \text{ град/ч}, \omega_y = 12 \text{ град/ч}.$$

Как видно из примера, всего за 1 час полета гироскоп значительно уклонится от вертикали. Если учесть, что гироскоп «уходит» и под действием неизбежно присутствующих моментов трения в осях подвеса, то станет ясно, что трехстепенной гироскоп может быть использован только для запоминания пространственного положения вертикали места на короткое время. Следовательно, для того, чтобы можно было использовать гироскоп для построения вертикального места на самолете, положение оси собственного вращения гироскопа надо корректировать от другого построителя вертикали. Таким построителем вертикали является физический маятник. На рис. 10.3 показан физический маятник, установленный на самолете, который совершает горизонтальный полет с ускорением α .

На массу маятника m будут действовать силы от ускорения силы тяжести g и инерционная - от ускорения a . Сумма моментов от этих сил относительно точки подвеса маятника равна нулю и выражается уравнением

$$mgl \sin \alpha - mal \cos \alpha = 0, \tag{12.4}$$

где l – длина маятника; α – угол отклонения маятника.

Из уравнения (12.4) имеем

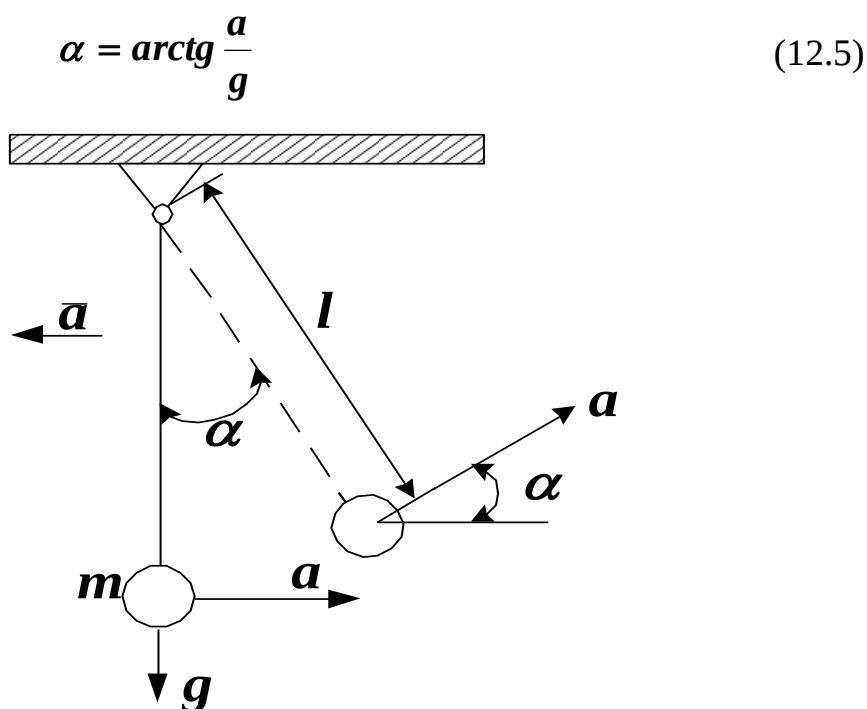


Рисунок 12.3 – К определению сил, действующих на маятник в полете

Таким образом, маятник, установленный на самолете, движущемся с ускорением, отклоняется в сторону, противоположную действию ускорения и не может быть использован в качестве построителя вертикали. Если же гироскоп с тремя степенями свободы и физический маятник соединить таким образом, чтобы с помощью физического маятника при отсутствии ускорения устанавливать собственную ось вращения гироскопа в вертикальное положение, и доверять сохранять это направление гироскопу на время действия ускорений, то получится устройство, называемое гировертикалью и обладающее приемлемой точностью.

Конструктивные особенности гировертикалей

В авиационных гироскопических вертикалях одновременно использованы свойства физического маятника устанавливаемого в вертикальное положение при прямолинейном движении и, присущая оси Z ротора астатического гироскопа, способность сохранять при наличии ускорений неизменным свое направление в пространстве. Ось ротора гировертикали удерживается на направлении истинной вертикали с помощью маятниковых корректирующих устройств.

Принципиальное отличие различных схем корректирующих устройств заключается в характере изменения корректирующего момента M_K в зависимости от угла наклона оси ротора гироскопа.

Корректирующие устройства в зависимости от характера изменения корректирующих моментов от угла наклона оси Z ротора гироскопа для большинства систем могут быть сведены к трем основным типам: пропорциональная коррекция, коррекция релейного типа и смешанная коррекция.

Принципиальная схема giroвертикали с маятниковой коррекцией изображена на рис. 12.4.

В качестве чувствительного элемента, реагирующего на положение оси собственного вращения гироскопа относительно истинной вертикали, широкое распространение получил жидкостный маятниковый переключатель – 2. При этом коррекционные моменты накладываются на гироскоп с помощью двигателя коррекции 3, 4 с заторможенными роторами (см. рис. 12.4).

Жидкостный маятниковый переключатель (ЖМП) представляет собой герметический сосуд, заполненный токопроводящей жидкостью 6 (рис. 12.5).

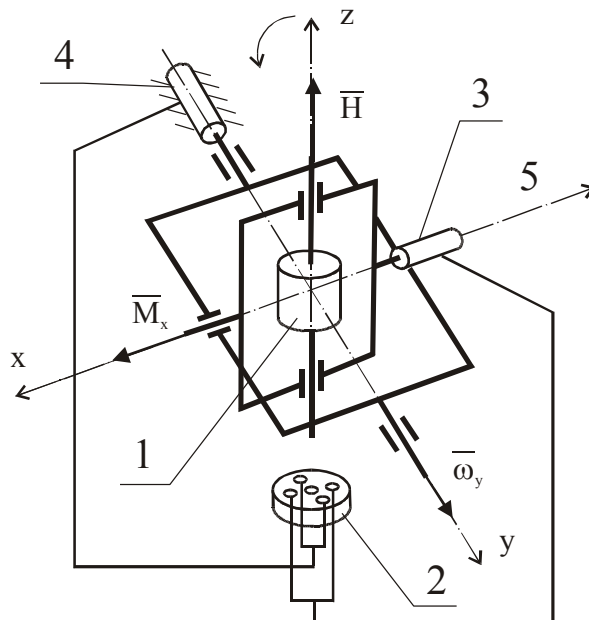


Рисунок 12.4 – Гировертикаль с маятниковой коррекцией

1 – гиродвигатель;

2 – жидкостный маятниковый переключатель;

3, 4 – двигатели коррекции;

5 – направление полета.

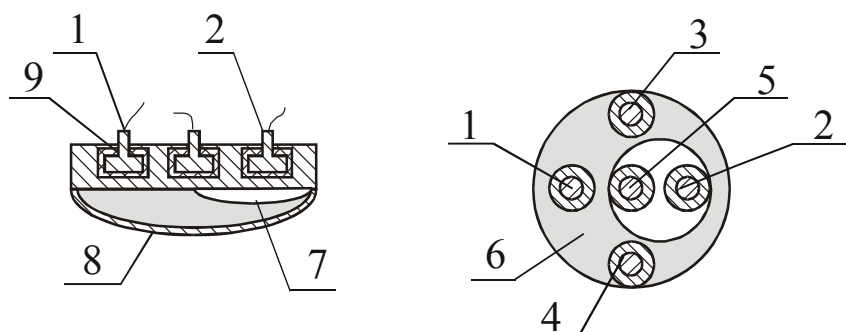


Рисунок 12.5 – Жидкостный маятниковый переключатель

1–4 – электроды, подключаемые к обмоткам управления двигателей коррекции;

5 – центральный электрод;

6 – токопроводящая жидкость;

7 – пузырек инертного газа;

8 – корпус;

9 – изоляционные втулки.

В верхней части корпуса 8 расположены электроды 1...4, запрессованные в изоляционные втулки 9. В центре верхней части корпуса располагается центральный, так называемый токораспределительный электрод 5. Геометрический корпус 8 частично заполняется токопроводящей жидкостью с относительно высоким удельным сопротивлением. Часть пространства геометрического сосуда оставлена под пузырек инертного газа 7. При горизонтальном положении ЖМП пузырек инертного газа 7 перекрывает все электроды 1...4 примерно наполовину и ток между электродами распределяется поровну. При изменении положения ЭМП по отношению к плоскости горизонта сопротивление между центральным электродом 5 и электродами 1...4 изменяется пропорционально углу наклона корпуса ЖМП и плоскости горизонта. Так, например, для положения ЖМП, изображенного на рис. 12.5, сопротивление между центральным электродом 5 и электродом 1 меньше, чем сопротивление между указанным 5 и 2 электродами. Таким образом, эквивалентная электрическая схема ЖМП может быть представлена в виде переменных сопротивлений, соединяющих центральный 5 и боковые электроды 1...4 (рис. 12.6).

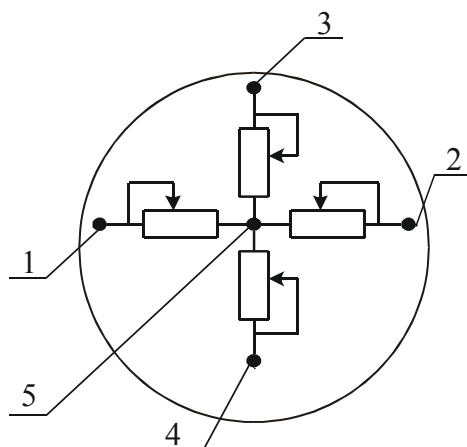


Рисунок 12.6 – Эквивалентная электрическая схема ЖМП

1-4 – боковые электроды;

5 – центральный электрод.

Свойство изменения сопротивления между электродами в зависимости от угла наклона корпуса ЖМП к плоскости горизонта и положено в основу управления моментами, развиваемыми двигателями коррекции 3 и 4 (см. рис. 12.4). Для того, чтобы ЖМП реагировал на положение оси собственного вращения гироскопа по отношению к истинной вертикали, его крепят к внутренней рамке гировертикали. На рис. 12.7 приведена принципиальная электрическая схема гировертикали с маятниковой коррекцией.

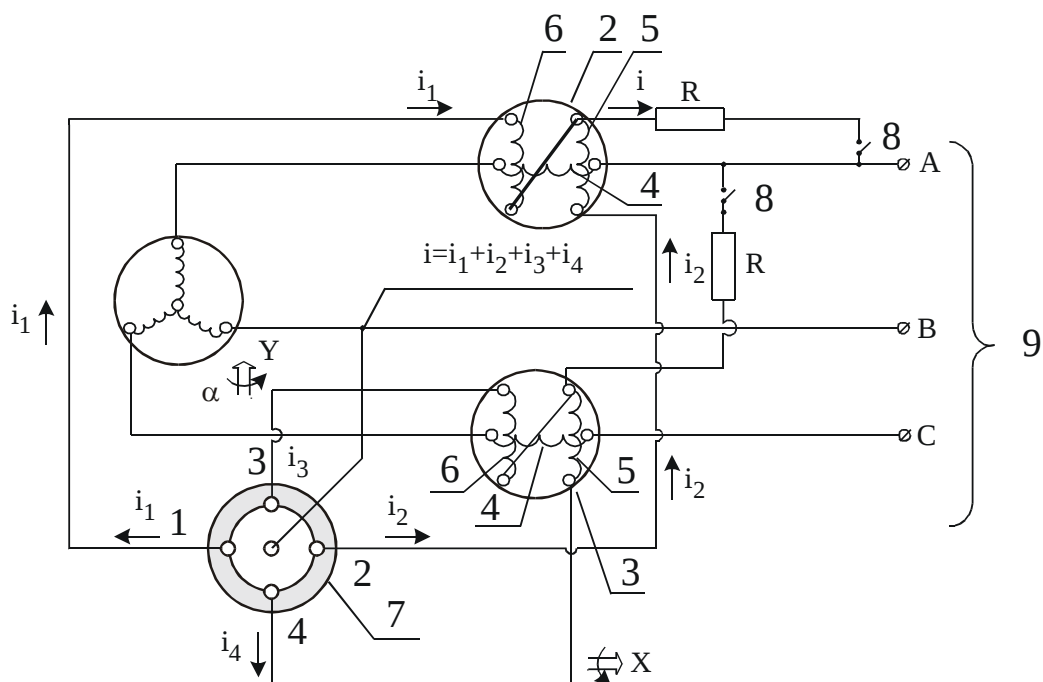


Рисунок 12.7 – Принципиальная электрическая схема гировертикали
с маятниковой коррекцией

- | | |
|---|---------------------------------|
| 1 – гиродвигатель; | 2, 3 – двигатели коррекции; |
| 4 – обмотка возбуждения; | 5, 6 – обмотки управления; |
| 7 – жидкостный маятниковый переключатель (ЖМП); | 8 – выключатель коррекции (ВК); |
| 9 – трехфазная сеть 36 В 400 Гц. | |

Каждый из двигателей коррекции двигателей коррекции 2 или 3 состоит из обмотки возбуждения 4 и двух обмоток управления 5 и 6. Обмотки возбуждения включены последовательно со статорными обмотками гиродвигателя 1. Это обеспечивает форсированный режим приведения оси собственного вращения гироскопа к положению истинной вертикали при подаче на прибор питающего напряжения от трехфазного источника 36 В 400 Гц. Таким образом, в момент запуска обмотки возбуждения двигателей коррекции протекает пусковой ток гиродвигателя, что позволяет увеличить поток возбуждения, а следовательно и величину корректирующего момента. С целью управления направлением или знаком корректирующего момента обмотки управления коррекции 5 и 6 включены встречно по отношению друг к другу. Обмотки управления 5 и 6 соответственно подключаются к определенным контактам ЖМП. При этом ЖМП необходимо рассматривать как двухкоординатный чувствительный элемент: пара электродов 1-2 обеспечивает выдачу управляющих сигналов (токов i_1 и i_2) в двигатель коррекции 2, а пара 3-4 – в двигатель коррекции 3 (токов i_3 и i_4). Так например, при отклонении внутренней рамки от плоскости горизонта, т.е. повороте ее на угол β относительно оси подвеса X , токи i_3 и i_4 , протекающие по обмоткам 5 и 6 двигателя коррекции 3 становятся неравными:

$$\Delta i(\beta) = i_3(\beta) - i_4(\beta) \text{ или } \Delta i(\beta) = i_4(\beta) - i_3(\beta).$$

Взаимодействие результирующего тока $\Delta i(\beta)$ обмоток управления с потоком возбуждения создает корректирующий момент

$$M_{\kappa y} = K'_y \Delta i(\beta) = K_y \beta, \quad (12.6)$$

где K'_y, K_y - коэффициенты преобразования.

Поскольку ротор двигателя коррекции 3 через редуктор с большим коэффициентом передачи связан с осью подвеса наружной рамки, то под действием разви-

Лекция № 12. Гироскопические вертикали.

ваемого им момента M_{ky} возникает угловая скорость прецессии внутренней рамки

$$\dot{\beta} = \frac{M_{ky}}{H}, \quad (12.7)$$

где H – кинетический момент гироскопа.

Аналогично осуществляется коррекция оси гироскопа Z при отклонении наружной рамки на угол α . В этом случае под действием корректирующего момента, обусловленным изменением токов i_1 и i_2 вызывается прецессия внешней рамки

$$\dot{\alpha} = \frac{M_{kx}}{H} = \frac{K_x \alpha}{H}. \quad (12.8)$$

Скорость прецессии оси ротора Z под действием корректирующих моментов выбирают малой, в пределах от 1 до 6 град/мин.

Коррекционные моменты M_{kx} и M_{ky} на неподвижном основании вызывают прецессию оси Z ротора гироскопа по кратчайшему пути и приводит ось Z ротора к истинной вертикали с определенными точностью. Точность приведения оси Z ротора к истинной вертикали зависит от моментов трения, действующих по осям карданового подвеса. При равенстве моментов трения M_{tx} и M_{ty} соответствующим корректирующим моментам

$$\begin{aligned} M_{tx} &= M_{ky} = K_y \beta^*, \\ M_{ty} &= M_{kx} = K_x \alpha^* \end{aligned}$$

ось ротора устанавливается по отношению к истинной вертикали с точностью до углов застоя:

$$\beta^* = \frac{M_{tx}}{K_y} \text{ и } \alpha^* = \frac{M_{ty}}{K_x}, \quad (12.9)$$

где β^* и α^* - угол застоя.

Углы застоя образуют так называемый четырехугольник углов застоя (рис. 12.8). При движении самолета с ускорением или при его разворотах система коррекции при помощи специального прибора отключается для предотвращения

ложных показаний гировертикали.

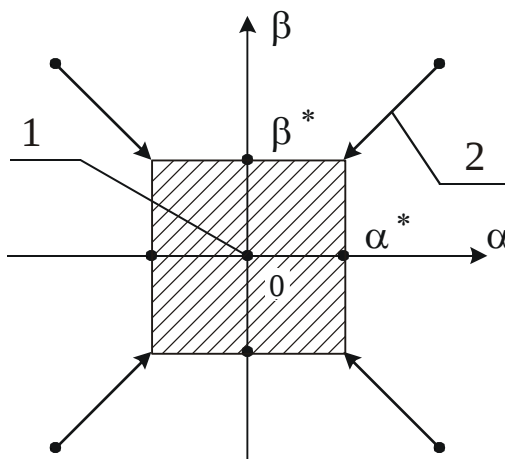


Рисунок 12.8 – К понятию четырехугольника застоя гировертикали

1 – положение истинной вертикали;

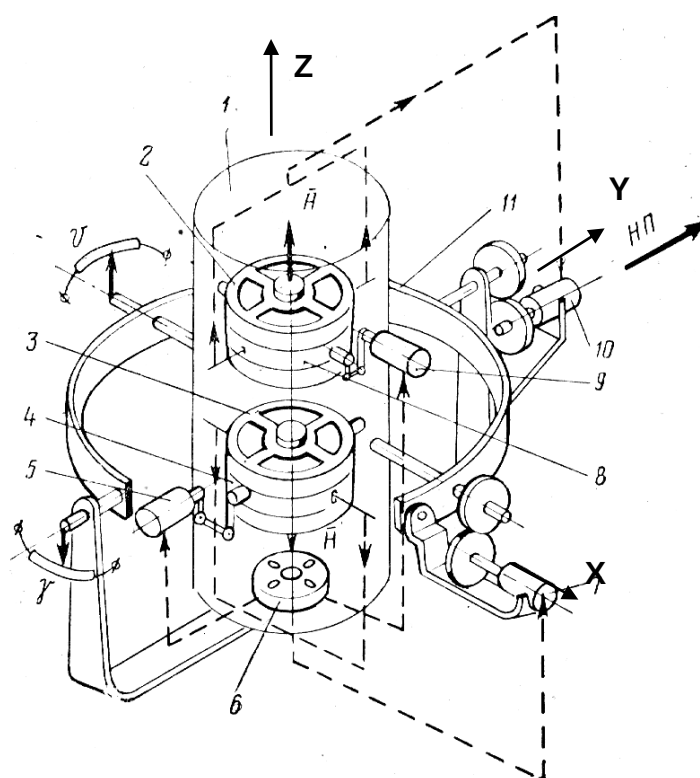
2 – траектория движения оси Z гироскопа.

Информация об углах крена и тангажа снимается с преобразователей, например потенциометрических, движки которых связаны с соответствующими осями подвеса внутренней и внешней рамок. Поскольку в исходном положении оси внутренней и наружных рамок располагаются параллельно поперечной и продольным осям ЛА, то двигатели коррекции соответственно получили название двигателей поперечной и продольной коррекции.

Устройство и принцип действия центральной гироскопической вертикали типа ЦГВ

Упрощенная кинематическая схема ЦГВ представлена на рис. 12.9.

В ЦГВ имеются два гироскопа (I и II) с роторами 4 и 12, оси прецессии которых X_1 и Y_2 перпендикулярны друг другу. В рабочем положении ось X_1 параллельна оси X внутренней рамы 1 карданового подвеса и поперечной оси самолета, а ось Y_2 параллельна оси внешней рамы Y карданового подвеса и продольной оси самолета.



1 – внутренняя рама карданового подвеса или кожух гироскопов I и II;
2,3 – соответственно I и II гироскопы, оси пересечений которых X_1 и Y_2 ;

4, 8 – потенциометрические преобразователи прецессии гироскопов;
5, 9 – коррекционные двигатели;
6 – жидкостный маятниковый переключатель;

7, 10 – двигатели стабилизации;
11 – внешняя рама карданового подвеса;

$\bar{H}$ – кинетические моменты гироскопов;

ψ , γ – потенциометрические преобразователи углов тангажа и крена.

Рисунок 12.9 – Упрощенная кинематическая схема ЦГВ

Гиродвигатели вращаются в противоположные стороны, что приводит к компенсации их реактивных моментов при разгоне. Гироскопы установлены в кожухе 1, являющемся внутренней рамой карданового подвеса, которая заключена во внешней раме 11. Ось рамы 11 закреплена в подшипниках корпуса и параллельна продольной оси самолета. Вместе с осями кардановой рамы гироскопы I и II являются трестепенными.

В момент подачи питания на прибор ось Z кожуха может занимать произвольное положение. Для быстрого приведения оси Z кожуха в вертикальное положение в приборе имеются два механических маятника (на рис. 12.9 не показаны), определяющие наклон кожуха 1 относительно горизонта. Сигналы с маятников подаются непосредственно на стабилизирующие двигатели 7 и 10, расположенные по внешней и внутренним осям карданового подвеса. Стабилизирующие двигатели с точностью $\pm 2^0$ устанавливают ось кожуха в вертикальное положение.

После того, как внутренняя рама (кожух) грубо установлена в вертикальное положение, точная выставка осуществляется системой коррекции, чувствительным элементом которой является жидкостный маятниковый переключатель 6. Сигналы с ЖМП подаются на коррекционные двигатели 5 и 9, создающие моменты по осям прецессий X_1 I и Y_2 II гироскопов. Двигатель 9, прикладывая момент относительно оси X_1 , заставит гироскоп I совмещать ось собственного вращения с осью внутренней рамы, поворачивая весь кожух вокруг оси внешней рамы Y . Поскольку гироскопы I и II имеют сравнительно небольшие кинетические моменты, то возникающие гироскопические моменты от действия моментов двигателя 5 и 9 невелики, и гироскопы неспособны установить ось Z кожуха в вертикальное положение. В то же время двигатели 5 и 9 сумеют повернуть роторы гироскопов 2 и 3 вокруг их осей прецессии X_1 и Y_2 на небольшие углы, тогда с потенциометров 4 и 8 снимутся сигналы, которые управляют стабилизирующими двигателями 7 и 10. Эти двигатели установят ось кожуха Z в вертикальное положение. Таким образом при точной выставке платформы 1 участвует ЖМП, корректирующие двигатели 5 и 9, гироскопы 2 и 3, их потенциометры 4 и 8 и стабилизирующие двигатели 7 и 10.

При возникновении внешних моментов по осям карданового подвеса, например, по оси Y у гироскопа I возникает прецессия и сигнал с потенциометра 8 поступает на стабилизирующий двигатель 10, который и уравновесит внешний момент по оси Y . При этом ось Z кожуха останется в прежнем положении, а главная ось гироскопа I изменит свое положение.

Аналогичным образом прибор работает, если возникает момент по оси X внутренней рамы карданового подвеса, только в стабилизации положения теперь участвует гироскоп II, потенциометр 4 и стабилизирующий двигатель 7.

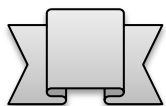
Таким образом, осуществляется двухосная силовая гироскопическая стабилизация кожуха в вертикальном положении по осям X и Y карданового подвеса.

При отклонении самолета от плоскости горизонта электрические сигналы, пропорциональные этому отклонению по крену снимаются с потенциометров γ , а по тангажу – с потенциометров ψ . Поперечная коррекция ЦГВ на вираже отключается

Лекция № 12. Гироскопические вертикали.

выключателем коррекции.

Гировертикаль требует питания 36 В 400 Гц и ± 27 В. Время восстановления из завалов в 5^0 составляет 4 мин. Погрешность в выдерживании вертикали с включенной коррекцией на неподвижном основании составляет $\pm 5'$; на подвижном $\pm 15'$.



Рассмотреть и привести технические характеристики гироскопических вертикалей различных типов как отечественного, так и зарубежного производства.

Дать ответы на вопросы:

На что влияют моменты трения карданового подвеса в ЦГВ?

За счет каких конструктивных решений, примененных в ЦГВ, можно говорить об индивидуальности каналов крена и тангажа?

Термины для занесения в тезаурус: гировертикаль, гиromотор, выключатель коррекции, жидкостный маятниковый переключатель.