

Глава II Построение модели системы управления

Реальная система управления состоит из определенного числа взаимосвязанных приборов и устройств, включая, конечно, объект управления, обладающих различной физической природой. Эти компоненты системы обладают наряду с характеристиками статической точности определенной динамикой, что особенно важно учитывать в системах управления с обратной связью. Цель разработчика состоит в том, чтобы построить из разнородных компонентов систему управления, которая обеспечивала бы желаемую точность ее работы с учетом динамики всех этих компонентов. По сути надо синтезировать такой закон управления, который обеспечивал бы требуемую точность и устойчивость системы. Здесь мы покажем, каким образом надо строить модель системы, поскольку без ее наличия практически невозможно синтезировать закон управления.

Рассмотрим блок-схему системы управления динамическим объектом. В качестве объекта управления возьмем аэродинамический летательный аппарат (рис. 8)



Рисунок 8 – Блок-схема системы управления

Теперь покажем, каким образом данную блок-схему наполнить конкретным содержанием, т.е. для каждого блока надо построить математическую модель.

Заметим, что эту модель можно получить на основе аналитических методов, используя, например, теоремы механики и т.п., или, если это невозможно, применяя различные методы идентификации на основании использования экспериментальных данных.

§ 1. Построение модели объекта управления.

Рассмотрим следующую схему плоского движения летательного аппарата (рис. 9).

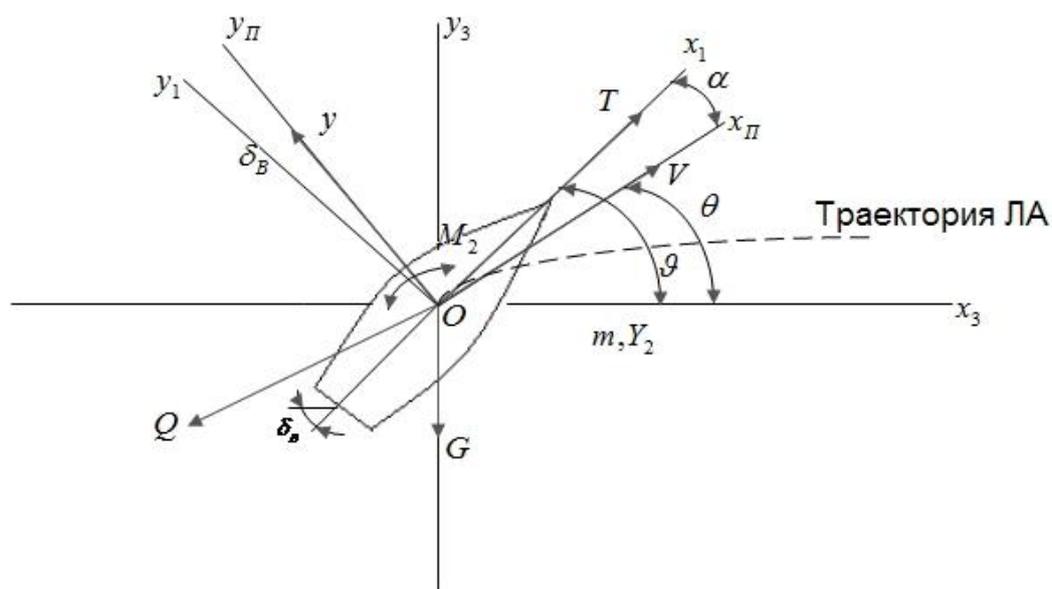


Рисунок 9 – Схема плоского движения ЛА

На этом рисунке: Y - подъемная сила, Q – лобовое сопротивление, M_z - аэродинамический момент, G - вес, V - вектор скорости, T - тяга двигателя, α – угол атаки, ϑ – угол тангажа, θ – угол наклона вектора скорости, δ – угол поворота руля, m – масса объекта, J_z – момент инерции, $x_1 0 y_1$ – связные оси, $x_n 0 Y_n$ – поточные оси и $x_3 0 y_3$ – земные оси.

I. Составим уравнения движения, используя теоремы механики:

$$1. m \frac{dv}{dt} = -Q + T \cos \alpha - G \sin \theta$$

$$2. mv \frac{d\theta}{dt} = J + T \sin \alpha - G \cos \theta$$

$$3. J_J \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} = M_z$$

$$4. \vartheta = \theta + \alpha$$

$$5. \frac{dy}{dt} = \frac{dH}{dt} = V \sin \theta. \quad (11)$$

Эти уравнения – нелинейные, например, зависимость M_z от угла атаки α имеет вид (рис. 10)

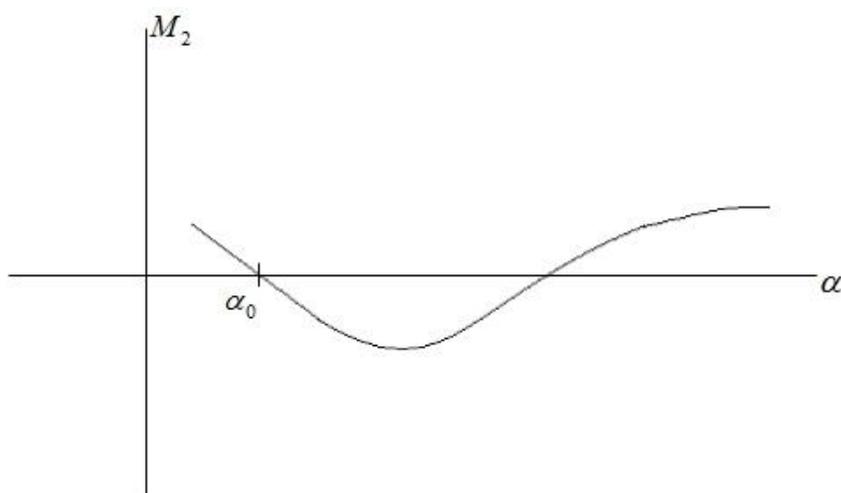


Рисунок 10 - Зависимость M_z от угла атаки α

На рисунке: α_0 - балансирующий угол атаки.

II. Проведем линеаризацию уравнений относительно установившегося движения. Рассмотрим горизонтальный полет:

$$\text{Тогда } \frac{dH}{dt} = 0; V = V_0; \alpha = \alpha_0; \theta = \theta_0 = 0.$$

$$\vartheta = \vartheta_0 = \alpha_0; \delta_B = \delta_{B0}; \dot{\delta}_B = \dot{V} = \dot{\theta} = \dot{\vartheta} = 0.$$

III. Для установившегося движения уравнения будут иметь вид:

$$Y_0 + T_0 \sin \alpha_0 - G = 0$$

$$-Q_0 + T_0 \cos \alpha_0 = 0$$

$$M_z = 0. \quad (12)$$

Для возмущенного движения параметры будут иметь вид:

$$V = V_0 + \Delta V$$

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$$

$$\theta = \theta_0 + \Delta\theta$$

$$\vartheta = \vartheta_0 + \Delta\vartheta$$

$$\delta_B = \delta_{B_0} + \Delta\delta_B,$$

где $\Delta V, \Delta\alpha, \dots$ – вариации параметров.

IV. Разложим силы и моменты в ряд Тейлора по степеням вариации и ограничимся первым членом разложения. Получим:

$$Q(\alpha, \delta_B, V) \cong Q_0 + \left(\frac{\partial Q}{\partial \delta_B}\right)_0 \Delta\alpha + \left(\frac{\partial Q}{\partial \delta_B}\right)_0 \Delta\delta_B + \left(\frac{\partial Q}{\partial V}\right)_0 \Delta V;$$

$$Y(\alpha, \delta_B, V) \cong Y_0 + \left(\frac{\partial Y}{\partial \alpha}\right)_0 \Delta\alpha + \left(\frac{\partial Y}{\partial \delta_B}\right)_0 \Delta\delta_B + \left(\frac{\partial Y}{\partial V}\right)_0 \Delta V;$$

$$G \sin\theta \cong \left[\frac{\partial[G \sin\theta]}{\partial \theta}\right] \Delta\theta = G \Delta\theta$$

$$G \cos\theta \cong G.$$

$$T \sin\alpha \cong T_0 \sin\alpha_0 + T_0 \cos\alpha_0 \Delta\alpha + \left(\frac{\partial T}{\partial V}\right)_0 \sin\alpha_0 \Delta V;$$

$$T \cos\alpha \cong T_0 \cos\alpha_0 - T_0 \sin\alpha_0 \Delta\alpha + \left(\frac{\partial T}{\partial V}\right)_0 \cos\alpha_0 \Delta V.$$

$$M_Z(\omega_z, \alpha, \delta_B, \dot{\alpha}, V) \cong M_{z_0} + \left(\frac{\partial M_Z}{\partial \omega_z}\right)_0 \Delta\dot{\vartheta} + \left(\frac{\partial M_Z}{\partial \alpha}\right)_0 \Delta\alpha + \\ - \left(\frac{\partial M_Z}{\partial \delta_B}\right)_0 \Delta\delta_B + \left(\frac{\partial M_Z}{\partial \dot{\alpha}}\right)_0 \Delta\dot{\alpha} + \left(\frac{\partial M_Z}{\partial V}\right)_0 \Delta V.$$

V. Подставим линеаризованные функции в исходное уравнение (11) и вычитая из них уравнение установившегося движения (12), получим

$$m \frac{d\Delta V}{dt} + (\theta_0^\alpha + T_0 \sin\alpha_0) \Delta\alpha + (\theta_0^V - T_0^V \cos\alpha_0) \Delta V + Q_0^{\delta_B} + G \Delta\theta = 0.$$

$$m V_0 \frac{d\Delta\theta}{dt} - (Y_0^\alpha + T_0 \cos\alpha_0) \Delta\alpha - (Y_0^V + T_0^V \sin\alpha_0) \Delta V - Y_0^{\delta_B} \Delta\delta_B = 0.$$

$$J_z \frac{d^2 \Delta\vartheta}{dt^2} - M_{z_0}^{\omega_z} \frac{d\Delta\vartheta}{dt} - M_{z_0}^\alpha \Delta\alpha - M_{z_0}^V \Delta V + M_{z_0}^{\delta_B} \Delta\delta_B - M_{z_0}^{\dot{\alpha}} \frac{d\Delta\alpha}{dt} = 0.$$

$$\Delta\vartheta = \Delta\theta + \Delta\alpha$$

$$\frac{d\Delta H}{dt} = V_0\Delta\theta.$$

Если считать, что $V = const$, т.е. пренебречь вариацией ΔV и сделав другие допущения, получим

$$1. mV_0\dot{\theta} - (Y_0^\alpha + T_0\cos\alpha_0)\alpha = 0$$

$$2. J_z \frac{d^2\vartheta}{dt^2} - M_{\alpha_0}^{\omega_z} \frac{d\vartheta}{dt} - M_{z_0}^\alpha \alpha + M_{z_0}^{\delta_B} \delta_B = 0.$$

Эти уравнения в вариациях.

Перепишем их в виде:

$$1. \dot{\theta} = \frac{(Y_0^\alpha + T_0\cos\alpha_0)}{mV_0} \alpha.$$

$$2. J_z \frac{d^2\vartheta}{dt^2} - \frac{M_{z_0}^{\omega_z}}{J_z} \frac{d\vartheta}{dt} - \frac{M_{z_0}^\alpha}{J_z} \alpha + \frac{M_{z_0}^{\delta_B}}{J_z} \delta_B = 0$$

или

$$1. \dot{\theta} = a_4 \alpha$$

$$2. \ddot{\vartheta} + a_1 \dot{\vartheta} + a_2 \alpha = a_3 \delta_B,$$

где $a_1 = -\frac{M_{z_0}^{\omega_z}}{J_z}$

$$a_2 = -\frac{M_{z_0}^\alpha}{J_z}$$

$$a_3 = -M_{z_0}^{\delta_B}$$

$$a_4 = \frac{Y_0^\alpha + T_0\cos\alpha_0}{mV_0},$$

где $M_{z_0}^{\omega_z}, M_{z_0}^\alpha, M_{z_0}^{\delta_B}$ – частные производные M_z по ω_z, α и δ .

Коэффициенты a_1, a_2, a_3, a_4 характеризуют:

a_1 – аэродинамическое демпфирование;

a_2 – статическую устойчивость;

a_3 – эффективность руля высоты;

a_4 – аэродинамическое запаздывание.

$T_{1c} = \frac{1}{a_4}$ - аэродинамическая постоянная времени.

Их можно рассчитать по следующим формулам:

$$a_1 = S_{кр} b_A^2 \frac{\rho V}{2J_z} m_\alpha^{\omega_z}$$

$$a_2 = S_{кр} b_A \frac{\rho V^2}{2J_z} m_z^\alpha \cdot 57,3$$

$$a_3 = S_{кр} b_A \frac{\rho V^2}{2J_z} m_z^\delta \cdot 57,3$$

$$a_4 = \frac{S_{кр} b_A C_y^\alpha \frac{\rho V^2}{2} \cdot 57,3 + T}{mV}$$

$$m_z^\alpha = C_y^\alpha (\bar{X}_T - \bar{X}_F)$$

$\bar{X}_T = f(t)$ – в долях САХ – центровка;

$\bar{X}_F = f(M)$ – в долях САХ – фокус.

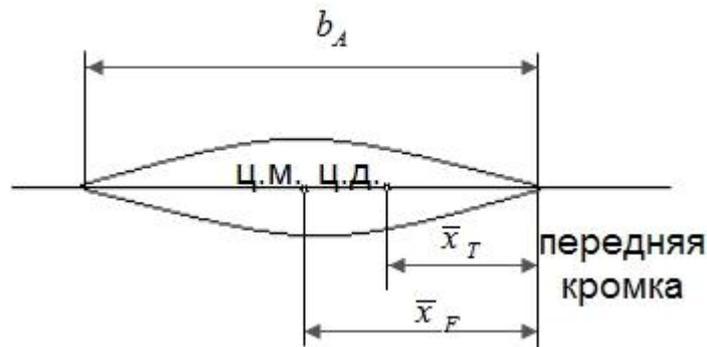


Рисунок 11 – Схема крыла

На рисунке: b_A – средняя аэродинамическая хорда,

ц.м. – центр масс, ц.д. – центр давления.

Выведем передаточные функции объекта управления:

$$1. \quad \dot{\vartheta} = \dot{\theta} + \dot{\alpha}; \quad \dot{\theta} = \dot{\vartheta} - \dot{\alpha}$$

для уравнения $\dot{\theta} = a_4 \alpha$ получим:

$$\dot{\vartheta} - \dot{\alpha} = a_4 \alpha \quad \text{или в преобразовании Лапласа}$$

$$\frac{L[\alpha]}{L[\vartheta]} = \frac{s}{s + a_4} = \frac{T_{1c} s}{T_{1c} s + 1}, \quad \text{где } T_{1c} = \frac{1}{a_4}.$$

$$2. \quad \ddot{\vartheta} + a_1 \dot{\vartheta} + a_2 \left(\frac{T_{1c} \frac{d}{dt}}{T_{1c} \frac{d}{dt} + 1} \right) \vartheta = a_3 \delta_B.$$

Отсюда

$$\begin{aligned} \frac{L[\vartheta]}{L[\delta_B]} &= \frac{a_3}{s^2 \left[a_1 s + a_2 \frac{T_{1c} s}{T_{1c} s + 1} \right]} = \\ &= \frac{K_{CH} (T_{1c} s + 1)}{s [T_c^2 s^2 + 2\xi_{CH} T_c s + 1]}, \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} K_{CH} &= \frac{a_3 a_4}{a_1 a_4 + a_2}, \\ T_c &= \sqrt{\frac{1}{a_4 a_1 + a_2}}, \\ \xi_{CH} &= \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_4 a_1 + a_2}}. \end{aligned}$$

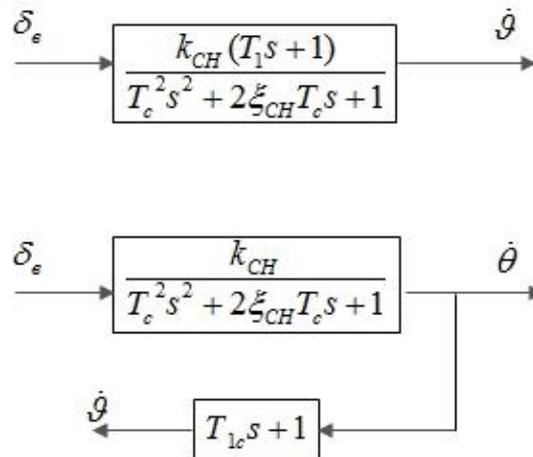


Рисунок 12 – Блок-схема объекта управления

Таким образом, мы представили динамику объекта управления.

§ 2. Определение моделей измерительных средств элементов движения объекта управления.

Измерительные средства разделяются на две группы:

1. Приборы, определяющие опорную систему отсчета внутри объекта управления, относительно которой может быть определено его положение в пространстве. Это, как правило, гиropлатформы, которые сохраняют инерциальные оси неизменными относительно тех осей, в соответствии с которыми они установлены.

2. Приборы, измеряющие угловые скорости и линейные ускорения.

Приборы первой группы, как правило, не участвуют в динамике системы управления. При проектировании таких приборов главное внимание уделяется их инструментальной точности и поддержанию ее в течение всего полета объекта управления.

Приборы второй группы являются элементами замкнутого контура управления, поэтому необходимо изучить их динамические свойства и использовать при проектировании систем управления.

Рассмотрим 2 группу приборов.

Интеграционный гироскоп – служит для измерения угла поворота и угловой скорости объекта управления (рис. 13).

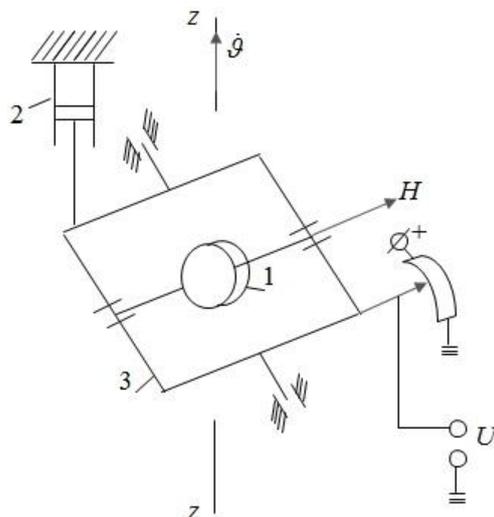


Рисунок 13 – Схема интеграционного гироскопа

Здесь: 1 – ротор;

2 – демпфер;

3 – рамка;

ось $z-z$ – ось чувствительности;

H – вектор кинетического момента с, равный $J\omega$,

где J – момент инерции ротора (1),

ω – угловая скорость вращения ротора;

$\dot{\vartheta}$ – угловая скорость тангажа.

Требуется определить соотношение между $\dot{\vartheta}$ и углом и угловой скоростью поворота рамки φ и $\dot{\varphi}$.

Рассмотрим схему:

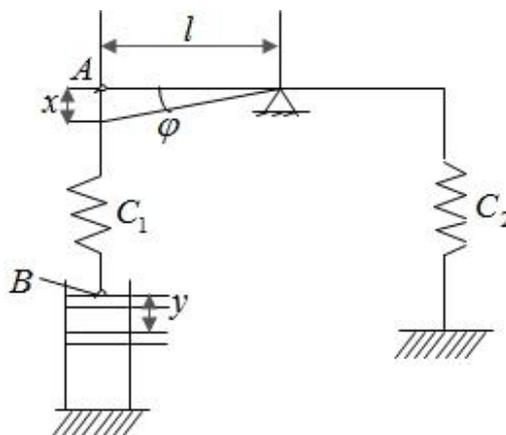


Рисунок 14 – Расчетная схема гироскопа

Здесь: l – плечо рамки;

φ – угол поворота рамки;

x – перемещение точки A рамки, равное $\approx l\varphi$ при ее повороте;

y – перемещение точки B за счет истечения воздуха через капилляр в демпфере;

C_1 – жесткость воздушной пружины;

C_2 – жесткость токоподводов;

M_c – момент сопротивления от трения.

Запишем уравнение моментов

$$H\dot{\vartheta} = J\ddot{\varphi} + C_1 \left(\frac{x - y}{l} \right) + C_2\varphi + M_c.$$

Если пренебречь жесткостью C_2 – токоподводов и моментом сопротивления от трения M_c , получим

$$H\dot{\vartheta} = J\ddot{\varphi} + C_1 \left(\frac{x-y}{\ell} \right). \quad (14)$$

На основе закона Пуазейля об истечении газа через капилляр, получим

$$K\dot{y} = C_1 \frac{x-y}{\ell^2}$$

сила, с которой поршень давит на воздух.

K – коэффициент пропорциональности.

Преобразуем это выражение к виду:

$$K\ell^2\dot{y} + C_1y = C_1x \text{ или } \frac{K\ell^2}{C_1} y + \dot{y} = x,$$

представим его в операторной форме

$$y = \frac{x}{\frac{K\ell^2}{C_1} d/dt + 1}$$

и подставим его в уравнение (14), получим

$$\ell H\dot{\vartheta} = J\ddot{\varphi}\ell + C_1 \left(\frac{x}{\frac{K\ell^2}{C_1} d/dt + 1} \right); \text{ напомним } x \approx \ell\varphi.$$

Получим

$$\ell H\dot{\vartheta} = J\ddot{\varphi}\ell + C_1\ell\varphi - \frac{C_1\ell\varphi}{\frac{K\ell^2}{C_1} d/dt + 1}$$

$$\left(\frac{K\ell^2}{C_1} d/dt + 1 \right) H\dot{\vartheta} = J\ddot{\varphi} \left(\frac{K\ell^2}{C_1} d/dt + 1 \right) +$$

$$C_1 \left(\frac{K\ell^2}{C_1} d/dt + 1 \right) \varphi - C_1\varphi.$$

$$H \frac{K\ell^2}{C_1} \ddot{\vartheta} + H\dot{\vartheta} = J \frac{K\ell^2}{C_1} \ddot{\varphi} + J\ddot{\varphi} + C_1 \frac{K\ell^2}{C_1} \dot{\varphi} + C_1\varphi - C_1\varphi$$

$$\frac{L[\vartheta]}{L[\dot{\vartheta}]} = \frac{H \left(\frac{K\ell^2}{C_1} s + 1 \right)}{S \left(J \frac{K\ell^2}{C_1} s + Js + K_1\ell^2 \right)}$$

$$\frac{L[\varphi]}{L[\dot{\vartheta}]} = \frac{H \frac{1}{K\ell^2} \left(\frac{K\ell^2}{C_1} s + 1 \right)}{\varphi \left(J: \frac{1}{C_1} s^2 + \frac{J}{K\ell^2} s + 1 \right)} =$$

$$= \frac{HK_{иг}(\mu s + 1)}{S(T_{иг}^2 S^2 + 2\xi_{иг} T_{иг} S + 1)},$$

где

$$K_{иг} = \frac{1}{K\ell^2}; \quad \mu = \frac{K\ell^2}{C_1};$$

$$T_{иг} = \sqrt{\frac{J}{C_1}}; \quad \xi_{иг} = \frac{\sqrt{JC_1}}{2K\ell^2}.$$

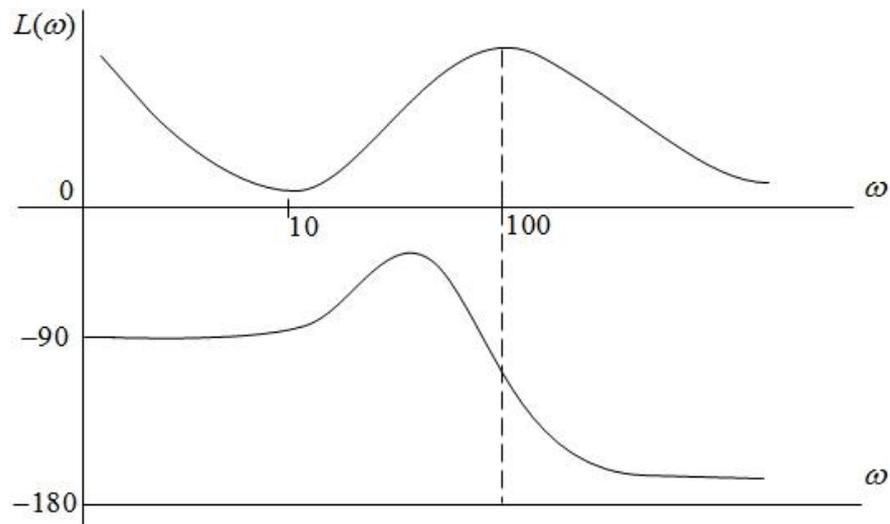


Рисунок 15 – Амплитудная и фазовая (логарифмические) частотные характеристики

Интеграционный гироскоп вырабатывает сигнал, пропорциональный углу и угловой скорости поворота объекта управления вокруг (в данном случае) оси z-z.

Гироскоп сложен в изготовлении из-за калибровки капилляра.

§ 3. Демпфирующий гироскоп

Служит для измерения угловой скорости вращения объекта управления вокруг центра масс.

Схема демпфирующего гироскопа.

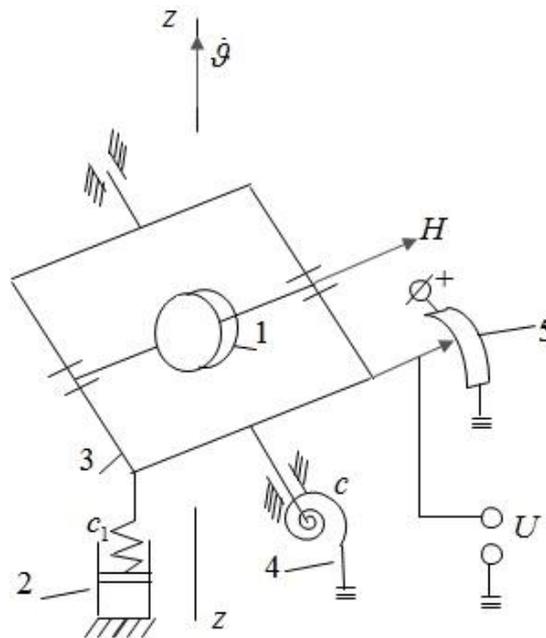


Рисунок 16 – Схема демпфирующего гироскопа

Здесь: 1. Ротор с моментом инерции J .

2. Демпфер.

3. Рамка.

4. Пружина.

5. Потенциометр.

$H = J\omega$ – вектор кинетического момента;

ω – угловая скорость времени ротора;

$H\dot{\varphi}$ – гироскопический момент.

Запишем следующее уравнение, используя схему (рис. 17):

$$H\dot{\varphi} = J\ddot{\varphi} + C_1 \frac{x - y}{\ell} + C\varphi \quad (1)$$

$$C_1 \left[\frac{НМ}{рад} \right]$$

$$C \left[\frac{НМ}{рад} \right]$$

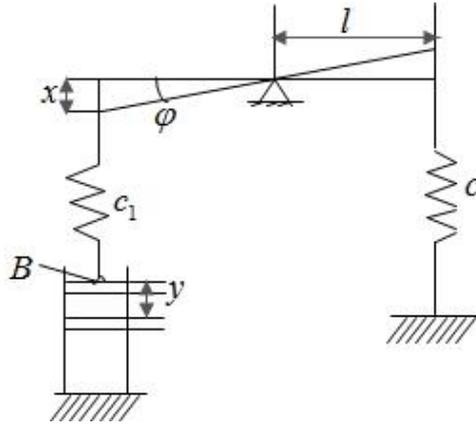


Рисунок 17 – Расчетная схема гироскопа

Учитывая закон Пуазейля (скорость истечения через капилляр), получим

$$K\dot{y} = C_1 \frac{x - y}{\ell}, \quad (2)$$

где $C_1 \frac{x-y}{\ell}$ - сила, с которой поршень давит на воздух [н];

y – перемещение поршня за счет истечения воздуха через капилляр;

\dot{y} – скорость истечения;

K – коэффициент дальности.

Перепишем (2) в виде:

$$K\ell^2\dot{y} + C_1y = C_1x \text{ или } \frac{K\ell^2}{C_1}\dot{y} = x - y.$$

Представим это уравнение в операторной форме

$$y = \frac{x}{\frac{K\ell^2}{C_1}d/dt + 1}$$

и подставим его в уравнение (1), получим

$$\ell N\dot{\varphi} = J\ddot{\varphi}\ell + C_1 \left(x - \frac{x}{\frac{K\ell^2}{C_1}d/dt + 1} \right) + C\varphi\ell$$

или, учитывая, что $x \approx \ell\varphi$

$$\begin{aligned} \ell H \dot{\vartheta} &= J \ddot{\varphi} \ell + C_1 \ell \varphi - C_1 \frac{\ell \varphi}{\frac{K \ell^2}{C_1} \frac{d}{dt} + 1} + C \varphi \ell \\ H \dot{\vartheta} \left(\frac{K \ell^2}{C_1} \frac{d}{dt} + 1 \right) &= J \ddot{\varphi} \left(\frac{K \ell^2}{C_1} \frac{d}{dt} + 1 \right) + C_1 \varphi \frac{K \ell^2}{C_1} \frac{d}{dt} + \\ &+ C_1 \varphi - C_1 \varphi + C \varphi \left(\frac{K \ell^2}{C_1} \frac{d}{dt} + 1 \right) \\ \frac{HK \ell^2}{C_1} \ddot{\vartheta} + H \dot{\vartheta} &= J \frac{K \ell^2}{C_1} \ddot{\varphi} + J \ddot{\varphi} + K \ell^2 \dot{\varphi} + \\ &+ K \ell^2 \frac{C}{C_1} \dot{\varphi} + C \varphi. \\ \left(\frac{HK \ell^2}{C_1} s + H \right) \dot{\vartheta} &= \left[J \frac{K \ell^2}{C_1} s^3 + J s^2 + K \ell^2 + \left(1 + \frac{C}{C_1} \right) s + \right. \\ &\left. + C \right] \varphi. \\ \frac{\varphi}{\dot{\vartheta}} &= \frac{\frac{HK \ell^2}{C_1} s + 1}{J \frac{K \ell^2}{C_1} s^3 + J s^2 + K \ell^2 + \left(1 + \frac{C}{C_1} \right) s + 1}. \end{aligned}$$

Амплитудная частотная характеристика гироскопа имеет вид (рис. 18):

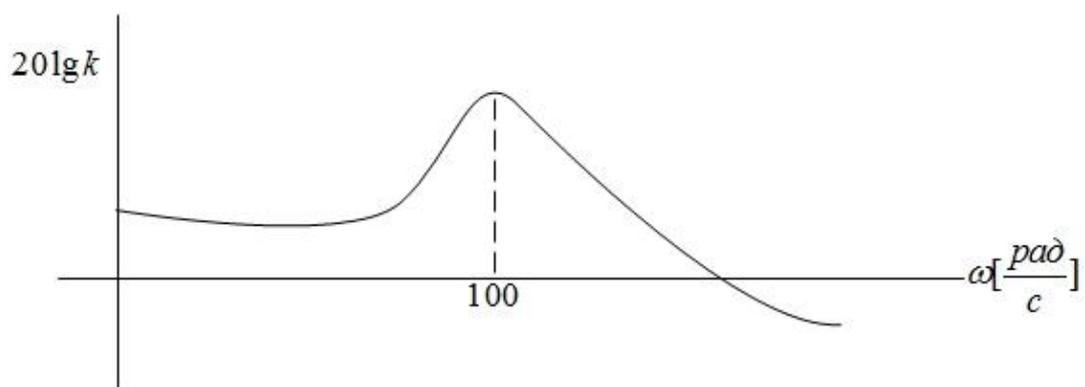


Рисунок 18 - Логарифмическая амплитудная характеристика гироскопа

§ 4. Датчик линейных ускорений

Служит для измерения ускорения объекта управления. Измерительным элементом является масса m , повешенная на пружине. Для демпфирования собственных колебаний используется воздушный демпфер.

Кинематическая схема имеет следующий вид:

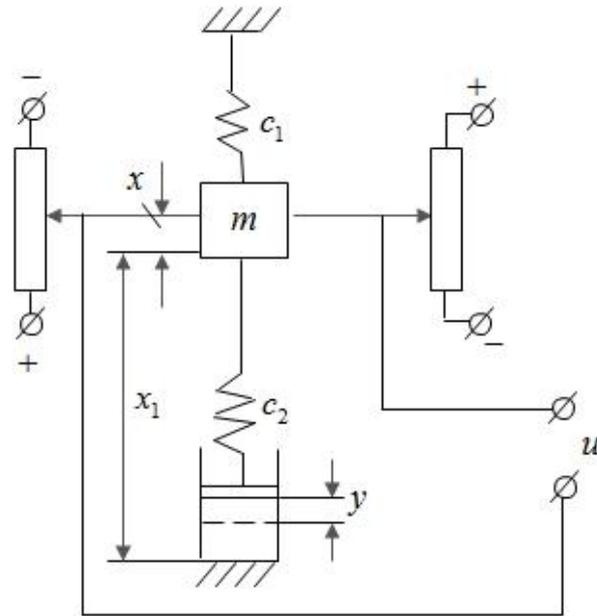


Рисунок 19 – Схема датчика линейных ускорений

C_1 - жесткость механической пружины, C_2 – жесткость воздушной пружины, x – перемещение чувствительной массы m под воздействием ускорения $W(t)$, y – перемещение поршня демпфера за счет истечения воздуха через капилляр.

Запишем следующее уравнение:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + C_1 x + C_2(x - y) = m_1 W(t) \quad (15)$$

$$C_2(x - y) = D \frac{dy}{dt},$$

D – коэффициент пропорциональности;

m_1 – полная чувствительная масса.

Для « y » запишем:

$$y = \left(x - \frac{C_2 x}{D \frac{d}{dt} + C_2} \right)$$

и подставив это выражение в (15), получим:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + C_1 x + C_2 \left(x - \frac{C_2 x}{D \frac{d}{dt} + C_2} \right) = m_1 W(t),$$

или в преобразованиях Лапласа получим:

$$\begin{aligned} X(S)(Dms^3 + C_2ms^2 + C_1DS + C_2C_1 + C_2Ds) = \\ = (Ds + C_2)m_1W(t), \quad \text{или} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{X(S)}{W(S)} &= \frac{\frac{m_1}{C_1} \left(\frac{D}{C_2} s + 1 \right)}{\frac{Dm}{C_1 C_2} s^3 + \frac{m}{C_1} s^2 + \left(\frac{D}{C_2} + \frac{D}{C_1} \right) s + 1} = \\ &= \frac{K_{\text{ду}} (\mu_2 S + 1)}{T^2 \mu_2 s^3 + T^2 s^2 + (\mu_1 + \mu_2) s + 1}, \end{aligned}$$

где

$$K_{\text{ду}} = \frac{m_1}{C_1}; \quad T = \sqrt{\frac{m}{C_1}}; \quad \mu_1 = \frac{D}{C_1}; \quad \mu_2 = \frac{D}{C_2}.$$

$$\mu_1 + \mu_2 = 2\xi T.$$

Приближенно п.ф. датчика ускорений представляют в виде колебательного звена

$$KW_{\text{ду}}(S) = \frac{K_{\text{ду}}}{T^2 s^2 + 2\xi Ts + 1},$$

где

$$T \cong \frac{1}{200} \text{ с.}$$

§ 5. Рулевой привод

Различают:

1. Гидравлический привод.
2. Электрический привод.
3. Пневматический привод.
4. Привод на горячих газах.

Рассмотрим пневматический рулевой привод:

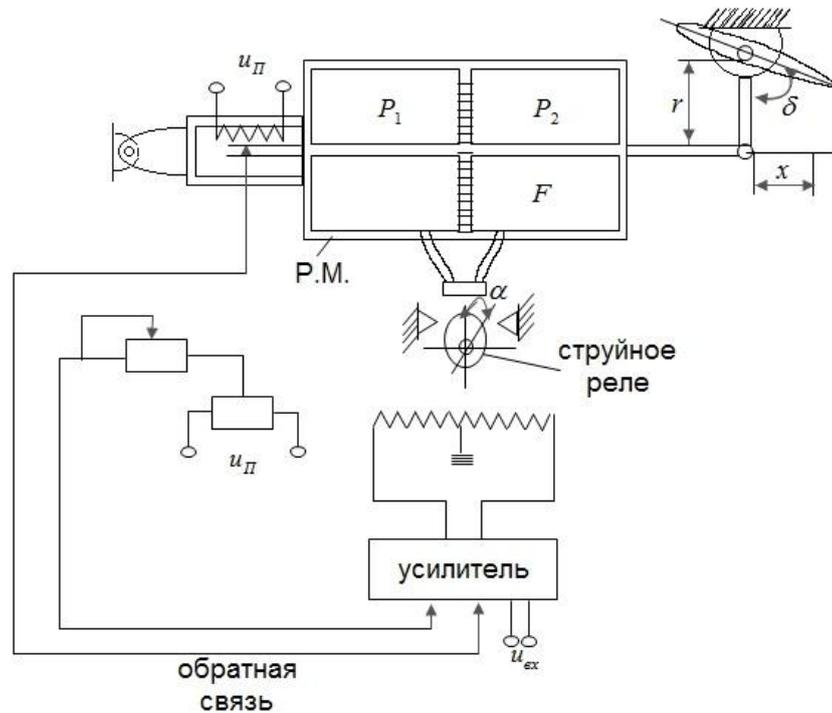


Рисунок 20 – Схема рулевого привода

На рис. 20:

Р.М. – рулевые машины;

P_1 и P_2 – давление в полостях цилиндра рулевой машины.

Рулевой привод представляет собой следующую систему, где входной сигнал $U_{вх}$, выход-угол поворота руля.

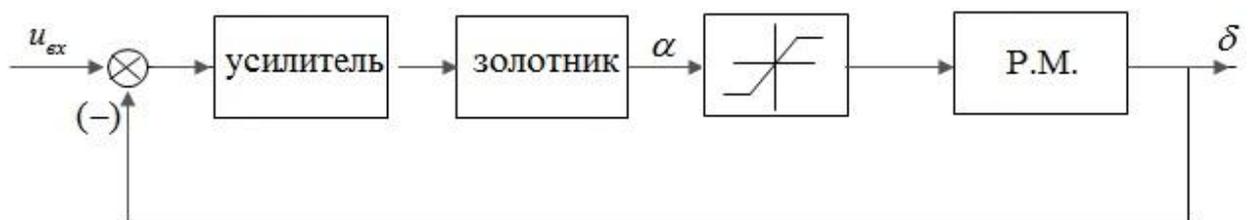


Рисунок 21 – Структурная схема рулевого привода

Передаточные функции п.ф. элементов привода имеют следующий вид:

1. П.ф. усилителя

$$W_{yc}(s) = \frac{K_{yc}}{T_{yc}s + 1} = \frac{i_{\text{ВЫХ}}}{i_{\text{ВХ}}}$$

2. П.ф. струнного реле

$$W_{c.p.}(s) = K_{c.p.} e^{-\tau s}; \tau = 0,04c; K_{c.p.} = \frac{\alpha}{i_{\text{ВХ}}}$$

3. Уравнение, описывающее диапазон рулевой машины

$$J \frac{d^2 \delta}{dt^2} + R \frac{d\delta}{dt} + C\delta + M_T \text{Sin} \gamma \delta = (P_1 - P_2) F \cdot r,$$

где:

J – момент инерции, приведенный к оси руля;

δ – угол поворота руля;

R – коэффициент скоростного трения;

C – коэффициент нагрузки;

M_T – момент сухого трения;

$P_1 - P_2$ – мгновенный перепад давления;

F – площадь поршня;

R – плечо.

Приближенно описывают Р.М. в форме

$$\frac{\delta}{\alpha} = \frac{K_{pm}}{s(T_{pm}s + 1)}$$

Тогда структурная схема рулевого привода будет иметь вид (рис. 22):

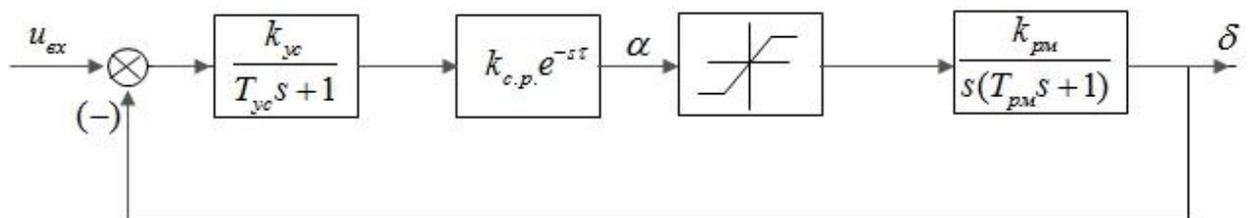


Рисунок 22 – Структурная схема рулевого привода

Желательно, чтобы при разработке рулевого привода частотные характеристики Р.П. имели вид, показанный на рис. 23:

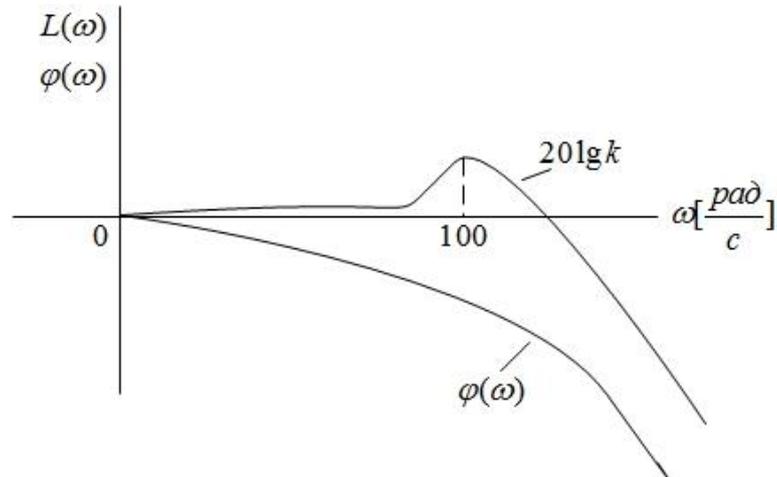


Рисунок 23 – Амплитудная и фазовая частотные характеристики замкнутого РП

Теперь можно перейти к модели контура стабилизации, поскольку определены модели его компонентов. Контур обеспечивает стабилизацию объекта при движении центра масс относительно траектории ЛА с одной стороны, с другой – должен обеспечить отработку управляющего сигнала для обеспечения маневра объекта.