航天器控制原理

第二十二讲 喷气姿态控制系统

主讲：刘莹莹

西北工业大学 精确制导与控制研究所

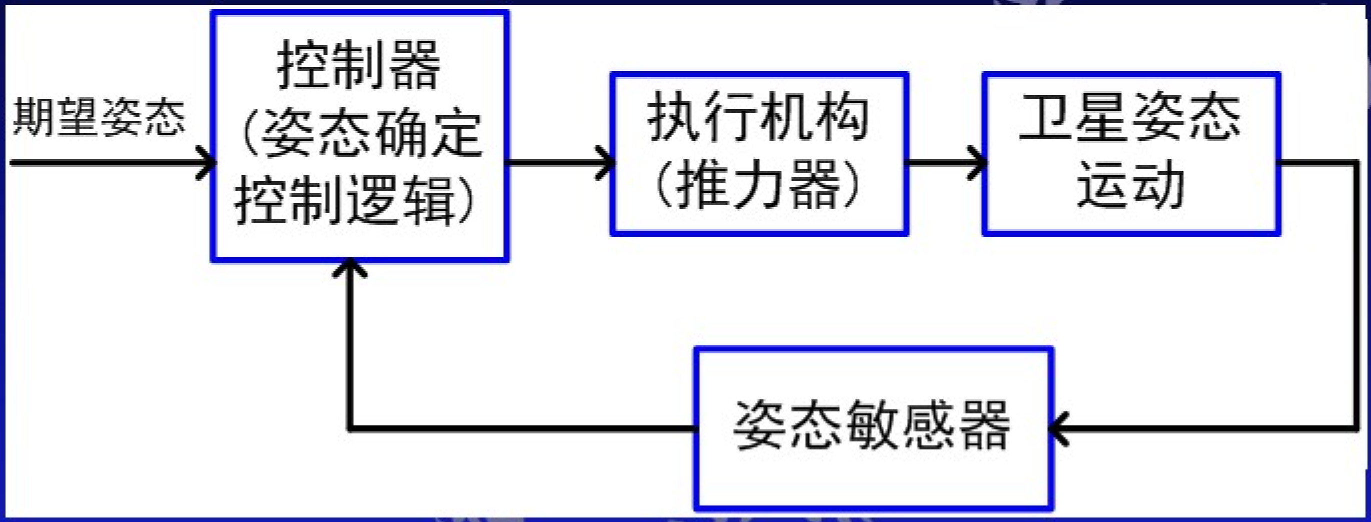
第二十二讲　喷气姿态控制系统

1、三轴稳定卫星的姿态确定

2、喷气姿态控制系统的控制律

3、极限环工作方式

1、三轴稳定卫星的姿态确定



姿态确定方法:

(1) 确定性方法

(2) 状态估计方法

确定性方法

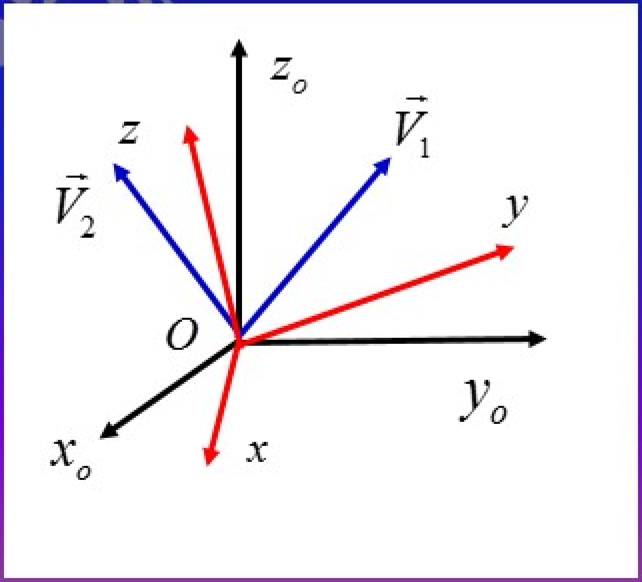
(1) 代数确定方法

双矢量姿态确定

已知参考坐标系中两个互不平行的参考矢量 $\vec{V}_1, \ \vec{V}_2$

在星体坐标中被测得的是 $\vec{U}_1, \ \vec{U}_2$

$$\vec{U}_1 = \underline{\boldsymbol{A}}\vec{V}_1, \vec{U}_2 = \underline{\boldsymbol{A}}\vec{V}_2$$



参考基准矢量不平行

$$\vec{V}_1 \times \vec{V}_2 \neq 0$$

参考坐标系中

$$\vec{R}_1 = \vec{V}_1, \quad \vec{R}_2 = \frac{\vec{V}_1 \times \vec{V}_2}{\left\| \vec{V}_1 \times \vec{V}_2 \right\|}, \quad \vec{R}_3 = \vec{R}_1 \times \vec{R}_2$$

$$\boldsymbol{M}_R = \begin{bmatrix} \vec{R}_1 & \vec{R}_2 & \vec{R}_3 \end{bmatrix}$$

本体坐标系中

$$\vec{S}_1 = \vec{U}_1, \quad \vec{S}_2 = \frac{\vec{U}_1 \times \vec{U}_2}{\left\| \vec{U}_1 \times \vec{U}_2 \right\|}, \quad \vec{S}_3 = \vec{S}_1 \times \vec{S}_2$$

$$\boldsymbol{M}_s = \begin{bmatrix} \vec{S}_1 & \vec{S}_2 & \vec{S}_3 \end{bmatrix}$$

$$M_R = \begin{bmatrix} \vec{R}_1 & \vec{R}_2 & \vec{R}_3 \end{bmatrix}$$

$$M_s = \begin{bmatrix} \vec{S}_1 & \vec{S}_2 & \vec{S}_3 \end{bmatrix}$$

$$M_s = AM_R$$

姿态矩阵

$$A = M_s M_R^{-1} = M_s M_R^{\mathrm{T}}$$

多矢量姿态确定

参考坐标系中多个互不平行的参考矢量 $\boldsymbol{V}=\left[\vec{V}_1\quad \vec{V}_2\quad \cdots\quad \vec{V}_N\right]$

在星体坐标中的观测矢量

$$\boldsymbol{U}=\left[\vec{U}_1\quad \vec{U}_2\quad \cdots\quad \vec{U}_N\right]$$

$$\boldsymbol{U}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{V}$$

$$\boldsymbol{A}=\boldsymbol{U}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{V}\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}})^{-1}$$

代数确定法简单直接，计算量小；但不能加权处理不同精度的测量值。

(2) 最优确定方法

寻找一个最优正交矩阵，使得以下二次型性能指标为最小

$$L(A)=\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{N}\alpha_i\left\|\vec{U}_i-A\vec{V}_i\right\|^2$$

$$\alpha_i=\frac{1}{R_i}\frac{1}{\sum_{j=1}^{N}\left(1/R_j\right)}$$

R_i 敏感器测量误差方差。

这个性能指标最初是由Wahba于1965年提出的。最小二乘意义上的最优姿态解。QUEST等方法。

状态估计方法

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \boldsymbol{f}(\varphi, \theta, \psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$$

$$\vec{U}_1 = \boldsymbol{A}\vec{V}_1 + v_1$$

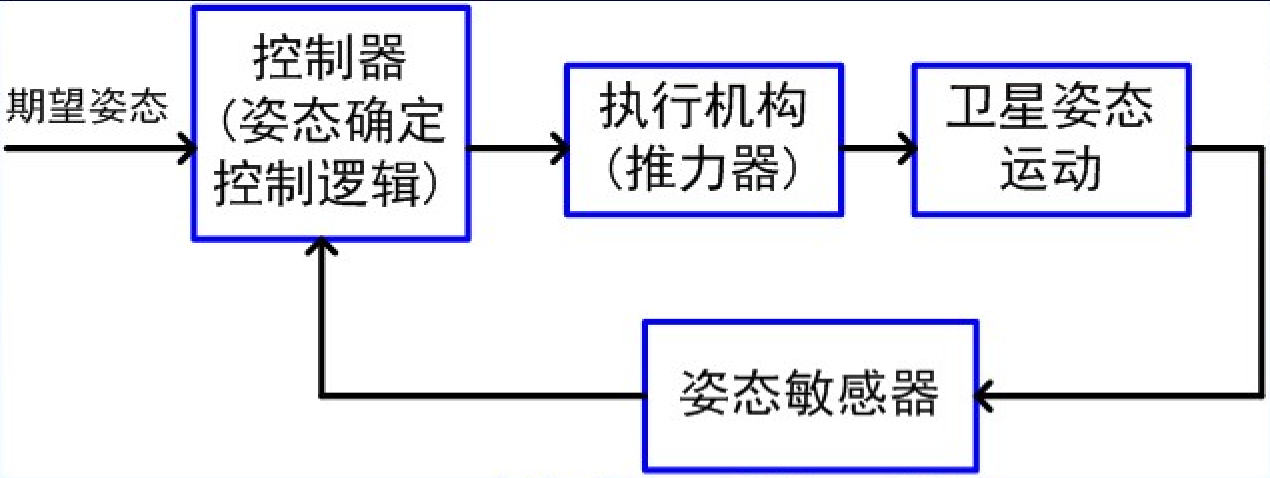
$$\vdots$$

$$\vec{U}_N = \boldsymbol{A}\vec{V}_N + v_N$$

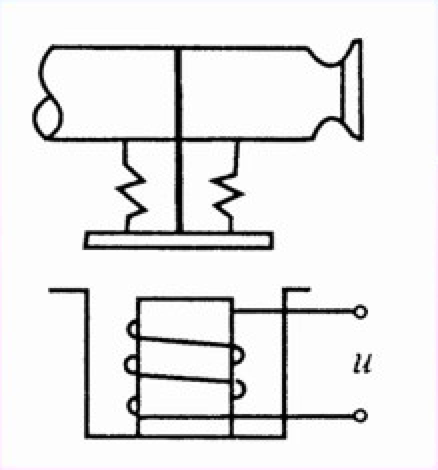
$$\boldsymbol{X}(k+1) = \boldsymbol{\varphi}(\boldsymbol{X}(k), \boldsymbol{W}(k), k)$$

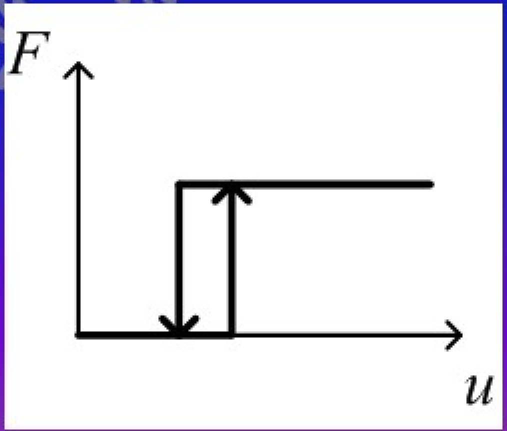
$$\boldsymbol{Z}(k+1) = \boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}(k+1), \boldsymbol{V}(k+1), k)$$

2、喷气姿态控制系统的控制律

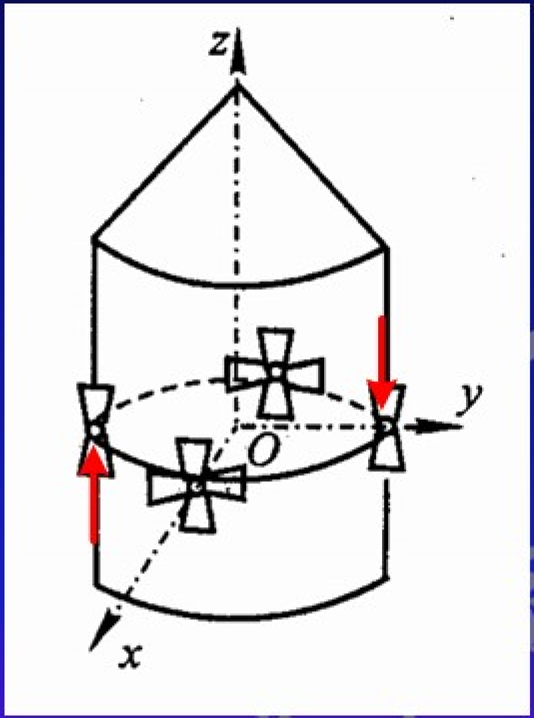


喷嘴机构的工作原理





推力器配置产生三轴控制力矩



$$\begin{cases} M_{cx} = \pm 2Fl \\ M_{cy} = \pm 2Fl \\ M_{cz} = \pm 2Fl \end{cases}$$

三轴稳定航天器简化动力学方程

$$I_x\ddot{\varphi} = M_{cx} + M_{dx}$$

$$I_y\ddot{\theta} = M_{cy} + M_{dy}$$

$$I_z\ddot{\psi} = M_{cz} + M_{dz}$$

三通道具有相同的形式，以俯仰通道为例进行讨论。

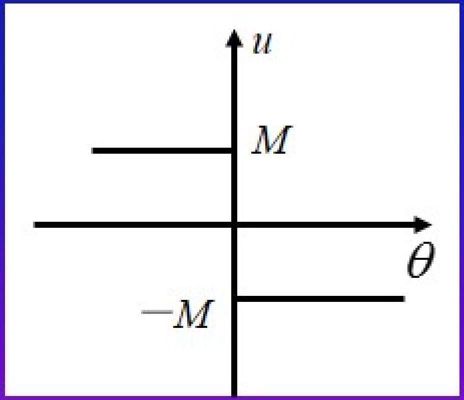
基于位置反馈的控制律

俯仰通道动力学方程

$$I_y\ddot{\theta} = u + M_{dy}$$

基于位置反馈的控制律

$$u = \begin{cases} -M & \theta > 0 \\ M & \theta < 0 \end{cases}$$



$$I_y\ddot{\theta} = u + \cancel{M_{dy}}$$

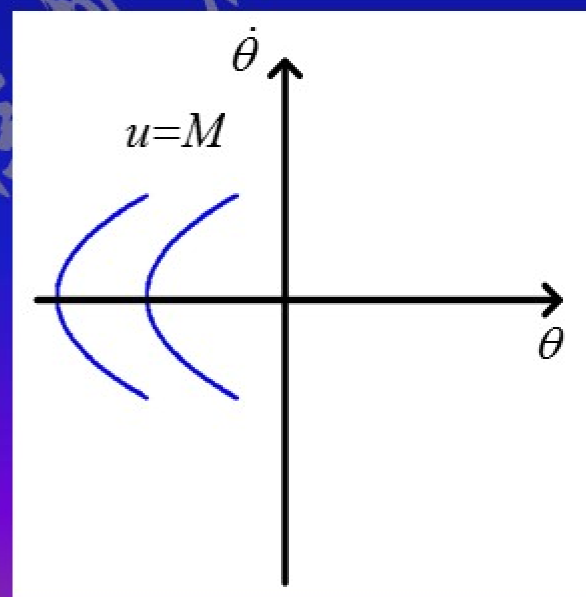
$$u = M$$

$$\ddot{\theta} = \frac{M}{I_y} \triangleq A$$

$$\dot{\theta} = \dot{\theta}_0 + At$$

$$\theta = \theta_0 + \dot{\theta}_0 t + \frac{1}{2}At^2$$

$$\left(\theta - \theta_0\right) = \frac{1}{2A}\left(\dot{\theta}^2 - \dot{\theta}_0^2\right)$$



$$I_y\ddot{\theta} = u + \cancel{M_{dy}}$$

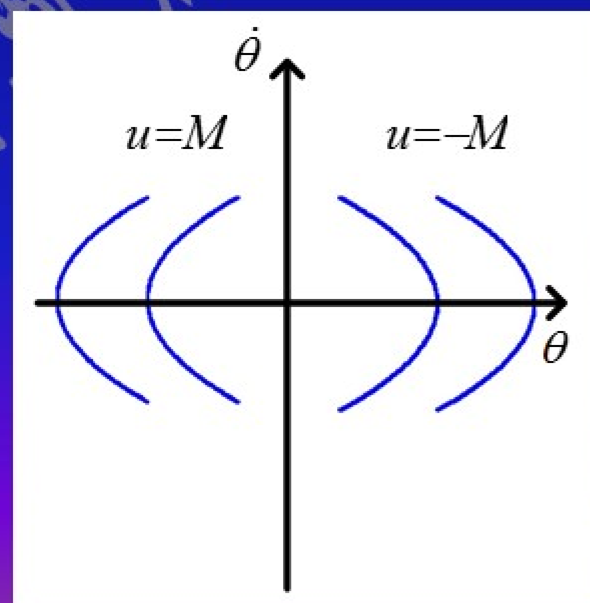
$$u = -M$$

$$\ddot{\theta} = -\frac{M}{I_y} = -A$$

$$\dot{\theta} = \dot{\theta}_0 - At$$

$$\theta = \theta_0 + \dot{\theta}_0 t - \frac{1}{2}At^2$$

$$\left(\theta - \theta_0\right) = -\frac{1}{2A}\left(\dot{\theta}^2 - \dot{\theta}_0^2\right)$$



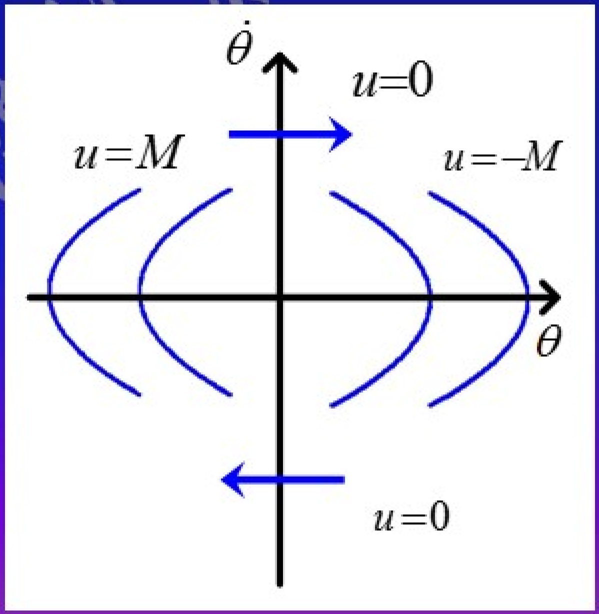
$$I_y\ddot{\theta} = u + \cancel{M_{dy}}$$

$$u = 0$$

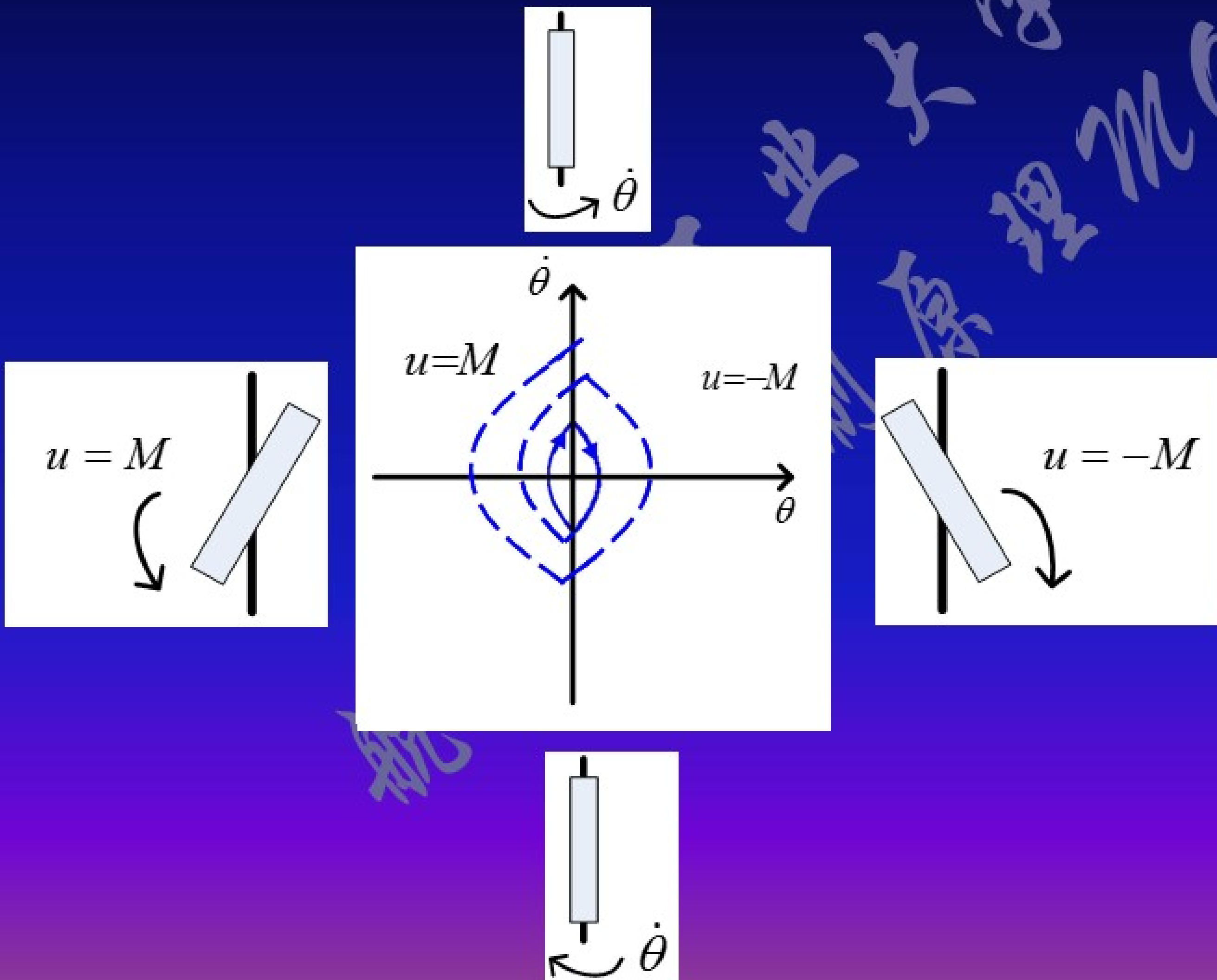
$$\ddot{\theta} = 0$$

$$\dot{\theta} = \dot{\theta}_0$$

$$\theta = \theta_0 + \dot{\theta}_0 t$$

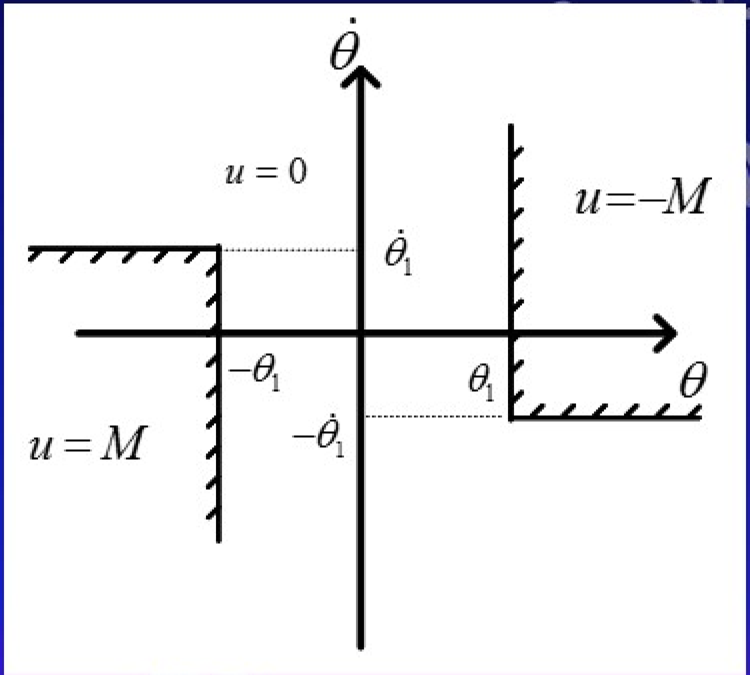


$$u=\begin{cases}-M & \theta>0\\ M & \theta<0\end{cases}$$

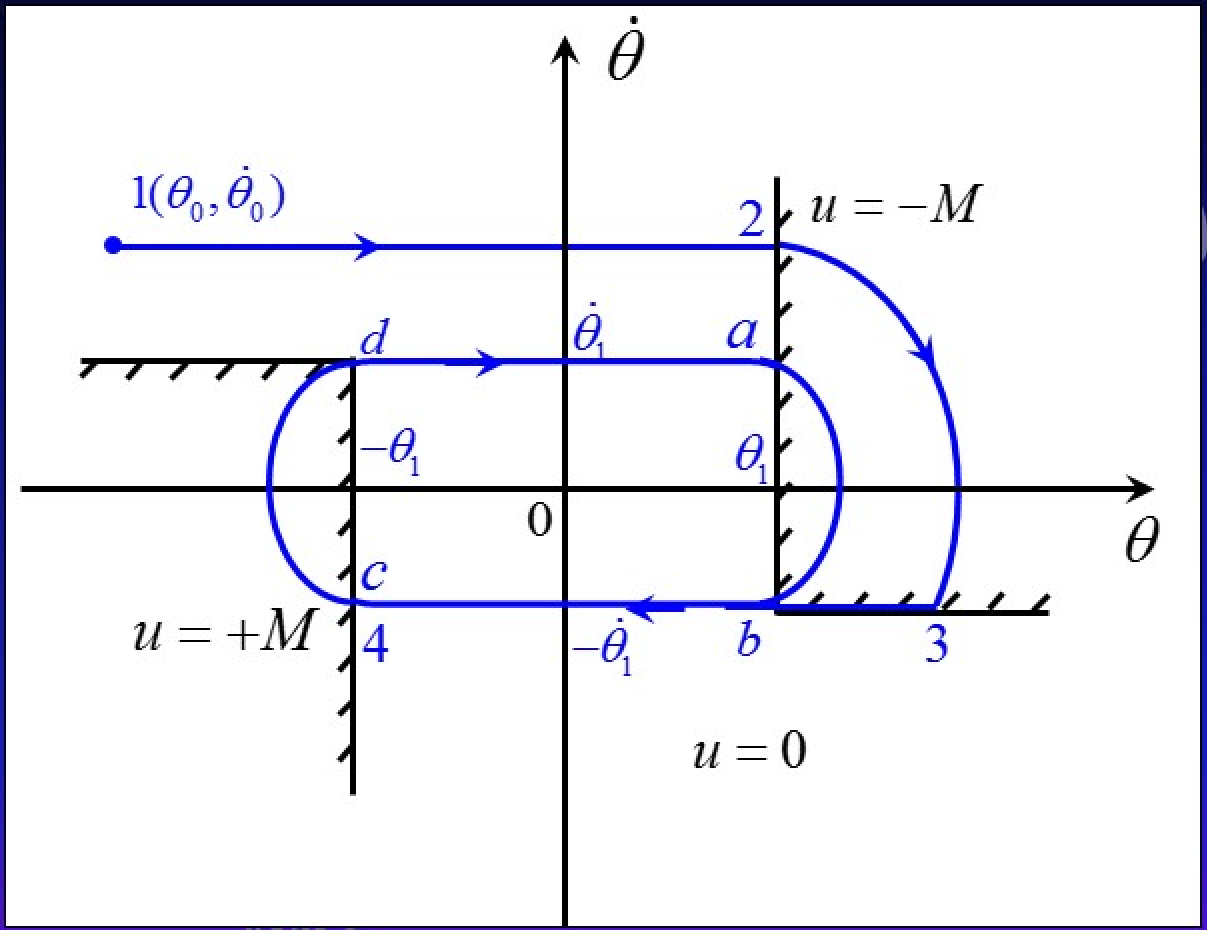


基于位置和速度反馈的控制律

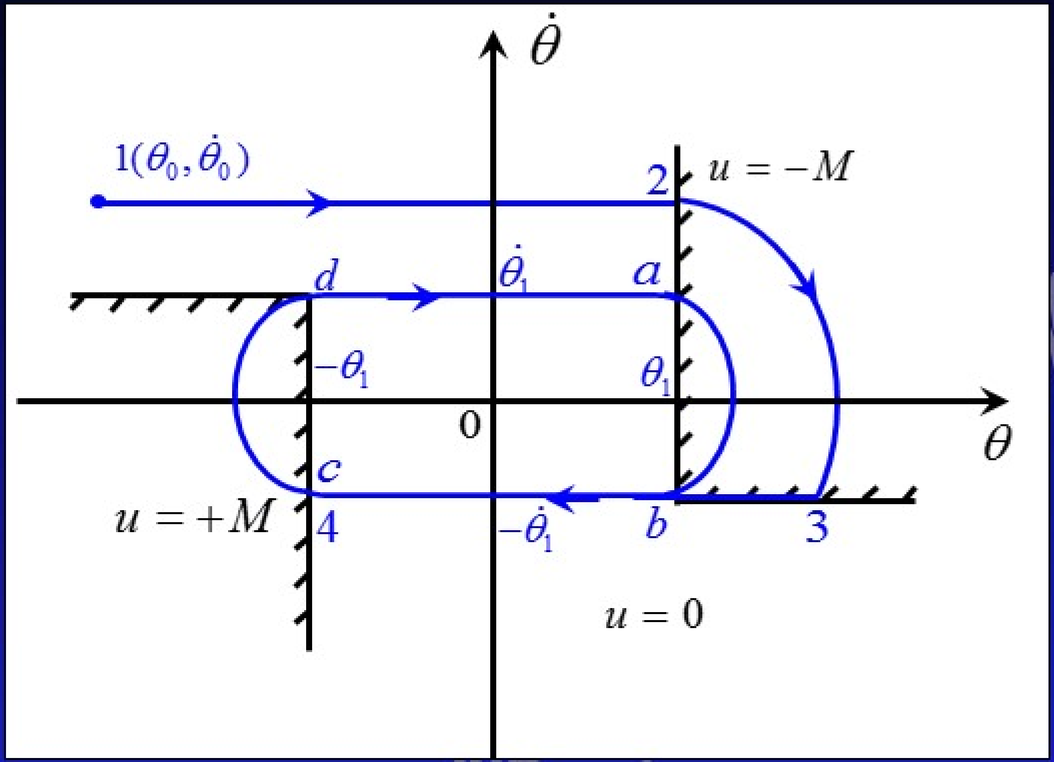
在反馈控制系统中引入角速度反馈



$$u(\theta,\dot{\theta}) = \begin{cases} -M & \text{当} \quad \theta > \theta_1, \dot{\theta} > -\dot{\theta}_1 \\ M & \text{当} \quad \theta < -\theta_1, \dot{\theta} < \dot{\theta}_1 \\ 0 & \quad else \end{cases}$$


$\dot{\theta}$
$1(\theta_0,\dot{\theta}_0)$
2
$u=-M$
d
$\dot{\theta}_1$
a
$-\theta_1$
θ_1
0
θ
c
$u=+M$
4
$-\dot{\theta}_1$
b
3
$u=0$

极限环自振荡模式



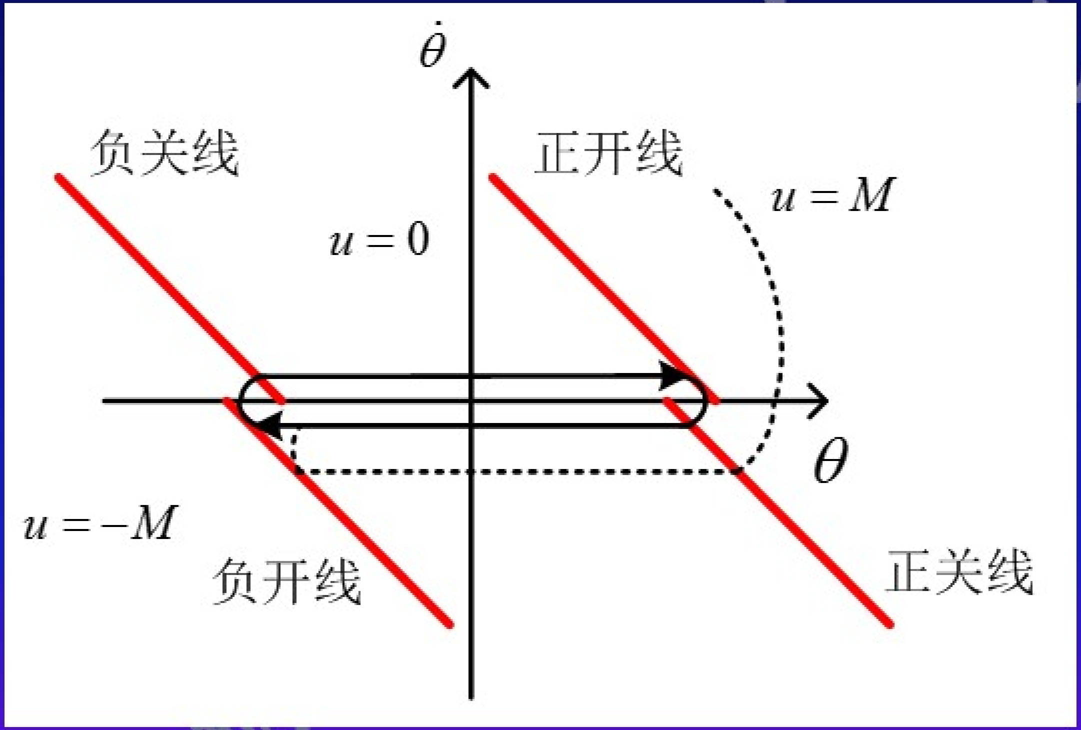
$$4\theta_1=\dot{\theta}_1 t_{off} \qquad 4\dot{\theta}_1=At_{on}$$

自振荡周期

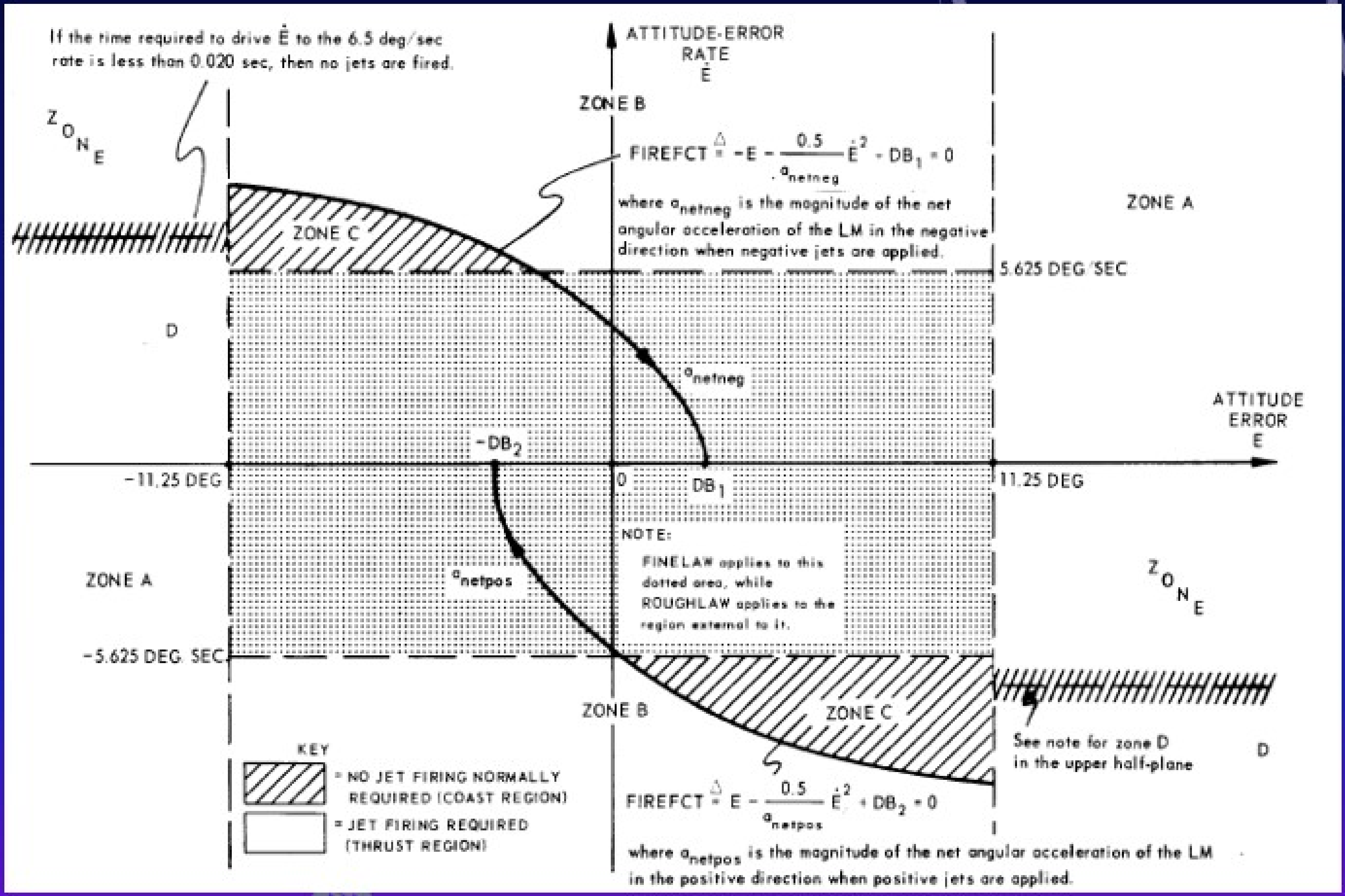
$$t_a=4\left(\frac{\theta_1}{\dot{\theta}_1}+\frac{\dot{\theta}_1}{A}\right)$$

其它形式的控制律

斜开关线控制



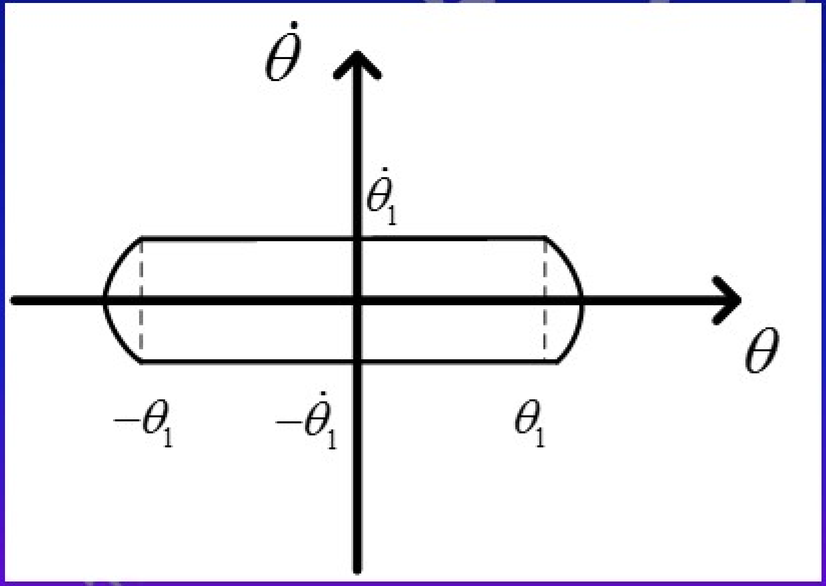
阿波罗登月舱推力器姿态控制。



Guidance System Operations Plan for Manned LM Earth Orbital and Lunar Missions Using Program LUMINARY. Section 3 Digital Autopilot

3、极限环工作方式

极限环的参数决定姿态控制的精度，极限环内消耗的工质决定了航天器的寿命。

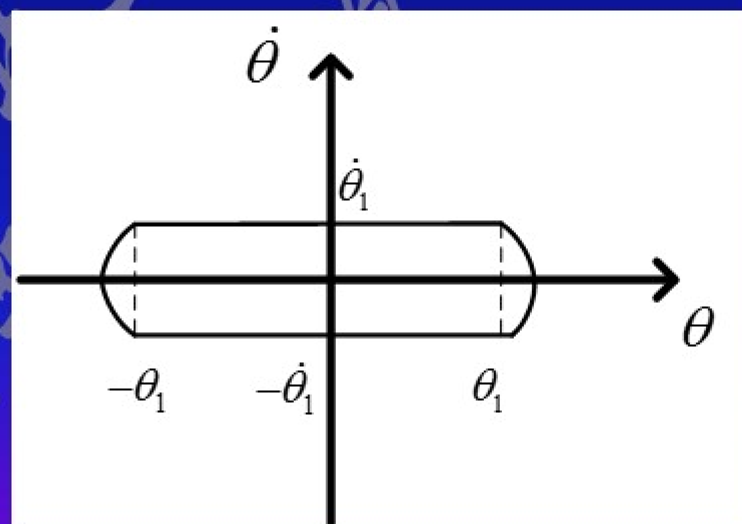


$$I_s = \frac{F}{\dot{m} g_0} \qquad \dot{m} = \frac{F}{I_s g_0}$$

$$\dot{\theta}_1 = \frac{Fl \cdot \Delta t}{2I_y}$$

航天器的理想平均工质消耗量为

$$\dot{\overline{m}} = \frac{2\dot{m}\Delta t}{4\theta_1 / \dot{\theta}_1} = \frac{\left(Fl\Delta t\right)^2}{4I_y g_o I_s l \theta_1}$$

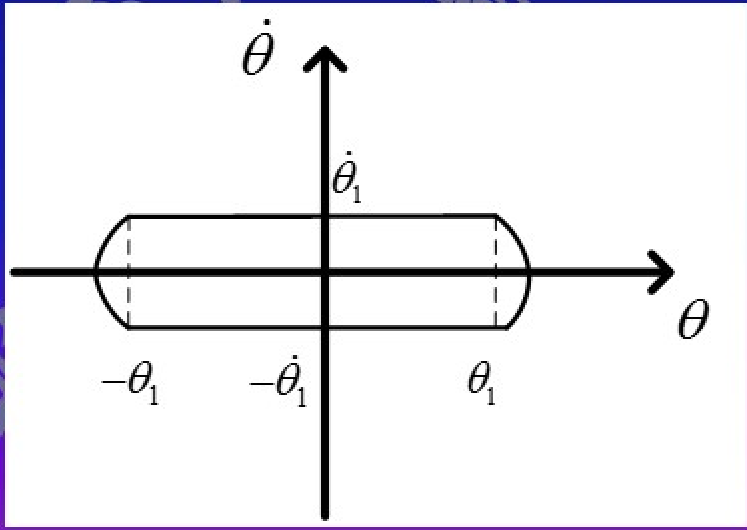


选择小力矩、小脉宽、大比冲的推力器能使工质消耗速度减小。

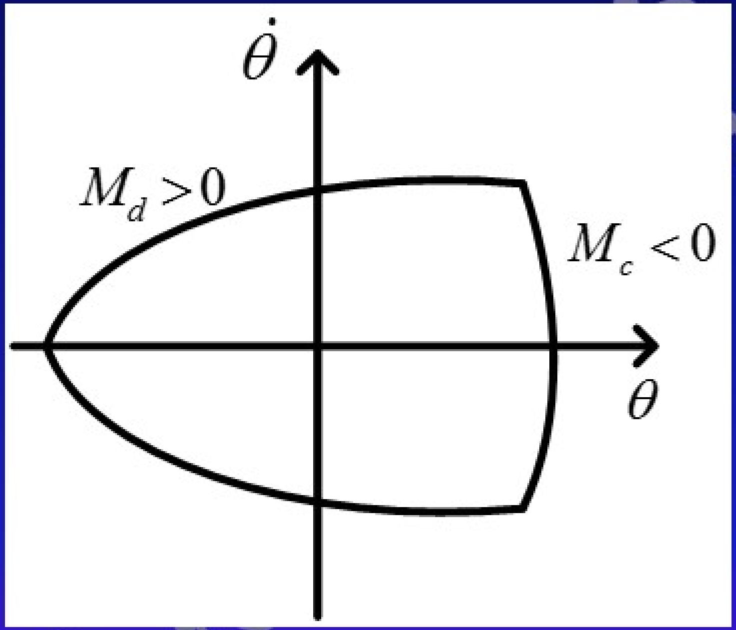
推力器和敏感器的选择必须保证极限环参数均小于航天器姿态控制精度要求，即

$$\theta_1 < \theta_c \qquad \dot{\theta}_1 < \dot{\theta}_c$$

式中，θ_c和 $\dot{\theta}_c$ 分别为航天器姿态控制的角度和角速度精度要求。



常值干扰力矩的存在会使姿态漂移，形成单侧极限环。



推力器适合于克服常值扰动

$$\begin{cases} M_{dx} = 10^{-5}(3\cos\omega_0 t + 1) \\ M_{dy} = 10^{-5}(1.5\sin\omega_0 t + 3\cos\omega_0 t) \\ M_{dz} = 10^{-5}(3\sin\omega_0 t + 1) \end{cases}$$