

Волоконно-оптический гироскоп

Оптические гироскопы строятся на базе пассивного кольцевого интерферометра (источник излучения — лазер — находится вне оптического контура) и активного интерферометра (кольцевой лазер с оптическим резонатором).

Рассмотрим принцип действия пассивного интерферометра (рис. 92), представляющего собой замкнутый кольцевой световод, в котором луч от внешнего источника (лазера) 4 разделяется с помощью оптического устройства 3 на два (1 и 2) встречно-направленных луча.

Интерферометр имеет регистрирующее устройство, состоящее из оптического смесителя лучей 1, 2 и фотоприемника 5,

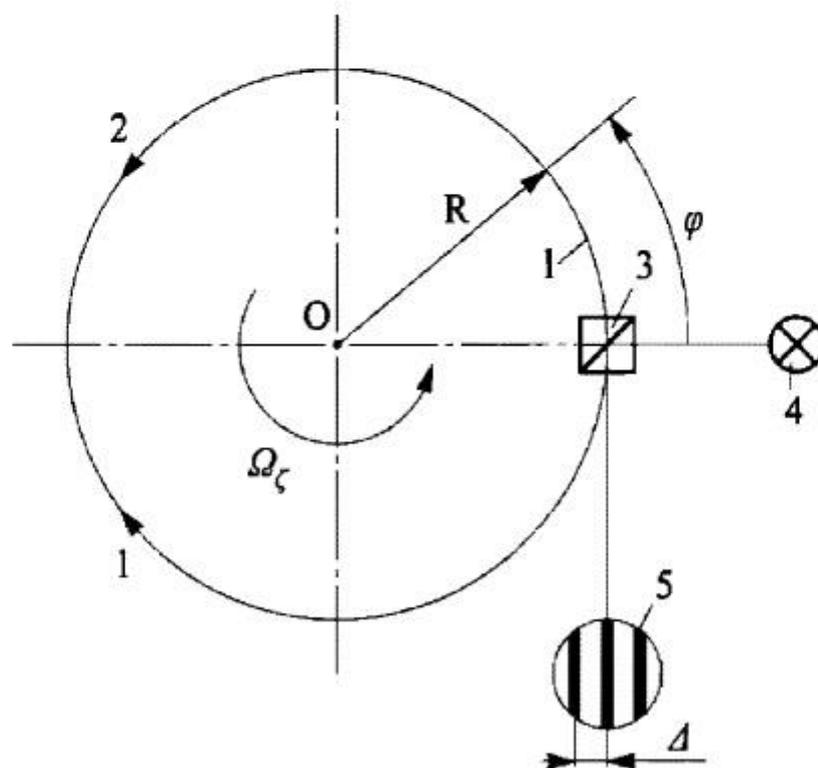


Рис. 92. Схема пассивного интерферометра

на площадке которого образуется интерференционная картина, состоящая из светлых и темных полос.

Если основание, на котором установлен оптический контур, неподвижно относительно инерциального пространства ($\Omega_\zeta = 0$), то разность хода лучей $\Delta L = L_2 - L_1 = 0$, а $L_2 = L_1 = 2\pi R$, что соответствует неизменной интерференционной картине (при отсутствии потерь в световолокне, отсутствии шумов электронной схемы). Появление абсолютной угловой скорости $\Omega_\zeta \neq 0$ приводит к тому, что путь луча 2 увеличивается на величину l , а луча 1 — уменьшается на величину l .

Разность хода лучей (за время t_0 обхода лучом контура) $\Delta L = L_2 - L_1 = 2l$ является причиной их фазового сдвига, следовательно, и линейного сдвига интерференционных полос на площадке фотоприемника, величина которого пропорциональна измеряемой угловой скорости Ω_ζ . Разность $\Delta L = 2l$ хода лучей соответствует разности времени возвращения лучей в исходную точку:

$$\Delta t = t_2 - t_1 = \frac{\Delta L}{c} = \frac{2l}{c},$$

где $l = \Omega_\zeta t_0 R = \frac{2\pi R^2}{c} \Omega_\zeta = \frac{2S}{c} \Omega_\zeta$; c — скорость света (S — площадь оптического контура).

Фазовый сдвиг интерференционных полос

$$\Delta\varphi = \nu_0 \Delta t = \frac{4S\nu_0}{c^2} \Omega_\zeta = h\Omega_\zeta,$$

где $h = \frac{4S\nu_0}{c^2}$ — чувствительность (масштабный коэффициент) пассивного интерферометра; ν_0 — частота излучения.

Измеряя фазовый сдвиг $\Delta\varphi$ оптическим устройством, определяют угловую скорость Ω_ζ основания. Однако чувствительность h мала, поэтому необходимо увеличивать площадь контура. С увеличением возрастают энергетические потери.

Реализация ДУС на базе пассивного интерферометра стала возможной только в связи с развитием световолоконной оптики, лазерной техники и микроэлектроники; отсюда название — волоконно-оптический гироскоп (ВОГ). Точность серийных ВОГ за последние годы возросла от 10 до 10^{-3} °/ч.

Погрешности ВОГ связаны с качеством световолокна, деформацией корпусных деталей, шумами электронных схем, влиянием внешних магнитных полей и т. п. Характеристики прибора во многом зависят от температуры окружающей среды, поэтому в прецизионных ВОГ применяют системы термостатирования. Влияние магнитных полей снижают с помощью экрана. На рис. 93 показана принципиальная схема ВОГ.

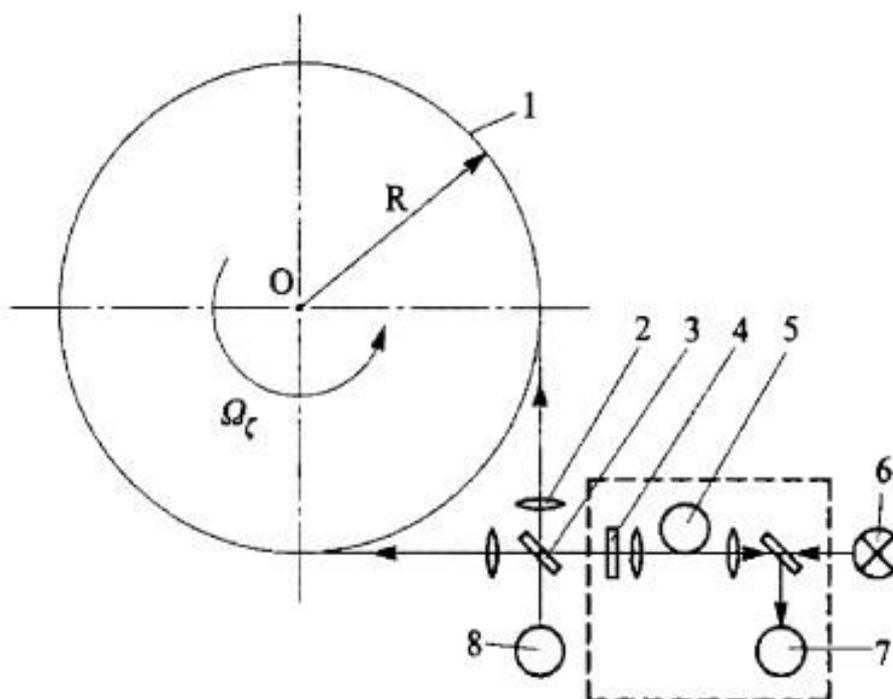


Рис. 93. Принципиальная оптическая схема ВОГ:

1 — кольцо из одномодового волокна; 2 — линза; 3 — оптический разделитель луча; 4 — поляризатор; 5 — пространственный волоконный фильтр моды; 6 — лазер; 7, 8 — фотоприемники

В прецизионных схемах ВОГ используют достижения микрооптической технологии, волоконно-оптические функциональные и оптические волновые элементы и др.

Применение фотонно-кристаллических волокон позволяет уменьшить диаметр оптического контура до 2,5 см (без потери точности), существенно снизить влияние температуры и внешних магнитных полей на характеристики ВОГ.

Модель погрешности ВОГ запишем в зависимости от температуры окружающей среды в форме (42):

$$\omega(t \text{ } ^\circ\text{C}) = \omega_0 + K_0 \frac{\Delta t \text{ } ^\circ\text{C}}{t} + K_1 t \text{ } ^\circ\text{C} + \Delta\omega_{\text{сл}},$$

где K_0 , K_1 , $\Delta\omega_{\text{сл}}$, ω_0 — величины, определяемые, как правило, экспериментально; $\Delta t \text{ } ^\circ\text{C}$ — перепад температур за время t .

При больших линейных перегрузках n отмечена зависимость погрешности ВОГ от n (обусловленная деформацией корпуса и элементов прибора).

В настоящее время ВОГ находит широкое применение для построения бескарданных систем ориентации, БИНС, САУ беспилотных ЛА и др.

2. Устойчивость сферического гироскопа

Рассмотрим приближенную модель погрешности сферического гироскопа. Классический сферический гироскоп (рис. 33) представляет собой быстровращающуюся сферу, подвешенную с помощью бесконтактного подвеса — электростатического (рис. 34), газового, жидкостного и др. Сферический гироскоп может быть чувствительным элементом БИНС, ИНС, систем ориентации и гиростабилизаторов. К сферическим относятся также гироскопы головок самонаведения, имеющие сферический шарикоподшипниковый подвес.

Положение сферы ($Ox'y'z'$) определяется углами α , β , φ (рис. 33, а) относительно базовой СК $O\xi\eta\zeta$.

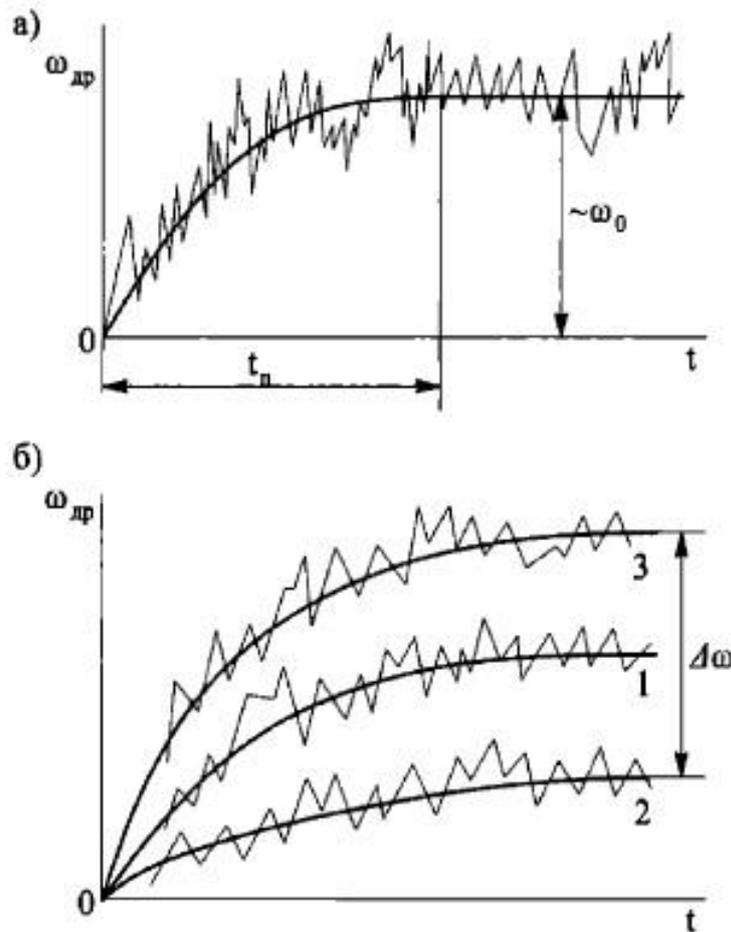


Рис. 32. Зависимость $\omega_{др}$ от времени t :

a — в одном запуске ($t_{п}$ — время переходного процесса); b — от запуска к запуску (1—3)

Условие устойчивости сферического гироскопа, при котором затухают нутационные колебания, имеет вид

$$CD_x > AD_z,$$

где C, A — осевой и экваториальный моменты инерции ротора ($Ox'y'z'$ — главные оси инерции; в дальнейшем штрих опускаем); D_x, D_z — удельные демпфирующие моменты (относительно осей Ox' и Oz').

При $D_x = D_z$ необходимо обеспечить $C > A$ путем утолщения сферы по экватору (рис. 33, б) или с помощью технологического пояска (рис. 33, в). При анализе точности устойчивого сферического гироскопа можно пользоваться прецессионными уравнениями, считая $H = \text{const}$.

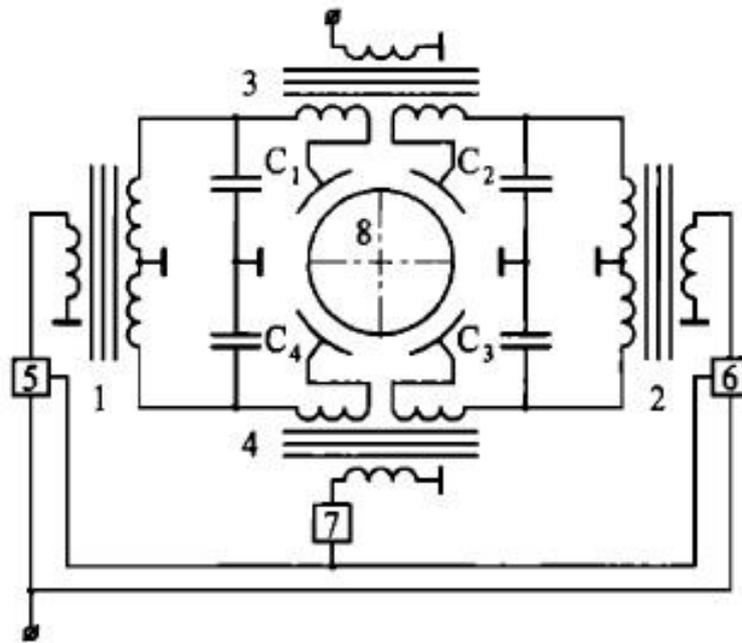


Рис. 34. Принципиальная схема электростатического гироскопа: 1, 2 — элементы питания; 3, 4 — элементы системы определения положения ротора (датчики положения); 5, 6 — усилители мощности; 7 — фазочувствительный усилитель; 8 — ротор; C_1 — C_4 — разделительные конденсаторы

Прецессионные уравнения движения гироскопа для СК $Oxyz$:

$$\begin{aligned} \Sigma M_x &= 0; & -N\dot{\alpha} - \alpha M_d + M_x &= 0; \\ \Sigma M_y &= 0; & N\dot{\beta} + \beta M_d + M_y &= 0, \end{aligned}$$

где M_x , M_y — внешние (вредные, управляющие) моменты.

После преобразования уравнений получим

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} + \varepsilon\alpha &= \omega_{\text{ССП}}; \\ \dot{\beta} + \varepsilon\beta &= \omega'_{\text{ССП}}, \end{aligned} \quad (43)$$

где $\varepsilon = M_d/N$ — удельная скорость прецессии сферического гироскопа, вызванная моментом двигателя; $\omega_{\text{ССП}} = \frac{M_x}{N}$; $\omega'_{\text{ССП}} = -\frac{M_y}{N}$ — ССП под действием вредных моментов M_x , M_y .

При $M_x = M_y = 0$ решение (43) имеет вид $\alpha = \alpha_0 e^{-\varepsilon t}$; $\beta = \beta_0 e^{-\varepsilon t}$, где α_0 , β_0 — углы, характеризующие начальное положение оси ротора при $t = 0$.

Траектория апекса на картинной плоскости — прямая $\alpha = \frac{\alpha_0}{\beta_0} \beta$, т. е. ось гироскопа «корректируется» моментом дви-

гателя и движется кратчайшим путем к совмещению с вектором M_d (своеобразная радиальная коррекция), что приводит к погрешности сферического гироскопа; при наличии момента двигателя сферический гироскоп «теряет» свойства свободного гироскопа.

Оценим погрешность сферического гироскопа, считая, что двигатель уравнивает момент сил вязкого трения (газодинамический момент сопротивления вращению ротору) $M_d = D_z \dot{\phi}$. Тогда $\varepsilon = \frac{D_z \dot{\phi}}{C \dot{\phi}} = \frac{1}{T}$, где $T = \frac{C}{D_z}$ — постоянная времени сферического гироскопа.

При отклонении ротора гироскопа на углы α^* , β^* скорость его прецессии

$$\dot{\alpha} = \omega_{\text{ССП}}^* = \omega_{\text{ССП}} - \frac{\alpha^*}{T}; \quad \dot{\beta} = \omega_{\text{ССП}}^{**} = \omega'_{\text{ССП}} - \frac{\beta^*}{T},$$

т. е. гироскоп должен работать при малых углах α^* , β^* и с малым удельным демпфирующим моментом D_z .

Если имеются разбалансировка ротора, неравножесткость подвеса, то модель погрешности сферического гироскопа запишем с учетом выражения (41):

$$\omega_{\text{ССП}}(n) = \frac{\theta^*}{T} + \omega_0 + \omega_1(g)n + \omega_2(g^2)n^2 + \dots, \quad (44)$$

где $\theta^*\{\alpha^*, \beta^*\}$ — угол отклонения от оси Oz ; ω_0 , $\omega_1(g)$, $\omega_2(g^2)$ — удельные составляющие ССП; n — линейная перегрузка.

Для электростатических гироскопов навигационных систем подводных лодок $\omega_0 \approx 10^{-5}$ °/ч, КЛА — $10^{-2} \dots 10^{-5}$ °/ч, сферических гироскопов головок самонаведения — до 10 °/ч.

В модели (44) появляется характерная зависимость ССП от угла θ^* отклонения оси сферы относительно вектора момента приводного двигателя. Для уменьшения этой погрешности применяют двигатель, в котором с помощью специальной следящей системы обеспечивается совпадение осей сферы и вектора момента двигателя.