西安电子科技大学
XIDIAN UNIVERSITY

航天器控制原理

冯冬竹
电话：13389281325
邮箱：dzhfeng@xidian.edu.cn
空间科学与技术学院 导航控制系

西安电子科技大学
XIDIAN UNIVERSITY

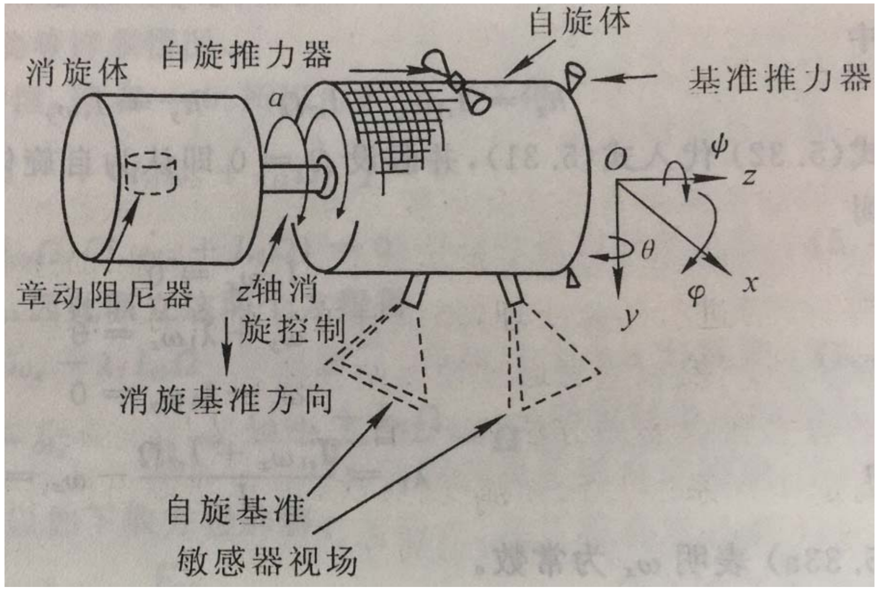
目录

CONTENTS

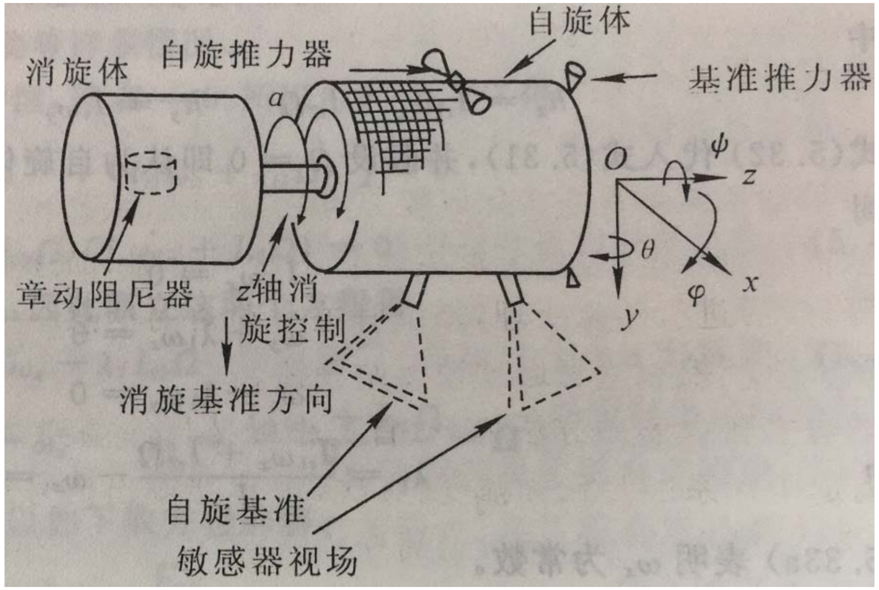
航天器的被动姿态控制系统

第三讲·双自旋卫星稳定系统

- 虽然卫星采用阻尼器进行自旋稳定的方案简单可行，但是一个显著的缺点是要求卫星的自旋轴必须是最大惯量轴，这就必须把卫星设计成短粗状。但是鉴于诸多因素的考虑，实际上很难都把卫星设计成这样的形状。另外卫星本体的自旋，会使安装在卫星上的一切设备都随本体转动，无法保证仪器的测量精度。
- 为此发展了双自旋卫星。



- 双自旋卫星具有自旋和消旋两部分。
- 这两部分总动量矩不为零(若为零则称为零动量双自旋卫星)，在消旋部分带有指向地球的稳定平台(例如天线装置)。双自旋卫星既能保持自旋稳定的优点，又能容许用一个定向的平台来设置科学仪器和天线等。



双自旋卫星的动力学与章动运动

- 定义卫星本体坐标系**Oxyz**，假设：

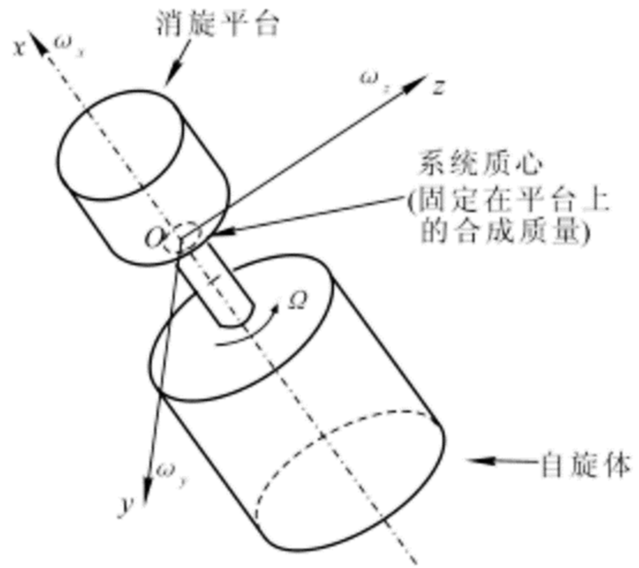
- 自旋轴为**Ox**，平台和自旋体相对于**Ox**的惯量分别为 I_{r1}, I_{r2}：

$$I_{r1} + I_{r2} = I_r = I_x$$

- 卫星相对于自旋轴**Ox**对称，即 $I_y = I_z = I_t$。

- 自旋体的自旋角速率远大于平台的三轴角速度分量。

$$\Omega \gg \omega_x, \omega_y, \omega_z$$



- 无外力矩作用下，双自旋卫星的自由运动欧拉动力学方程：

$$\begin{cases} M_x = \dot{h}_x + \omega_y h_z - \omega_z h_y \\ M_y = \dot{h}_y + \omega_z h_x - \omega_x h_z \\ M_z = \dot{h}_z + \omega_x h_y - \omega_y h_x \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \dot{h}_x + \omega_y h_z - \omega_z h_y = 0 \\ \dot{h}_y + \omega_z h_x - \omega_x h_z = 0 \\ \dot{h}_z + \omega_x h_y - \omega_y h_x = 0 \end{cases}$$

$$h_x = I_{r1}\omega_x + I_{r2}\Omega$$

$$h_y = I_t\omega_y$$

$$h_z = I_t\omega_z$$

- 假设 $\dot{\Omega}=0$ 即认为自旋体恒速自旋，方程线性化：

$$\begin{cases} \dot{h}_x+\omega_y h_z-\omega_z h_y=0 \\ \dot{h}_y+\omega_z h_x-\omega_x h_z=0 \\ \dot{h}_z+\omega_x h_y-\omega_y h_x=0 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} I_{r1}\dot{\omega}_x=0 \\ \dot{\omega}_y+\lambda_1\omega_z=0 \\ \dot{\omega}_z-\lambda_1\omega_y=0 \end{cases}$$

$$\lambda_1=\frac{I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega}{I_t}-\omega_x=\frac{h_x}{I_t}-\omega_x$$

$$\begin{cases} I_{r1}\dot{\omega}_x = 0 \\ \dot{\omega}_y + \lambda_1\omega_z = 0 \\ \dot{\omega}_z - \lambda_1\omega_y = 0 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \omega_x = \text{常数} \\ \omega_y = \omega_y(0)\cos\lambda_1 t + \dfrac{\dot{\omega}_y(0)}{\lambda_1}\sin\lambda_1 t \\ \omega_z = \omega_z(0)\sin\lambda_1 t - \dfrac{\dot{\omega}_z(0)}{\lambda_1}\cos\lambda_1 t \end{cases}$$

- λ_1 代表平台横向速率 $\bar{\omega}_t$ 的角频率，即平台章动频率。

- $\vec{\omega}_t$ 的幅值为：

$$\omega_t = \left(\omega_y^2 + \omega_z^2\right)^{\frac{1}{2}}$$

- 且：

$$\frac{d\omega_t}{dt} = \frac{d}{dt}\left(\omega_y^2 + \omega_z^2\right)^{\frac{1}{2}} = 0$$

✓ 即双自旋卫星的横向速率也为恒值。

□ 双自旋卫星在无外力矩作用时，其动量矩 $\vec{H}$ 在空间恒定不变，其幅值是：

$$H=\left(\vec{H}\cdot\vec{H}\right)^{\frac{1}{2}}=\left(h_x^2+h_y^2+h_z^2\right)^{\frac{1}{2}}=\left[\left(I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega\right)^2+\left(I_t\omega_t\right)^2\right]^{\frac{1}{2}}$$

□ 双自旋卫星的章动角为：

$$\tan\theta=\frac{I_t\omega_t}{I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega}$$

□ 若平台为消旋平台，则：

$$\omega_x\equiv 0$$

双自旋卫星的稳定性

- 对于单自旋卫星而言，当存在能量耗散时，绕最大惯量轴自旋是稳定的，而绕最小惯量轴自旋不稳定。

- 对于双自旋理想刚体系统，其动能：

$$E_k = \frac{1}{2}\left(I_{r1}\omega_x^2 + I_{r2}\Omega^2 + I_t\omega_t^2\right)$$

- 在无能量耗散时，$\omega_x, \Omega, \omega_t$ 均为常值, 也就是 E_k 为常值。

- 当系统存在能量耗散时，动能不再是常数，而是时间的减函数。

$$\frac{dE_k}{dt}=\left(I_t\omega_t\dot{\omega}_t+I_{r1}\omega_x\dot{\omega}_x\right)+I_{r2}\Omega\dot{\Omega}\xleftrightarrow{def}\dot{E}_{k1}+\dot{E}_{k2}<0$$

- $\dot{E}_{k1},\dot{E}_{k2}$ 分别是平台和自旋体的能量耗散率。这些能量耗散可能来自于平台和自旋体的结构阻尼、挠性振动、液体阻尼或晃动等许多情况。

□ 当外力矩为零时，系统的动量矩守恒，即 $\dot{\vec{H}}=0$：

$$\vec{H}=\left[\left(I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega\right)^2+\left(I_t\omega_t\right)^2\right]^{\frac{1}{2}}$$

$$\frac{d}{dt}\left(H^2\right)=\frac{d}{dt}\left[\left(I_t\omega_t\right)^2+\left(I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega\right)^2\right]=0$$

$$I_t^2\omega_t\dot{\omega}_t+\left(I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega\right)\left(I_{r1}\dot{\omega}_x+I_{r2}\dot{\Omega}\right)=0$$

双自旋卫星的稳定性

$$\dot{E}_{k1}+\dot{E}_{k2}=\left(I_t\omega_t\dot{\omega}_t+I_{r1}\omega_x\dot{\omega}_x\right)+I_{r2}\Omega\dot{\Omega}$$

$$I_t^2\omega_t\dot{\omega}_t+\left(I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega\right)\left(I_{r1}\dot{\omega}_x+I_{r2}\dot{\Omega}\right)=0$$

$$\Downarrow$$

$$\dot{E}_{k1}+\dot{E}_{k2}=-\lambda_1 I_{r1}\dot{\omega}_x-\lambda_2 I_{r2}\dot{\Omega}$$

$$\lambda_1=\frac{I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega}{I_t}-\omega_x$$

$$\lambda_2=\frac{I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega}{I_t}-\Omega$$

双自旋卫星的稳定性

$$\dot{E}_{k1}+\dot{E}_{k2}=-\lambda_1 I_{r1}\dot{\omega}_x-\lambda_2 I_{r2}\dot{\Omega}$$

$$I_{r1}\dot{\omega}_x=-\frac{\dot{E}_{k1}}{\lambda_1}$$

$$I_{r2}\dot{\Omega}=-\frac{\dot{E}_{k2}}{\lambda_2}$$

- 双自旋卫星的章动动能的变化率为：

$$I_t\omega_t\dot{\omega}_t=\lambda_0\left(\frac{\dot{E}_{k1}}{\lambda_1}+\frac{\dot{E}_{k2}}{\lambda_2}\right)=\frac{d}{dt}\left(\frac{1}{2}I_t\omega_t^2\right)$$

- 双自旋结构整体章动频率：

$$\lambda_0=\frac{I_{r1}\omega_x+I_{r2}\Omega}{I_t}=\frac{h_x}{I_t}>0$$

双自旋卫星的稳定性

$$I_t\omega_t\dot{\omega}_t=\lambda_0\left(\frac{\dot{E}_{k1}}{\lambda_1}+\frac{\dot{E}_{k2}}{\lambda_2}\right)=\frac{d}{dt}\left(\frac{1}{2}I_t\omega_t^2\right)$$

- 当 $\frac{\dot{E}_{k1}}{\lambda_1}+\frac{\dot{E}_{k2}}{\lambda_2}<0$ 时，$\dot{\omega}_t<0$，章动角θ减小。

稳定性判据

- 当卫星带有一个基本上消旋的平台时，ω_x 等于轨道角速度 ω_0，或者 ω_x 很小可以忽略。
- 平台的章动频率近似为：

$$\lambda_1 \approx \frac{I_{r2}\Omega}{I_t} \approx \lambda_0$$

- 自旋体的章动频率近似为：

$$\lambda_2 \approx \frac{I_{r2}\Omega}{I_t} - \Omega = \left(\frac{I_{r2}}{I_t} - 1\right)\Omega$$

双自旋卫星的稳定性

$$\frac{\dot{E}_{k1}}{\lambda_1}+\frac{\dot{E}_{k2}}{\lambda_2}<0 \Rightarrow \frac{\dot{E}_{k1}}{\frac{I_{r2}}{I_t}}+\frac{\dot{E}_{k2}}{\left(\frac{I_{r2}}{I_t}-1\right)}<0$$

- 对于自旋惯量矩 $I_{r2}>I_t$ 的双自旋卫星，稳定性判据总能被满足(因为按定义，$\dot{E}_{k1}$和$\dot{E}_{k2}$总为负)，意味着系统自旋是稳定的，要阻尼章动，阻尼器可以配置在平台和自旋体任一方。
- 因此说，$I_{r2}>I_t$代表着双自旋卫星有利的惯量配置。

双自旋卫星的稳定性

$$\frac{\dot{E}_{k1}}{\lambda_1}+\frac{\dot{E}_{k2}}{\lambda_2}<0 \quad \Rightarrow \quad \frac{\dot{E}_{k1}}{\frac{I_{r2}}{I_t}}+\frac{\dot{E}_{k2}}{\left(\frac{I_{r2}}{I_t}-1\right)}<0$$

- 惯量配置不利的双自旋卫星，$I_{r2}<I_t$，由于 $\dot{E}_{k2}/(I_{r2}/I_t-1)$ 为正。此时要使卫星自旋稳定，$\dot{E}_{k1}/(I_{r2}/I_t)$ 必须具有更大的负量，这可以在消旋部分配置一个大型能量耗散器(阻尼器)去克服在自旋体部分的不稳定因素。
- 在这种情况下，阻尼器必须配置在消旋部分。

双自旋卫星的稳定性

- 对于双自旋卫星而言，若惯量比定义为：

$$\mu = \frac{I_{r2}}{I_t}$$

- 假设自旋部分和消旋部分都近似于刚体，均相对于自旋轴对称，消旋体绕自旋轴角速度为零，则：

• 由于星体内可动部件的影响，惯量比大于1(短粗)的双自旋卫星的自旋运动是稳定的。

• 惯量比小于1(细长)的双自旋卫星，只要消旋部分的可动部件引起的能量耗散足够快，其运动也是稳定的。

双自旋卫星的稳定性

- 对于双自旋卫星而言，若惯量比定义为：

$$\mu = \frac{I_{r2}}{I_t}$$

- 假设自旋部分和消旋部分都近似于刚体，均相对于自旋轴对称，消旋体绕自旋轴角速度为零，则：

• 短粗双自旋卫星的惯量比设计准则与自旋卫星相同。

• 细长双自旋卫星，为保证稳定，须在消旋部分安装被动章动阻尼器，或者在星上设置主动章动控制系统。

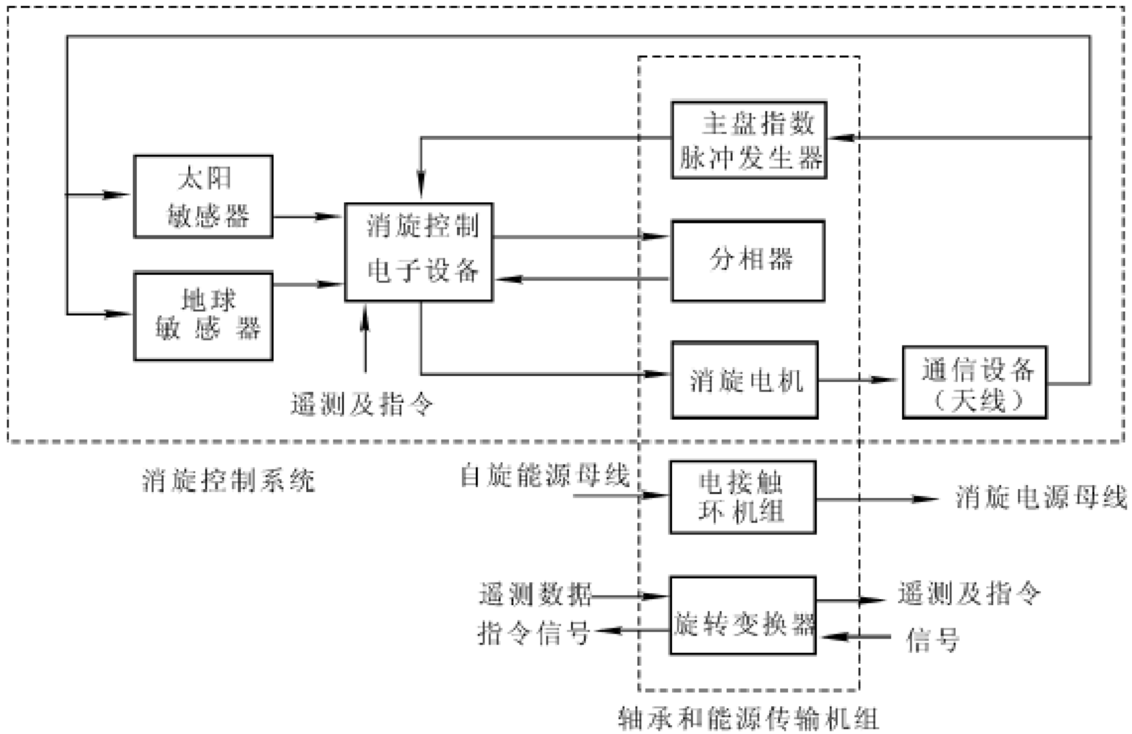
双自旋卫星的消旋控制系统

- 消旋控制系统是双自旋卫星的关键部分，连接消旋平台和自旋体两部分。

- 消旋控制系统的主要任务：
  - 保证星上通信天线始终精确指向地心而不随星体转动，以实现通信；
  - 为射频信号提供一个机械转动环节，使射频信号能通过它而进入天线。

双自旋卫星的消旋控制系统

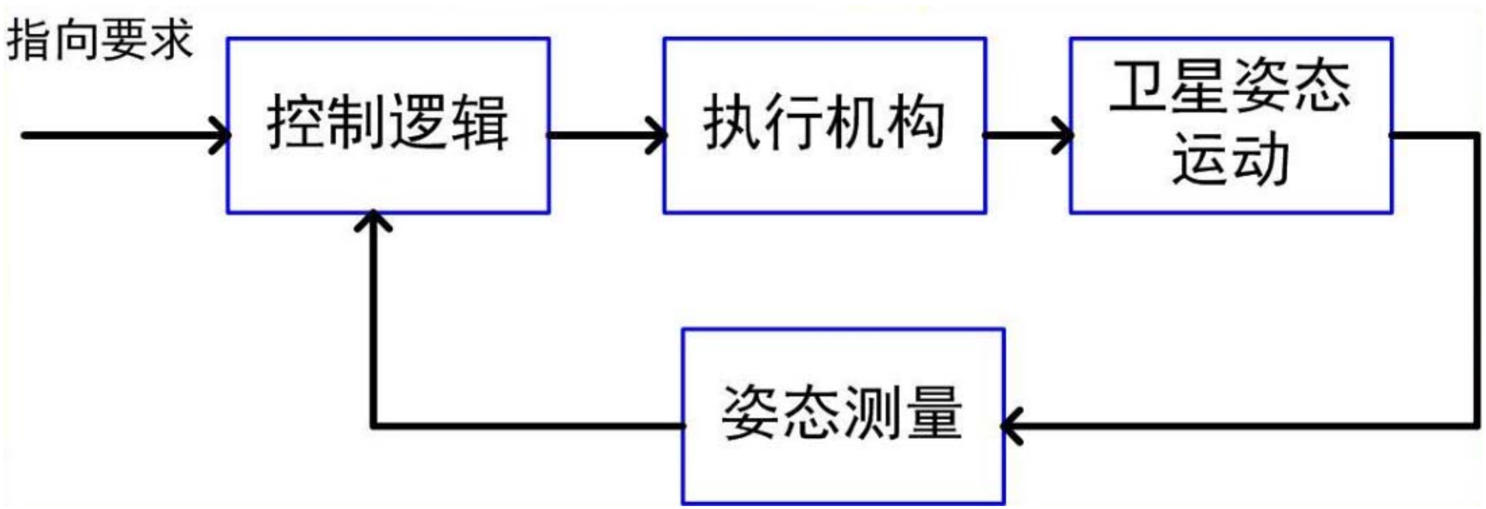
- 消旋控制系统主要由三大部分组成：消旋组合件或称为轴承和能源传输机构，消旋控制电子设备和姿态敏感器。



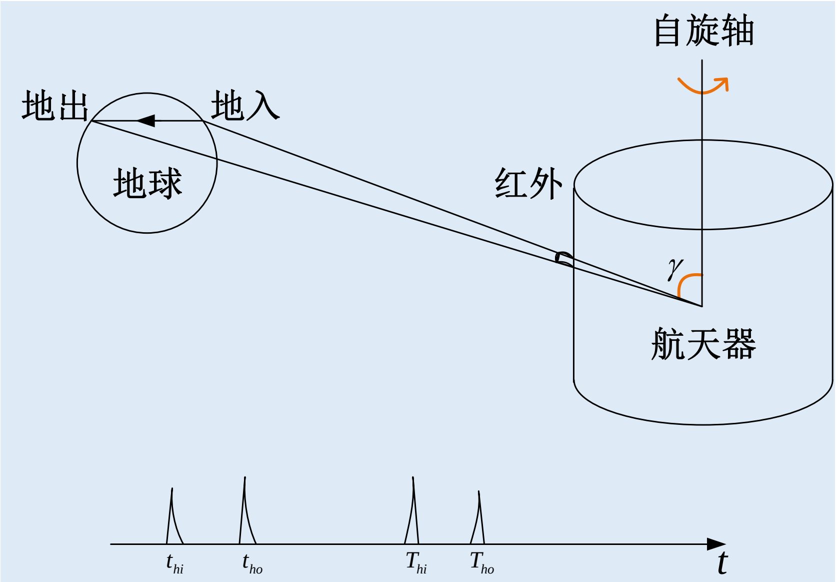
双自旋卫星消旋控制系统

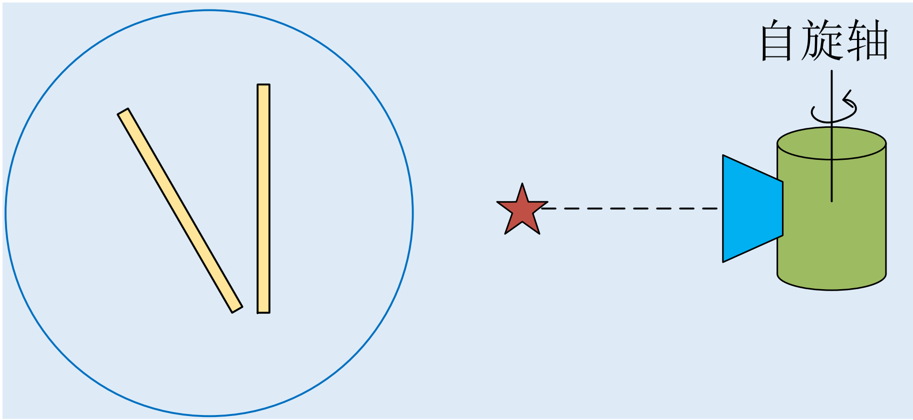
自旋卫星的喷气姿态机动

- 利用装在卫星上的喷气推力器产生控制力矩，使卫星的动量矩矢量进动，调整卫星自旋轴在空间中的方向。



自旋卫星的喷气姿态机动





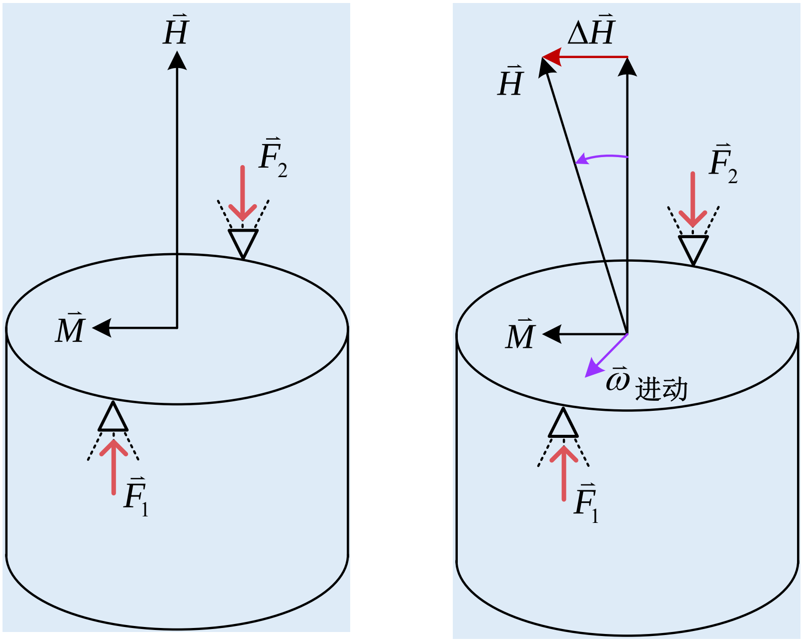
- 地球角、太阳角……

自旋轴指向

自旋卫星的喷气姿态机动

- 陀螺的进动运动：自旋矢量在垂直力矩的作用下会沿着最短的路径向力矩方向发生进动。

$$\vec{\omega}_{进动} \times \vec{H} = \vec{M}$$



自旋卫星的喷气姿态机动

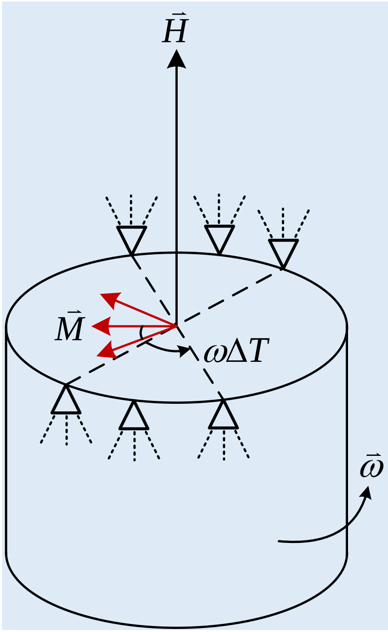
- 喷气时卫星在自旋，带动控制力矩在空间中旋转。

$$\Delta H = \int_{-\Delta T/2}^{\Delta T/2} M_c \cos \omega t dt = \frac{2M_c}{\omega} \sin\left(\frac{\omega \Delta T}{2}\right)$$

- 若喷气推力器随着卫星自旋一周：

$$\Delta T = 2\pi / \omega$$

$$\Delta H = 0$$

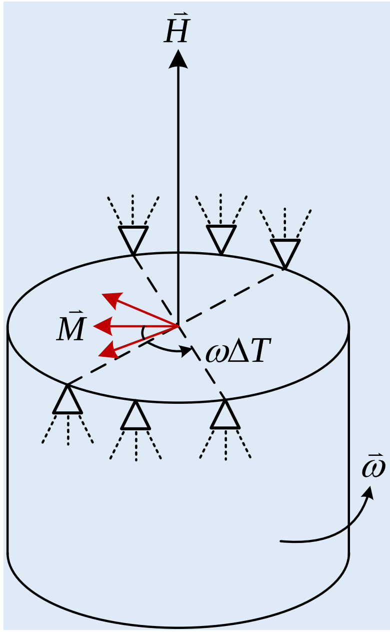


自旋卫星的喷气姿态机动

- 要想将自旋卫星自旋轴机动到所要求的方向，星上推力器工作方式只能是脉冲式的

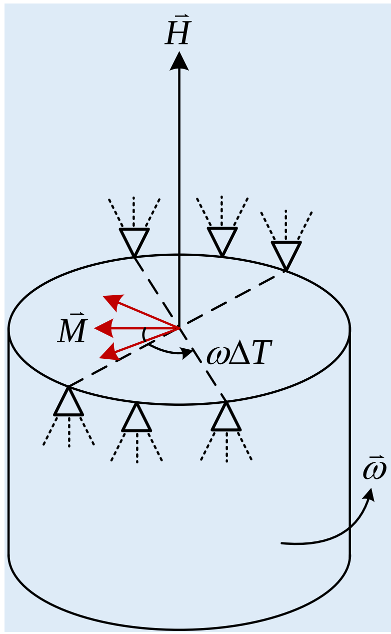
$$\Delta H = \frac{2M_c}{\omega}\sin\left(\frac{\omega\Delta T}{2}\right) \approx M_c\Delta T$$

- 推力器工作相位角，决定控制力矩的方向；
- 喷气持续时间和次数，决定控制冲量的大小。



自旋卫星的喷气姿态机动

- 推力器工作的时间越短效率越高，但是工作时间过短，会带来以下困难：
- 喷气时间越短，脉冲越窄，推力器在技术上越难实现；
- 喷气脉冲越窄，重复性越差；
- 喷气脉冲越窄，每次喷气产生的冲量越小，机动时间就越长。



自旋卫星的喷气姿态机动

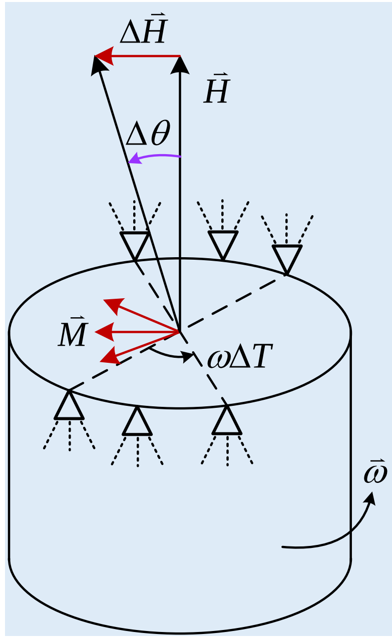
- 喷气角：

$$\gamma = \omega \cdot \Delta T$$

✓ 一般取为： $40^\circ \sim 50^\circ$

- 自旋卫星机动所需要的喷气次数和机动时间：

$$\Delta H \approx M_c \Delta T \approx H \Delta \theta$$



自旋卫星的喷气姿态机动

- 每次喷气产生的自旋轴进动角度：

$$\Delta\theta = \frac{M_c}{H}\Delta T = \frac{M_c\gamma}{H\omega}$$

- 若要求自旋卫星机动 θ_c 角度，需要推力器喷气的次数为：

$$n = \frac{\theta_c}{\Delta\theta}$$

- 卫星每自旋一周只能喷气一次，完成姿态机动需要时间：

$$t = nT = n\frac{2\pi}{\omega}$$

自旋卫星的喷气姿态机动

- 一个实例：

✓ 自旋卫星动量矩：$H = 2000\, kg \cdot m^2 / s$

✓ 自旋速度：$\omega = 75\, r/\min$

✓ 喷气力矩：$M_c = 10\, Nm$

✓ 喷气角：$\gamma = 45^{\circ}$

✓ 要求自旋轴进动：$\theta_c = 60^{\circ}$

$$\Delta\theta = \frac{M_c \gamma}{H\omega} = \frac{10 \times 45 \times \pi / 180}{2000 \times 75 \times 2\pi / 60} = 0.0005 rad$$

自旋卫星的喷气姿态机动

- 一个实例：

✓ 自旋卫星动量矩：$H = 2000\,kg \cdot m^2 / s$

✓ 自旋速度：$\omega = 75\,r/\mathrm{min}$

✓ 喷气力矩：$M_c = 10\,Nm$

✓ 喷气角：$\gamma = 45^{\circ}$

✓ 要求自旋轴进动：$\theta_c = 60^{\circ}$

$$n = \frac{\theta_c}{\Delta\theta} = \frac{60 \times \pi / 180}{0.0005} = 2094$$

自旋卫星的喷气姿态机动

- 一个实例：

✓ 自旋卫星动量矩：$H = 2000\, kg \cdot m^2 / s$

✓ 自旋速度：$\omega = 75\, r/\min$

✓ 喷气力矩：$M_c = 10\, Nm$

✓ 喷气角：$\gamma = 45^{\circ}$

✓ 要求自旋轴进动：$\theta_c = 60^{\circ}$

$$t = nT = 2094 \times \frac{2\pi}{75 \times 2\pi / 60} = 1675.2s$$

➢ 这样的分析计算结果与实验值相比，误差在3%左右。表明喷气角在确定为40—50度的合理性和近似的可行性。

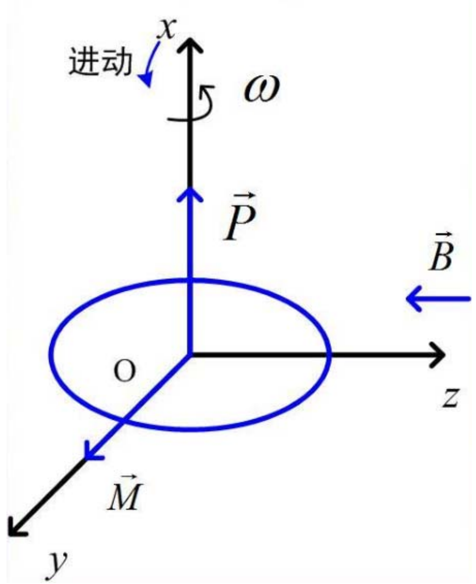
自旋稳定卫星的磁力矩姿态机动

- 利用地磁场与星体的磁矩产生磁力矩，使自旋轴进动。

- 线圈平面垂直于自旋轴，实现进动。

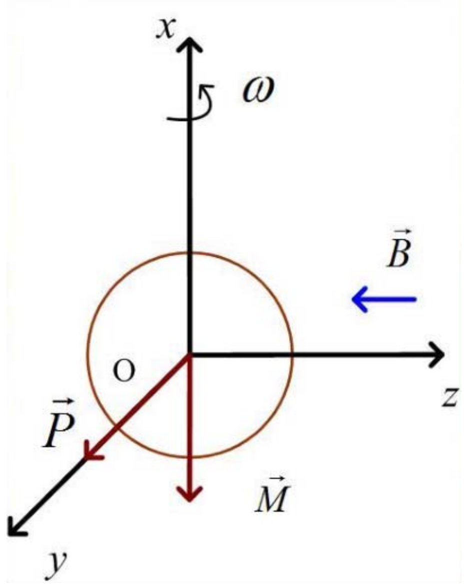
$$\vec{M} = \vec{P} \times \vec{B}$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{M}{H}$$



自旋稳定卫星的磁力矩姿态机动

- 线圈安装在自旋轴平面内，产生的磁矩垂直于自旋轴，实现自旋速度控制。
- 磁力矩较小并且与轨道位置有关，只能产生与当地磁场垂直的力矩。



自旋卫星小结

- 利用航天器绕自旋轴旋转所获得的陀螺定轴性；
- 起旋后就不需要另加控制，不消耗星上能源；
- 自旋轴的章动与进动漂移，如果不加以矫正，则会造成定向精度下降；
- 不具有控制自旋速度及再定向或姿态机动的能力；
- 要实现姿态机动，必须引入主动控制。

西安电子科技大学
XIDIAN UNIVERSITY

THANKS

13389281325

dzhfeng@xidian.edu.cn