航天器控制原理

第二十五讲 偏置动置轮与控制力矩陀螺姿态控制系统

主讲：刘莹莹

西北工业大学 精确制导与控制研究所

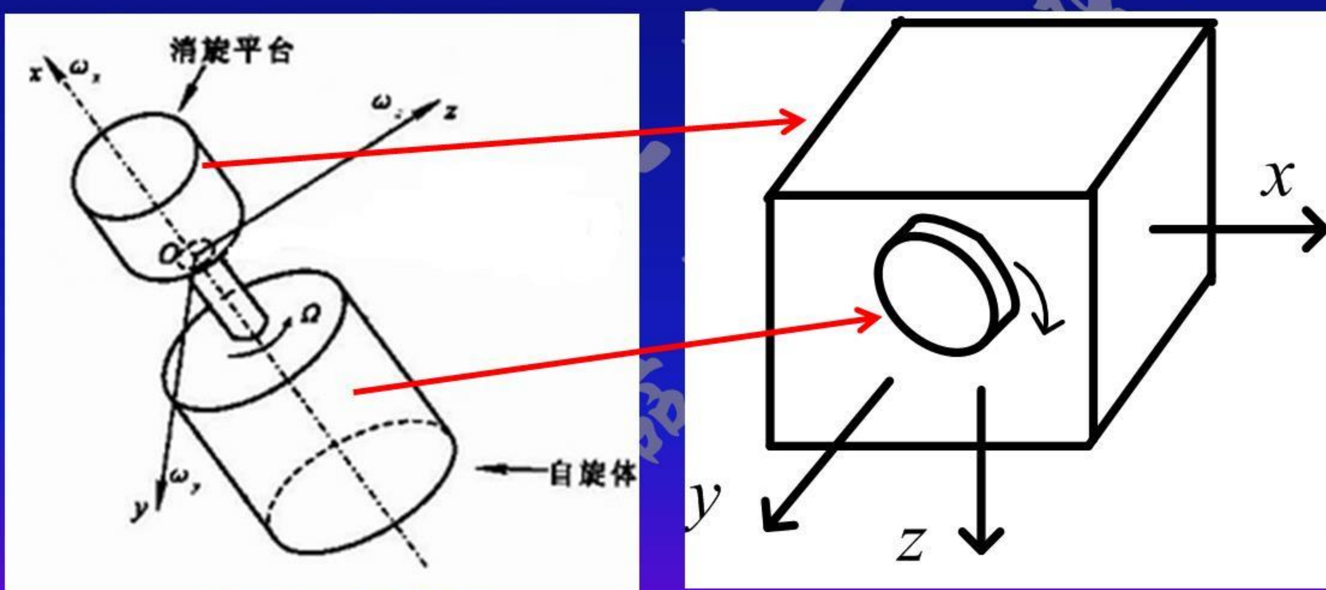
第二十五讲 偏置动量轮与控制力矩陀螺姿态控制系统

1、偏置动量轮姿态控制系统

2、控制力矩陀螺姿态控制系统

1、偏置动置轮姿态控制系统

偏置动量姿态控制方式是由双自旋卫星的稳定方式引伸而来的。



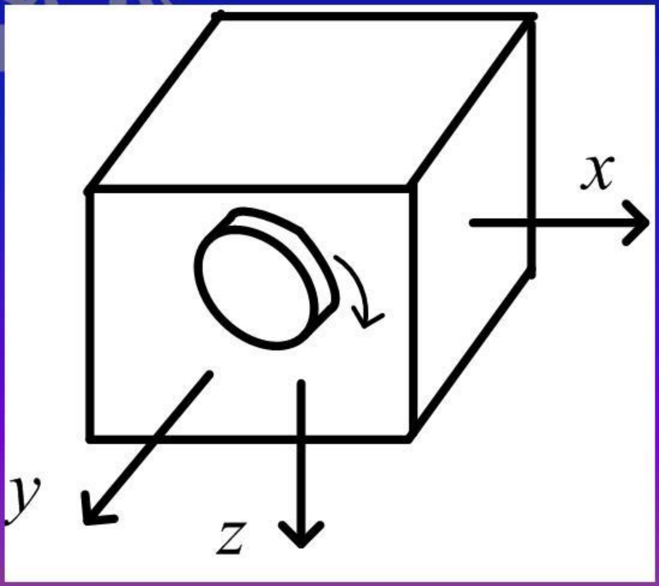
带有偏置动量轮的航天器姿态动力学方程

航天器的动量矩：

$$\vec{H}=\begin{bmatrix}0\\-H_0\\0\end{bmatrix}+H_t=\begin{bmatrix}0\\-H_0\\0\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}I_x\omega_x\\I_y\omega_y+h_y\\I_z\omega_z\end{bmatrix}$$

欧拉力矩方程

$$\dot{\vec{H}}+\vec{\omega}\times\vec{H}=\vec{M}_d$$



$$\begin{bmatrix} I_x\dot{\omega}_x \\ I_y\dot{\omega}_y + \dot{h}_y \\ I_z\dot{\omega}_z \end{bmatrix} + \vec{\omega} \times \begin{bmatrix} I_x\omega_x \\ -H_0 + I_y\omega_y + h_y \\ I_z\omega_z \end{bmatrix} = \vec{M}_d$$

$$\vec{\omega} = \vec{\omega}_r + \vec{\omega}_e \approx \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \omega_0\psi \\ \dot{\theta} - \omega_0 \\ \dot{\psi} + \omega_0\varphi \end{bmatrix}$$

$$H_0 >> I_x\omega_0, I_y\omega_0, I_z\omega_0$$

$$\begin{cases} I_x\ddot{\varphi} + H_0\omega_0\varphi + H_0\dot{\psi} = M_{dx} \\ I_y\ddot{\theta} + I\dot{\Omega}_y = M_{dy} \\ I_z\ddot{\psi} + H_0\omega_0\psi - H_0\dot{\varphi} = M_{dz} \end{cases}$$

$$\begin{cases} I_x\ddot{\varphi} + H_0\omega_0\varphi + H_0\dot{\psi} = M_{dx} \\ I_y\ddot{\theta} + I\dot{\Omega}_y = M_{dy} \\ I_z\ddot{\psi} + H_0\omega_0\psi - H_0\dot{\varphi} = M_{dz} \end{cases}$$

俯仰控制

$$M_{cy} = -I\dot{\Omega}_y$$

滚动和偏航姿态控制

$$\begin{cases} I_x\ddot{\varphi} + H_0\omega_0\varphi + H_0\dot{\psi} = M_{dx} + M_{cx} \\ I_z\ddot{\psi} + H_0\omega_0\psi - H_0\dot{\varphi} = M_{dz} + M_{cz} \end{cases}$$

$$\begin{cases} M_{cx} = -K_{px}\varphi - K_{dx}\dot{\varphi} \\ M_{cz} = -K_{pz}\varphi - K_{dz}\dot{\varphi} \end{cases}$$

$$\begin{cases} I_x\ddot{\varphi} + H_0\omega_0\varphi + H_0\dot{\psi} + K_{px}\varphi + K_{dx}\dot{\varphi} = M_{dx} \\ I_z\ddot{\psi} + H_0\omega_0\psi - H_0\dot{\varphi} + K_{pz}\varphi + K_{dz}\dot{\varphi} = M_{dz} \end{cases}$$

长周期运动

$$\begin{cases} H_0\dot{\psi} + \omega_0 H_0\varphi + K_{px}\varphi = M_{dz} \\ -H_0\dot{\varphi} + \omega_0 H_0\psi + K_{pz}\varphi = M_{dz} \end{cases}$$

$$D(s) = s^2 + \frac{-K_{pz}}{H_0}s + \frac{H_0\omega_0^2 + \omega_0 K_{px}}{H_0}$$

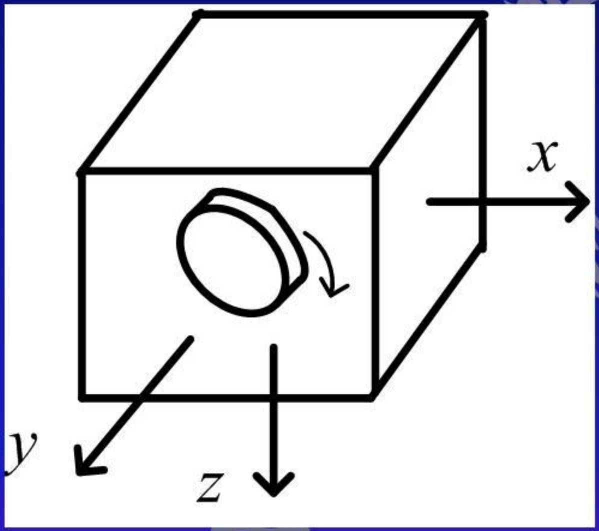
$$\begin{cases} I_x\ddot{\varphi}+H_0\omega_0\varphi+H_0\dot{\psi}+K_{px}\varphi+K_{dx}\dot{\varphi}=M_{dx} \\ I_z\ddot{\psi}+H_0\omega_0\psi-H_0\dot{\varphi}+K_{pz}\varphi+K_{dz}\dot{\varphi}=M_{dz} \end{cases}$$

短周期运动

$$\begin{cases} I_x\ddot{\varphi}+H_0\dot{\psi}+K_{dx}\dot{\varphi}=M_{dx} \\ I_z\ddot{\psi}-H_0\dot{\varphi}+K_{dz}\dot{\varphi}=M_{dz} \end{cases}$$

$$D(s)=s^2[s^2+\frac{K_{dx}}{I_x}s+\frac{H_0(H_0-K_{dz})}{I_xI_z}]$$

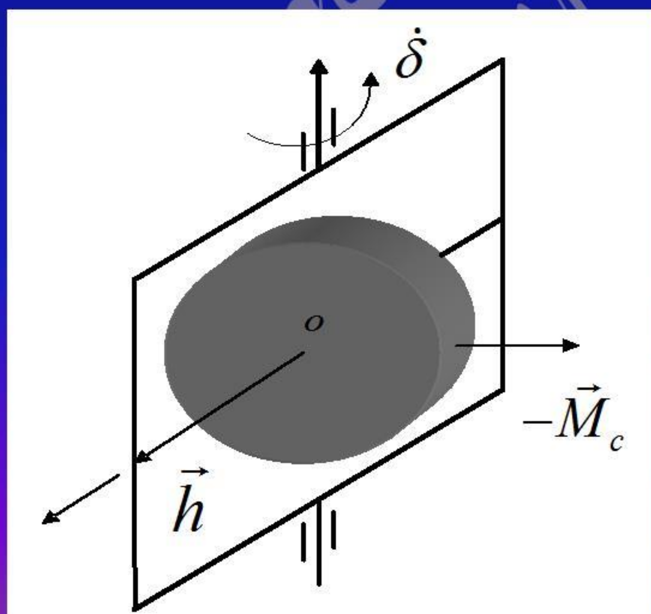
偏置动量轮三轴姿态稳定系统中，航天器的总动量矩不再为零，而具有一个偏置量；只需要滚动和俯仰姿态信息。



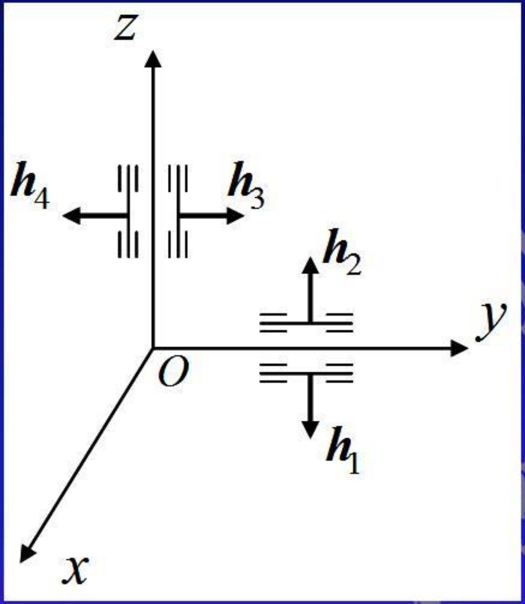
$$\begin{cases} M_{cx} = -K_{px}\varphi - K_{dx}\dot{\varphi} \\ M_{cz} = -K_{pz}\varphi - K_{dz}\dot{\varphi} \end{cases}$$

2、控制力矩陀螺姿态控制系统

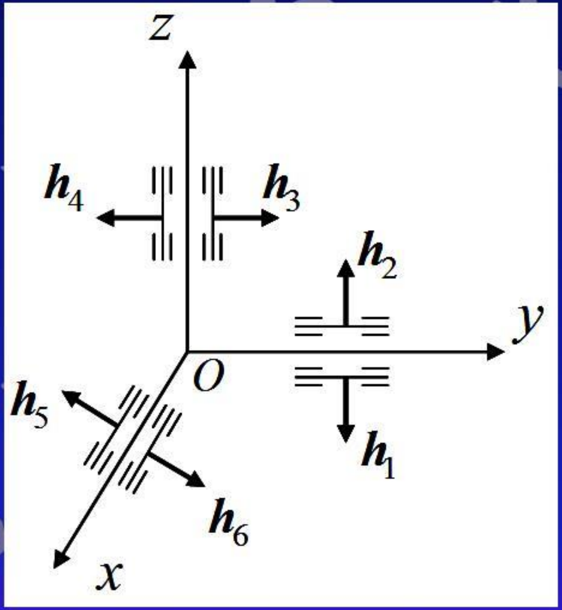
控制力矩陀螺以固定的转速旋转，由一个框架或两个框架来改变其动量矩矢量的方向，实现对航天器的姿态控制。



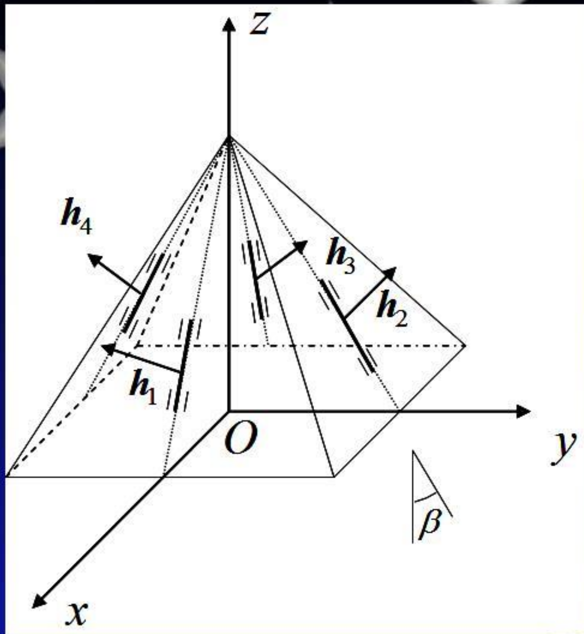
常用单框架控制力矩陀螺构型



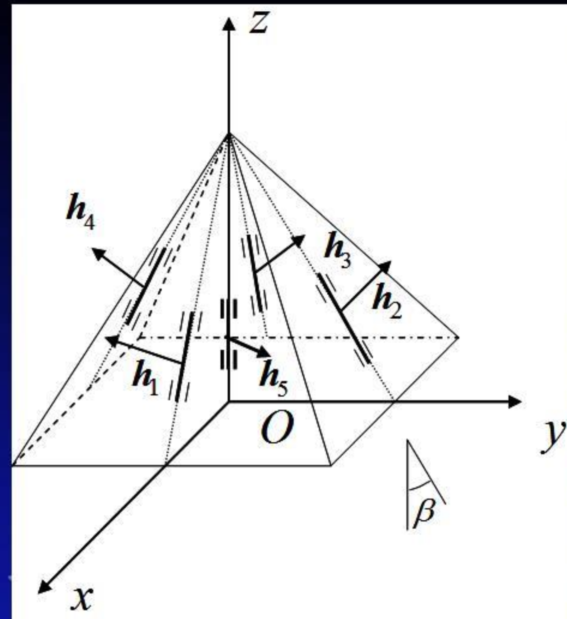
双平行构型



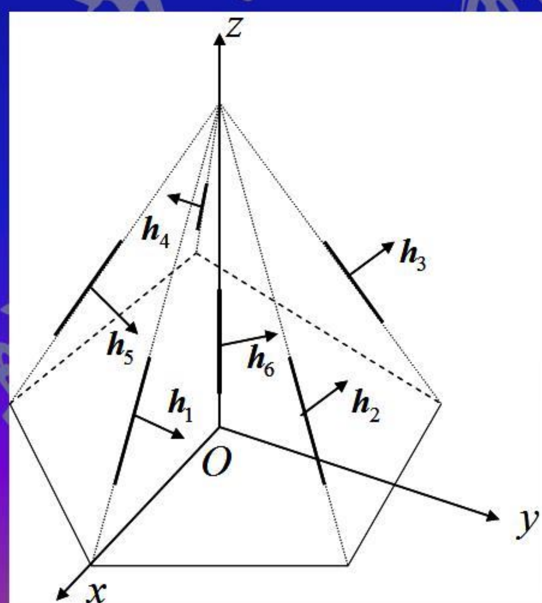
三平行构型



金字塔构型



四棱锥构型



五棱锥构型

控制力矩陀螺群的动量矩（金字塔构型）

$$\vec{h}=h\begin{bmatrix}\cos\beta\sin\delta_1-\cos\delta_2-\cos\beta\sin\delta_3+\cos\delta_4\\ \cos\delta_1+\cos\beta\sin\delta_2-\cos\delta_3-\cos\beta\sin\delta_4\\ \sin\beta\sin\delta_1+\sin\beta\sin\delta_2+\sin\beta\sin\delta_3+\sin\beta\sin\delta_4\end{bmatrix}$$

动量矩导数

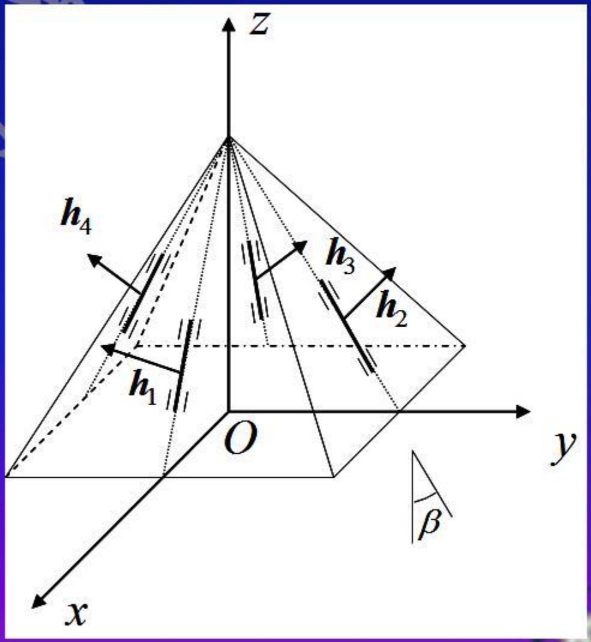
$$\dot{\vec{h}}=h\begin{bmatrix}\cos\beta\cos\delta_1 & \sin\delta_2 & -\cos\beta\cos\delta_3 & -\sin\delta_4\\ -\sin\delta_1 & \cos\beta\cos\delta_2 & \sin\delta_3 & -\cos\beta\cos\delta_4\\ \sin\beta\cos\delta_1 & \sin\beta\cos\delta_2 & \sin\beta\cos\delta_3 & \sin\beta\cos\delta_4\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\delta}_1\\ \dot{\delta}_2\\ \dot{\delta}_3\\ \dot{\delta}_4\end{bmatrix}$$

$$=h\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\delta}}$$

动量矩导数

$$\dot{\vec{h}} = h\begin{bmatrix} \cos\beta\cos\delta_1 & \sin\delta_2 & -\cos\beta\cos\delta_3 & -\sin\delta_4 \\ -\sin\delta_1 & \cos\beta\cos\delta_2 & \sin\delta_3 & -\cos\beta\cos\delta_4 \\ \sin\beta\cos\delta_1 & \sin\beta\cos\delta_2 & \sin\beta\cos\delta_3 & \sin\beta\cos\delta_4 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{\delta}_1 \\ \dot{\delta}_2 \\ \dot{\delta}_3 \\ \dot{\delta}_4 \end{bmatrix}$$

$$= hC\dot{\boldsymbol{\delta}}$$



航天器的动量矩：

$$\vec{H} = \vec{h} + \boldsymbol{I}\vec{\omega}$$

欧拉力矩方程

$$\dot{\vec{H}} + \vec{\omega} \times \vec{H} = \vec{M}_d$$

带有控制力矩陀螺的航天器姿态动力学方程

$$\boldsymbol{I}\dot{\vec{\omega}} + \underline{\dot{\vec{h}}} + \vec{\omega} \times (\boldsymbol{I}\vec{\omega} + \vec{h}) = \vec{M}_d$$

$$\vec{M}_c = -\dot{\vec{h}} = -h\mathbf{C}\dot{\boldsymbol{\delta}}$$

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = -\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}})^{-1}\vec{M}_c / h$$

反作用轮适合于要求力矩和动量矩储存能力比较小，而且不要进行复杂机动的应用场合，而控制力矩陀螺输出力矩大得多，目前主要用在空间站等大型航天器的控制中。

$$\vec{M}_c = -\dot{\vec{h}} = -h\mathbf{C}\dot{\boldsymbol{\delta}}$$