

## Билет № 16

### 1. Модель погрешностей интегрирующего гироскопа

Стр. 112-114, 117

Запишем уравнение движения ПИГ (см. рис. 63), пренебрегая центробежным инерционным моментом:

$$A_0(\ddot{\beta} + \dot{\Omega}_\xi) + D\dot{\beta} - H(\Omega_\zeta \cos \beta - \Omega_\eta \sin \beta) + M_x = 0, \quad (73)$$

где  $A_0 = A + A_1$  — приведенный момент инерции поплавка с гиromотором ( $A_1$  — момент инерции поплавка относительно оси  $Ox$ );  $M_x$  — внешний момент.

После преобразований уравнения (73) получим

$$A_0\ddot{\beta} + D\dot{\beta} = H\Omega_\zeta \cos \beta - H\Omega_\eta \sin \beta - A_0\dot{\Omega}_\xi - M_x. \quad (74)$$

Методические погрешности, связанные с наличием  $\Omega_\eta$  и  $\Omega_\xi$ , малы. Погрешность, вызванная с действием возмущающих моментов, определяется из очевидного соотношения  $H\Omega_{\zeta\min} > M_x^{\text{вп}}$ . Эту погрешность определяют как собственную скорость прецессии ИГ:

$$\omega_{\text{ССП}} = \frac{M_x^{\text{вп}}}{H}.$$

Модель погрешности ИГ от перегрузки  $n$  записывается в соответствии с методикой, изложенной выше (см. выражение (41)):

$$\omega_{\text{ССП}}(n) = \omega_0 + \omega_1(g)n + \omega_2(g^2)n^2 + \dots$$

При более точных расчетах  $\omega_{\text{ССП}}(n)$  модель может быть расширена до 12 составляющих и более [2].

Найдем передаточную функцию  $W(s)$  ИГ [2], характеризующую отношения выходной величины  $\beta$  к выходной величине

не  $\Omega_\zeta$ . Введем (в соответствии с оператором  $s$ ) обозначения  $\dot{\beta} = \beta(s)s$ ,  $\ddot{\beta} = \beta(s)s^2$ ; при этом  $H = \text{const}$ ,  $A_0 = \text{const}$ ;  $D = \text{const}$ ;  $\Omega_\zeta(s)$ :

$$\beta(s)(A_0s^2 + Ds) = H\Omega_\zeta(s);$$

$$\beta(s)s(Ts + 1) = i\Omega_\zeta(s);$$

$$W(s) = \frac{\beta(s)}{\Omega_\zeta(s)} = \frac{i}{s(Ts + 1)},$$

где  $T = \frac{A_0}{D}$  — постоянная времени ИГ (обычно  $T \leq 10^{-3}$  с).

Зная  $W(s)$ , определяют динамические погрешности ИГ [2].

При  $T = 0$  гироскоп — идеальное интегрирующее звено:

$$W(s) = \frac{i}{s}.$$

Нежесткость конструкции крепления ротора приводит к дополнительной степени свободы по углу  $\alpha$  и увеличению приведенного момента инерции и, следовательно,  $T$ . На рис. 64 нежесткость конструкции крепления ротора и гиросузда услов-

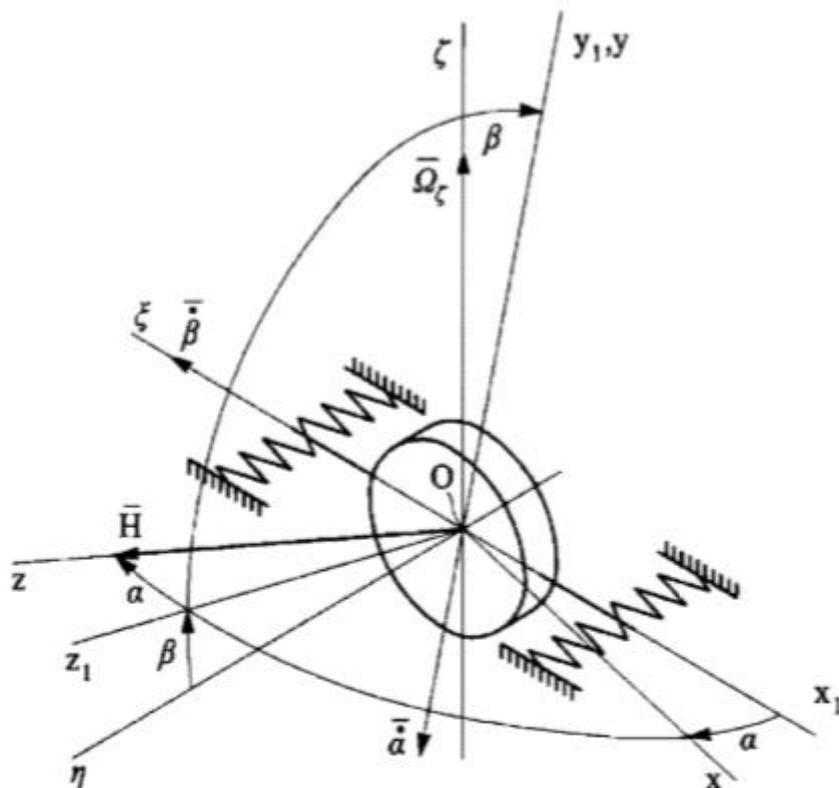


Рис. 64. К выводу уравнений движения ИГ с учетом нежесткости конструкции

но иллюстрируется упругой связью (в виде пружин) с приведенной угловой жесткостью  $K_\alpha$ . Гироскопический момент  $H\dot{\beta}$ , действующий на упругую связь (опору), вызывает отклонения по углу  $\alpha$  и уравновешивается упругим моментом  $K_\alpha\alpha$ :

$$H\dot{\beta} = K_\alpha\alpha. \quad (75)$$

Уравнения движения ИГ запишем в соответствии с (74) при  $M_x = 0$ ,  $\dot{\Omega}_\xi = 0$ ,  $\Omega_\eta = 0$ ,  $\beta = 0$  и с учетом угловой скорости  $\dot{\alpha}$  (см. рис. 64):

$$A_0\ddot{\beta} + D\dot{\beta} = H(\Omega_\zeta - \dot{\alpha}). \quad (76)$$

Определив из равенства (75)  $\dot{\alpha} = \frac{H}{K_\alpha}\ddot{\beta}$ , получим

$$\left(A_0 + \frac{H^2}{K_\alpha}\right)\ddot{\beta} + D\dot{\beta} = H\Omega_\zeta.$$

Постоянная времени  $T' = \frac{A_0K_\alpha + H^2}{K_\alpha D} > T = \frac{A_0}{D}$ , возрастает, следовательно, нежесткость конструкции ведет к увеличению динамических погрешностей ИГ.

Определим нагрузку  $F$  на опоры. Гироскопический момент  $H\dot{\beta}$  уравновешивается моментом реакции опор  $FL = H\dot{\beta}$ . Отсюда  $F_{\max} = \frac{H}{L}\dot{\beta} = \frac{Hi}{L}\Omega_{\xi\max}$ , где  $L$  — расстояние между опорами.

Видно, что с увеличением передаточного отношения  $i$  повышается нагрузка на опоры, поэтому для ПИГ  $i \leq 8 \dots 10$ , для ИГ космических ЛА (КЛА)  $i \leq 50 \dots 100$ .

Отметим, что расчет погрешности ИГ имеет различия в зависимости от применения ИГ в «свободном» (рис. 65, а) и «замкнутом» (рис. 65, б) режимах работы системы.

Запишем уравнение движения ИГ (74) для свободного (разомкнутого) режима в виде

$$D\dot{\beta} = H\Omega_\zeta - M_x. \quad (77)$$

Например, при действии на КЛА (см. рис. 65, а) возмущающего момента  $M_\zeta$   $\dot{\beta} = \frac{M_\zeta}{H}$ .

Определим погрешность  $\Delta\psi$  стабилизации КЛА по углу  $\psi = \Omega_\zeta t$ :

$$\Delta\psi = \omega_{\text{ссп}}t + \frac{M_\zeta}{iH}t. \quad (78)$$

Погрешность (78) имеет две составляющие, связанные с  $\omega_{\text{ССП}} = \frac{M_x}{H}$  и действием момента  $M_z$ , которые нарастают со временем. Для схемы одноосного гиросtabilизатора (см. рис. 65, б), состоящей из датчика угла ДУ, усилителя У и двигателя разгрузки ДР, в установившемся режиме, когда внешний момент  $M_{y1}$  полностью уравнивается моментом  $M_p = K_p \beta = M_{y1}$  разгрузки (здесь  $K_p$  — крутизна характеристики системы разгрузки), погрешность системы стабилизации запишем, интегрируя уравнение (77):

$$D\beta = H\Delta\alpha - M_x t,$$

откуда

$$\Delta\alpha = \omega_{\text{ССП}} t + \frac{M_{y1}}{iK_p}, \quad (79)$$

где  $\beta = \frac{M_{y1}}{K_p}$ .

При замкнутом режиме работы погрешность, связанная с действием момента  $M_{y1}$  на платформу (объект стабилизации), не зависит от времени и уменьшается с увеличением  $K_p$  (ср. с выражением (78)).

## 2. Определение чувствительности лазерного гироскопа

Стр. 165-166

Важной характеристикой ЛДУС является коэффициент добротности, который учитывает отношение энергии  $N$ , поступающей в резонатор, к потерям энергии  $N_n$  (за счет отражения, дифракции и т. д.):

$$Q = \omega_0 \frac{N}{N_n} = 2\pi f_0 \frac{N}{N_n}, \quad (113)$$

где  $f_0 = f_{01} = f_{02}$  — частота встречных бегущих волн генерации (лучи 1 и 2) при  $\Omega_z = 0$ .

За время  $t_0$  обхода лучом оптического контура  $L$  потери энергии

$$N_n = \frac{\eta N}{t_0} = \frac{\eta N c}{L},$$

где  $\eta$  — коэффициент потерь энергии.

Подставив  $N_n$  в формулу (113), получим

$$Q = 2\pi \frac{c}{\lambda} \cdot \frac{NL}{\eta N c} = 2\pi \frac{L}{\lambda \eta} = 2\pi \frac{m}{\eta},$$

где  $\lambda = 0,633$  мкм — длина волны неона.

Коэффициент  $\eta$  мал, поэтому добротность ЛДУС достаточно высокая ( $Q \approx 10^9$ ) по сравнению с ВОГ, что обеспечивает высокую чувствительность ЛДУС.

Построим выходную характеристику ЛДУС и определим чувствительность  $h$  (масштабный коэффициент). Разность частот на выходе ЛДУС при  $\Omega_z \neq 0$

$$\Delta f = f_1 - f_2 = \frac{mc}{L_1} - \frac{mc}{L_2} = mc \left( \frac{1}{L-l} - \frac{1}{L+l} \right) = \frac{2lmc}{L^2 - l^2},$$

где  $2l = L_2 - L_1 = 4S\Omega_z/c$ .

При  $l \ll L$

$$\Delta f \approx \frac{4Sm}{L^2} \Omega_\zeta = \frac{4S}{L\lambda} \Omega_\zeta = h\Omega_\zeta, \quad (114)$$

где  $h = \frac{4S}{L\lambda}$  — чувствительность ДУС.

Для квадратной формы контура со стороной квадрата  $a$  чувствительность  $h = \frac{a}{\lambda}$ .

Поскольку неон имеет минимальный размер волны  $\lambda$  (по сравнению с другими газами), то значение  $h$  велико (ср. с ВОГ).

На рис. 95, а показана идеальная выходная ЛДУС — прямые; видно, что съём сигнала, осуществляемый по частоте, не дает возможности определить знак угловой скорости  $\Omega_\zeta$ .

