



航天器控制原理

# 第28讲 物理仿真实验系统


主讲：刘 睿

西北工业大学 精确制导与控制研究所





# 第28讲 物理仿真实验系统

- 1、实验目的
  - 2、物理仿真实验系统组成
  - 3、实验系统数学模型
  - 4、控制方案设计
- 
- 航天器控制MOOC




# 实验目的

实验名称：


空间微重力环境下运动体控制实验

实验目的：

- (1) 掌握航天器控制部件的工作原理
  - (2) 掌握航天器姿态控制系统建模、控制理论工程设计方法
  - (3) 提高理论与实验相结合的能力
- 



# 物理仿真实验系统组成

- 单轴气浮台
  - 控制计算机
  - 辅助设备
- 
- 航天器控制原理MOOC

# 单轴气浮台

用来模拟星体



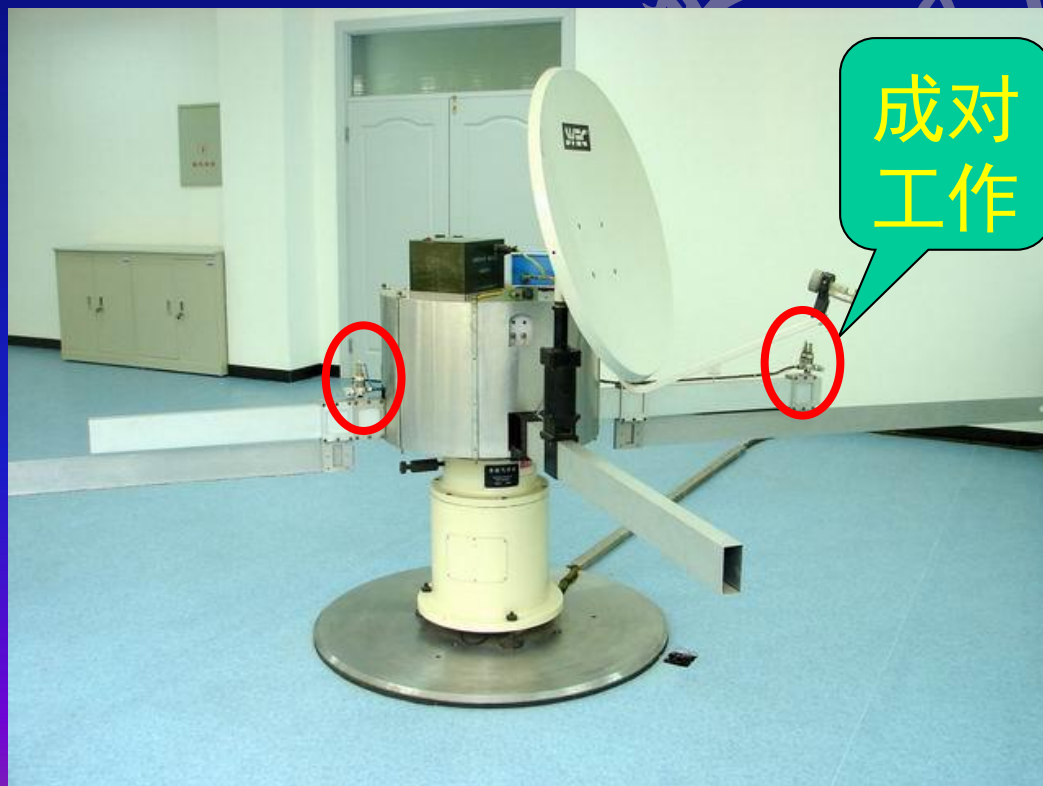
# 单轴气浮台组成

敏感器：感应同步器测量角度，  
速率陀螺来测量角速度



# 单轴气浮台组成

执行机构：飞轮、推力器





# 单轴气浮台组成

能源：太阳帆板，挠性振动，  
周期性扰动





# 单轴气浮台组成

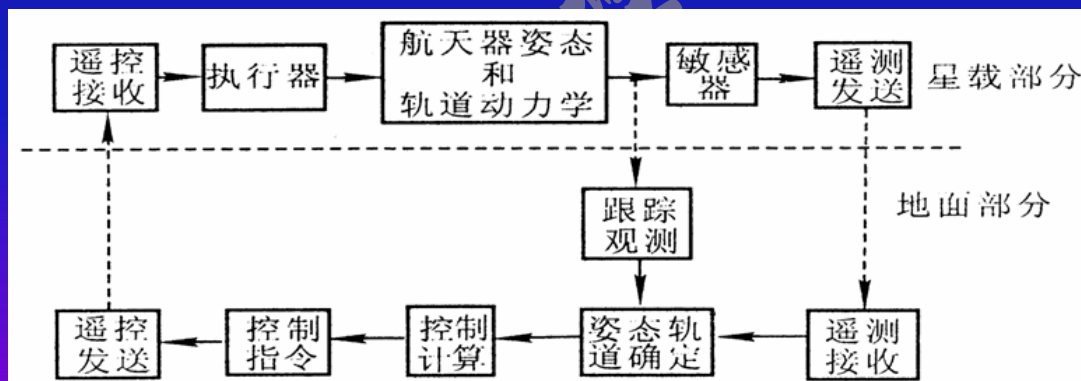
载荷：天线



# 控制计算机

气浮台数据线与控制计算机相连，气浮台将姿态信息传送给控制计算机，计算机解算并输出相应控制指令；

属于星地大回路控制模式。



星地大回路控制模式框图



## 辅助设备

空气压缩机

压缩空气，用来浮起台体

冷凝净化器

涤油，除湿，防止空气杂质影响

高纯氮气瓶

为推力器提供工质



# 空间挠性体的动力学模型

对于单轴气浮台物理仿真系统，考虑台体一维运动，假设挠性体变形及变形速率很小，只考虑弯曲振动，则系统数学模型可以用非线性偏微分方程来描述

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A(x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A(x+R)\ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

系统绕转轴的转动惯量  $J$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A (x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A (x+R) \ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

刚体本体的角加速度  $\ddot{\theta}$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A(x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A(x+R)\ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

控制力矩  $T$ ，作用在中心刚体上

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A(x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A(x+R)\ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

不考虑挠性

$$J\ddot{\theta} = T$$



# 空间挠性体的动力学模型

挠性板的材料密度  $\rho$

$$\left\{ \begin{array}{l} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A(x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A(x+R) \ddot{\theta} = 0 \end{array} \right.$$

# 空间挠性体的动力学模型

挠性板的横截面积  $A$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A(x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A(x+R) \ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

刚性本体的半径  $R$

距根部的距离  $x$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A (x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A (x+R) \ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

一个挠性板的长度  $L$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A(x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A(x+R) \ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

挠性板在距根部处 $x$ 的变形量  $u$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A(x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A(x+R)\ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

挠性板的弯曲刚度  $EI$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \int_0^L \rho A(x+R) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = T \\ \rho A \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} + \rho A(x+R)\ddot{\theta} = 0 \end{cases}$$

- 挠性坐标的动力学

# 空间挠性体的动力学模型

假设挠性板的变形可以分成时间和空间上独立的变量的积

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n \phi_i(x) q_i(t)$$



# 空间挠性体的动力学模型

第*i*阶挠性模态函数  $\phi_i$

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n \phi_i(x) q_i(t)$$

- ✓ 模态：是结构的固有振动特性，  
每一个模态具有特定的固有频率、  
阻尼比和模态振型。
- ✓ 这些模态参数可以由计算或试验  
分析取得

# 空间挠性体的动力学模型

考虑的挠性模态阶数  $n$

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n \phi_i(x) q_i(t)$$

第  $i$  阶挠性模态对应的广义坐标  $q_i$

# 空间挠性体的动力学模型

经简化，系统数学模型可以表示为：

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \sum_{i=1}^n D_i \ddot{q}_i = T \\ \ddot{q}_i + D_i \ddot{\theta} + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = 0 \\ (i=1, \dots, n) \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

第*i*阶挠性振动与本体的耦合系数 $D_i$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \sum_{i=1}^n D_i \dot{q}_i = T \\ \ddot{q}_i + D_i \ddot{\theta} + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = 0 \\ (i=1, \dots, n) \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

第*i*阶挠性振动频率  $\omega_i$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \sum_{i=1}^n D_i \ddot{q}_i = T \\ \ddot{q}_i + D_i \ddot{\theta} + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = 0 \\ (i=1, \dots, n) \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

第*i*阶挠性振动阻尼系数  $\xi_i$

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \sum_{i=1}^n D_i \dot{q}_i = T \\ \ddot{q}_i + D_i \dot{\theta} + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = 0 \\ (i=1, \dots, n) \end{cases}$$

# 空间挠性体的动力学模型

随着模态阶数的增大，挠性振动的频率提高，振动幅度减小，对本体的影响也减小。

考虑上述因素，仅将低阶模态纳入数学模型，取  $i=1, 2$ ，有：

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + D_1\ddot{q}_1 + D_2\ddot{q}_2 = T \\ \ddot{q}_1 + D_1\ddot{\theta} + 2\xi_1\omega_1\dot{q}_1 + \omega_1^2 q_1 = 0 \\ \ddot{q}_2 + D_2\ddot{\theta} + 2\xi_2\omega_2\dot{q}_2 + \omega_2^2 q_2 = 0 \end{cases}$$



# 控制方案设计

卫星姿态机动的方式很多，但总可以归结为预定的角速度机动和期望的角度机动。

随着  $\dot{\theta}_c(t)$  的不同，挠性卫星能够实现各种不同的机动特性和机动过程  $\theta_c(t)$ ：

$$\theta_c(t) = \theta_0 + \int_0^t \dot{\theta}_c(\tau) d\tau$$

# 控制方案设计

卫星姿态机动的方式很多，但总可以归结为预定的角速度机动和期望的角度机动。

随着  $\dot{\theta}_c(t)$  的不同，挠性卫星能够实现各种不同的机动特性和机动过程  $\theta_c(t)$  :

$$\theta_c(t) = \theta_0 + \int_0^t \dot{\theta}_c(\tau) d\tau$$

初始角度



# 控制方案设计

若令：

$$\theta_c(t) = \theta_0 + \int_0^t \dot{\theta}_c(\tau) d\tau$$

C为常数，则退化为挠性卫星振动抑制控制问题。

卫星姿态控制对动态要求不高，  
一般姿态机动角速度为：

$$0.5-1.5^\circ /s$$

## 执行机构-飞轮

卫星上的执行机构通常为“飞轮—喷气”模式，物理仿真系统采用的执行机构包括飞轮与推力器

考虑飞轮动态特性，飞轮的输入—输出关系可简化为如下惯性环节：

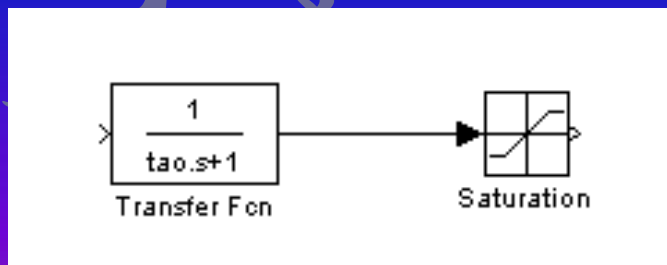
$$\frac{T_r}{T_c} = \frac{1}{\tau s + 1}$$

## 执行机构-飞轮

$$\frac{T_r}{T_c} = \frac{1}{\tau s + 1}$$

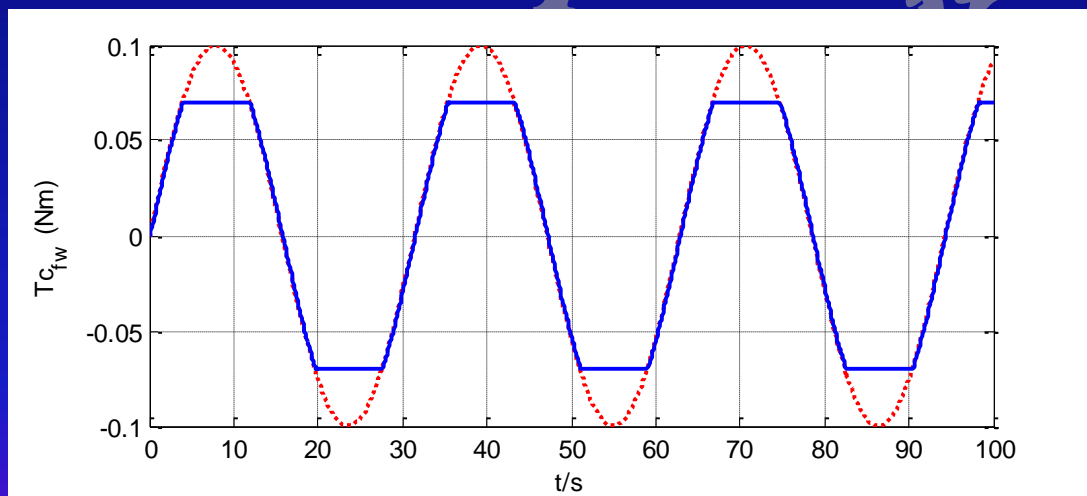
飞轮系统机电时间常数，取为  
0.1s

飞轮执行机构数学模型可通过  
惯性环节与输出限幅进行模拟：



## 执行机构-飞轮

输入为幅值0.1，频率0.2的正弦信号，飞轮输出曲线：



飞轮输出正反向连续变化的力矩，最大值0.07Nm




## 执行机构

推力器能够输出常值力矩：

$$T = \begin{cases} 0.14Nm \\ 0 \\ -0.14Nm \end{cases}$$

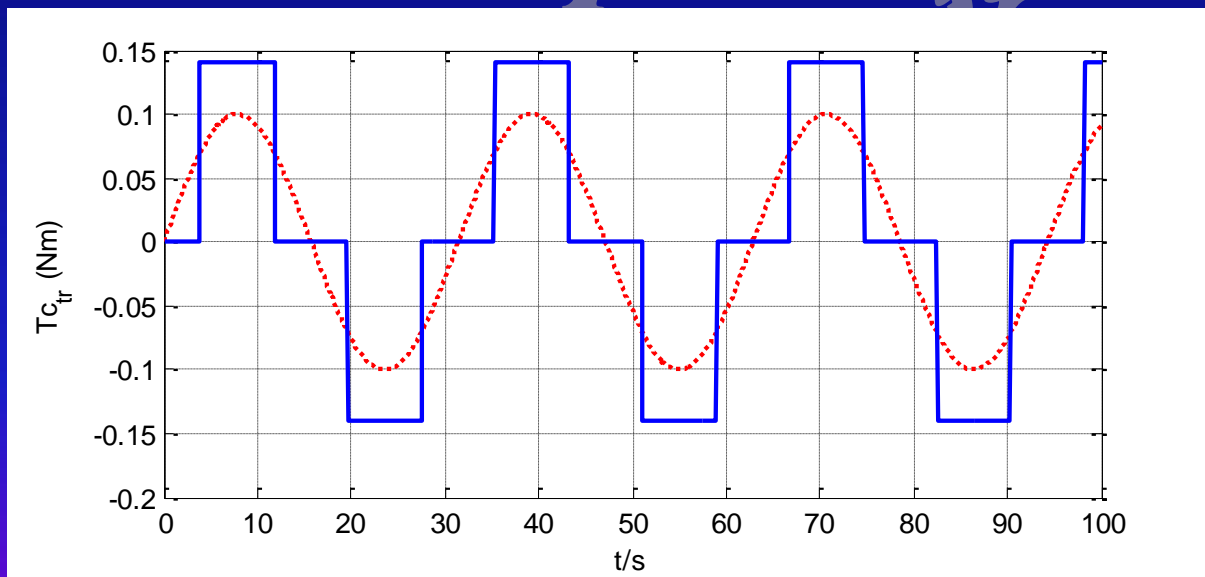
实际工作时，推力器具有死区开关特性，在本次数学仿真中暂不考虑





## 执行机构-推力器

输入为幅值0.1，频率0.2的正弦信号，信号大小超出飞轮最大输出时开启推力器，推力器输出曲线：



推力器产生正反向幅值恒定的不连续力矩

## 举例：PD控制方案

考虑到物理仿真系统的敏感器配置在中心刚体上，台体姿态角可直接测量，设计PD反馈控制律：

$$u = K_p e + K_d \dot{e}$$

$$e = \theta_c - \theta$$

## 举例：PD控制方案

考虑到物理仿真系统的敏感器配置在中心刚体上，台体姿态角可直接测量，设计PD反馈控制律：

$$u = K_p e + K_d \dot{e}$$

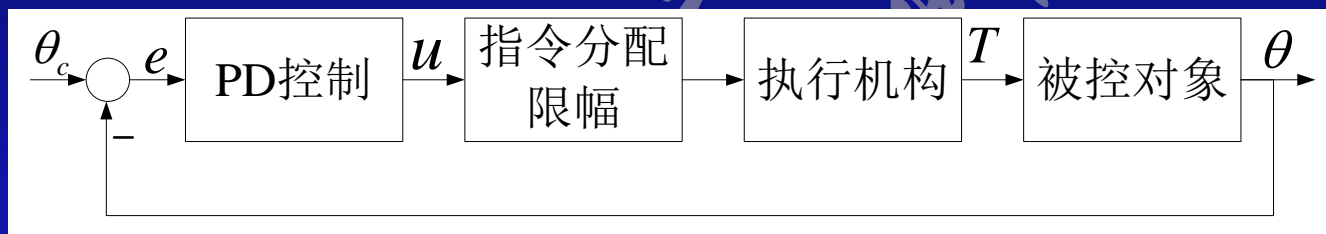
$$e = \theta_c - \theta$$

期望角度

当前角度

## 举例：PD控制方案

控制系统的框图如图示：




根据系统对超调量、振动抑制以及节约喷气等性能的要求，适当选择的PD控制参数，并且将控制指令合理分配给推力器与飞轮执行机构。



# 实验要求


## 1、对象数学仿真

- 空间微重力环境下运动体物理仿真系统动力学模型；
  - 飞轮数学仿真
  - 推力器数学仿真
- 



# 实验要求


## 2、控制方案数学仿真

- 设计挠性运动体姿态控制方案，并对设计的方案进行数学仿真验证；
  - 要求姿态控制过程中系统超调小于 $2^\circ$ ，且推力器不频繁工作，减少喷气消耗。
- 



## 实验要求

### 3、控制方案物理仿真实验

- 将设计的控制方案转换为物理仿真实验控制程序，进行实验验证；
  - 记录实验数据，进行数据分析。
- 
- 航天器控制与导航MOOC



# 第29讲 物理仿真实验

## 1、开环实验

研究气浮台在执行机构作用下的运动规律

## 2、稳定实验

常值干扰、周期性干扰

## 3、大角度机动实验

## 4、天线多轴指向复合控制实验

