



航天器控制原理

# 第十五讲 执行机构


主讲：黄 河

西北工业大学 精确制导与控制研究所





## 第十五讲      执行机构

- 1、推力器的原理与性能指标
  - 2、推力器的分类
  - 3、推力器的选型基本要求
  - 4、飞轮的基本原理
  - 5、磁力矩器等其它执行机构
  - 6、执行机构的比较
- 

## (1) 推力器的原理与性能指标

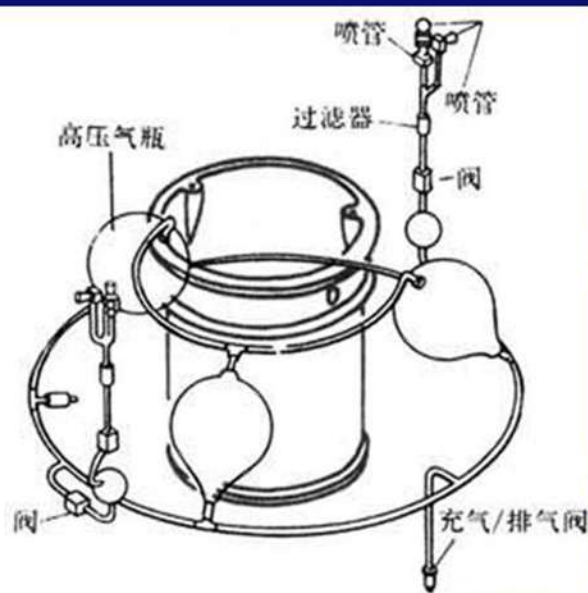
- 《地心引力》 灭火器变轨



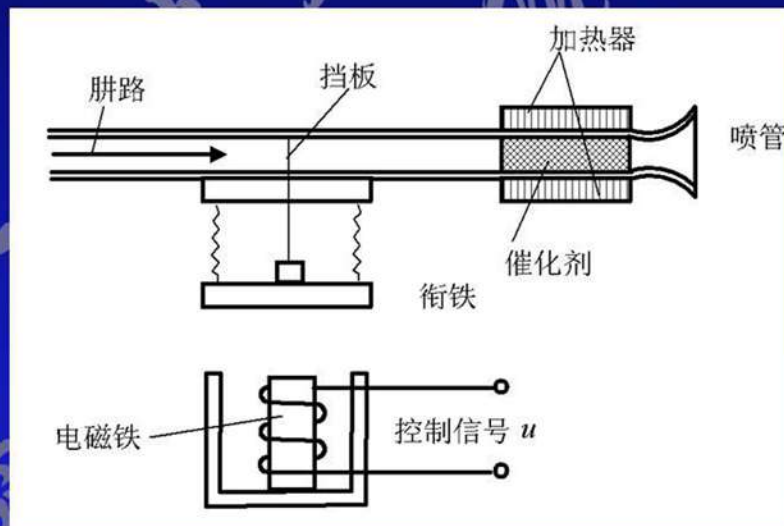
- 根据牛顿第二定律，利用质射排出，产生反作用推力，称为推力器或喷气执行机构。



# (1) 推力器的原理与性能指标

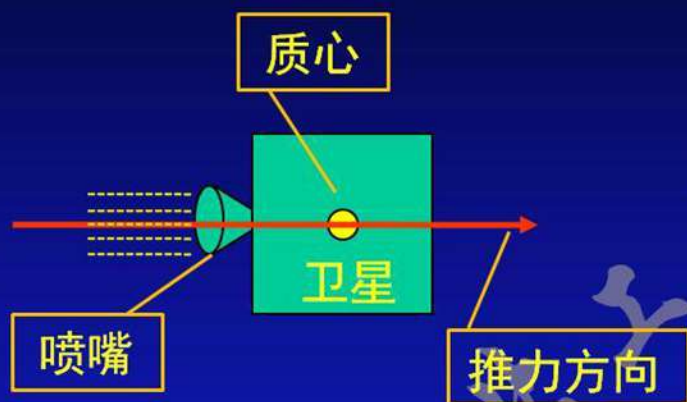


推力器原理图

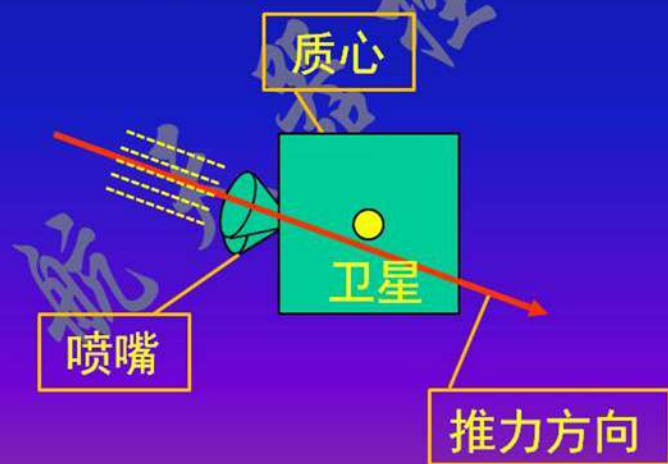


推力器电磁阀结构原理图

- 推力经过质心时，轨控力。



- 推力方向不过质心，姿控力。



## 推力器的推力

根据牛顿第二定律可推导出推力器真空中的推力公式为

$$F = \dot{m}v_e + S_e p_e$$

$\dot{m}$  为单位时间的工质排出量，

即秒耗量；

$v_e$  为相对于航天器的排气速度；

$\dot{m}v_e$  为工质流出产生的反作用力  
动量推力



## 推力器的推力

根据牛顿第二定律可推导出推力器真空中的推力公式为

$$F = \dot{m}v_e + S_e p_e$$

$\dot{m}v_e$  为工质流出产生的反作用力  
动量推力

$S_e p_e$  为喷管内外压强差产生的推力  
压力推力

若将推力公式写为另一形式

$$F = \dot{m}v_e + S_e p_e \rightarrow F = \dot{m}v_{ef}$$

那么  $v_{ef} = v_e + S_e p_e / \dot{m}$

称为有效排气速度。

✓它是把动量推力和压力推力在计算上统一起来的一个相当速度。

✓当推力  $F$  一定，若有效排气速度增大，则喷射物质的秒耗量就可以降低。

反映推力器性能的一个重要指标。




推力器的另一个重要性能指标就是比推力，即推力器推力与工质的重量秒耗量之比。它相当于推力器每消耗单位质量工质所产生的推力。

$$I_s = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{\boxed{v_{ef}} \text{ 单位 } \xrightarrow{m/s} \text{ 单位 } S}{\boxed{g_0} \text{ 单位 } \xrightarrow{m/s^2}}$$


$g_0$  为航天器所在轨道处的重力加速度。


比推力与比冲等价，比冲是推力器的推力与工质的质量秒耗量之比。

比冲的单位是？  $Ns/kg$



$$I_s = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{v_{ef}}{g_0}$$

(1) 比推力越大，产生一定推力所需的工质重量秒耗量就越少；或者说，当工质流量一定时，比推力越大，所产生的推力就越大。




$$I_s = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{v_{ef}}{g_0}$$

(2) 比推力完全取决于有效排气速度  $v_{ef}$ 。有效排气速度中的主要因素是  $v_e$ ，而  $v_e$  主要取决于喷射物质所含能量的高低。





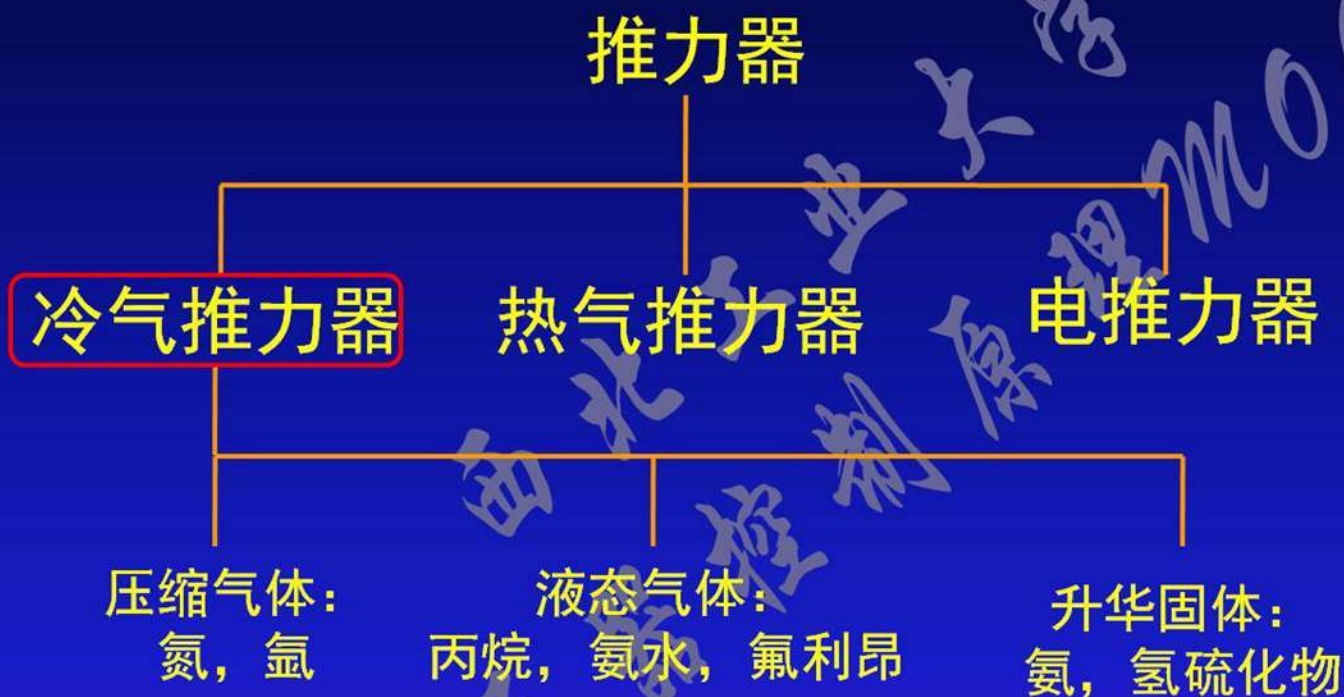


$$I_s = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{v_{ef}}{g_0}$$

(3) 对于给定的推力器来说，比推力的高度特性即比推力随高度而变化的程度，与推力的变化大体相当。

(4)  $I_s \approx 0.1v_{ef}$ ，通常可以用排气速度的大小，来说明推力器和喷射物质的优劣。

## (2) 推力器的分类





# 冷气推力器

$$F = 0.05N \sim 200N \quad I_s = 50 \sim 120s$$

特点:

成本低, 简单, 可靠

总冲低

应用:

早期卫星, 如:

➤ 苏联“东方一号”飞船

➤ 美国的“空间实验室”

微纳卫星

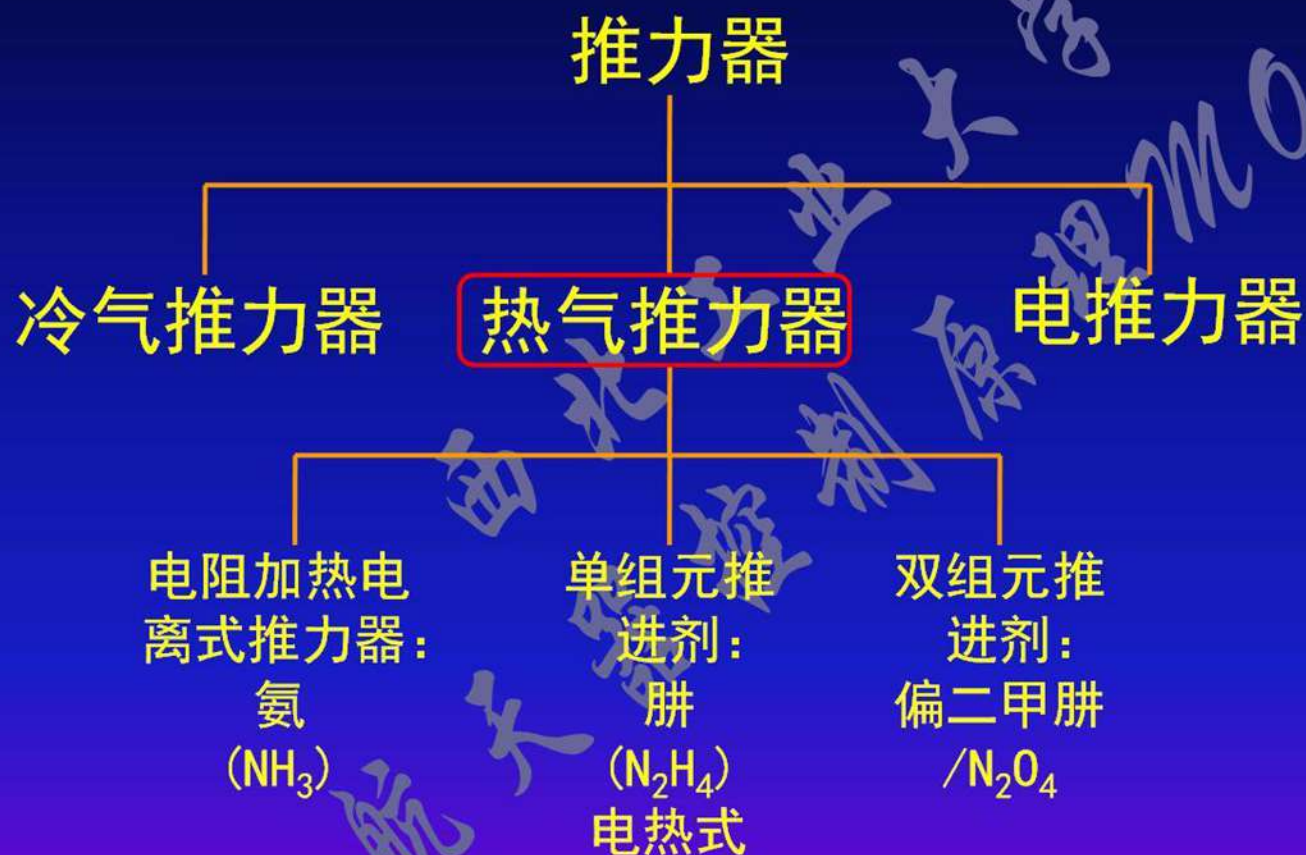
排污要求高的航天任务:

宇航员的载人机动装置





## (2) 推力器的分类





# 单组元推进系统

$$F = 0.5N \sim 500N \quad I_s = 150 \sim 225s$$

特点：

可靠性、寿命、使用历史、比冲、安全性和费用等综合指标高；  
一种理想的推进系统；  
主要缺点是比冲低。

应用：

- 使用最广泛，姿轨控系统
- 中小型卫星

肼电阻加热式推力器

肼电弧加热式推力器






# 双组元推进系统

$$F = 5N \sim 5 \times 10^6 N \quad I_s = 300 \sim 340s$$

特点：

比冲高，技术成熟，推力大。

应用：

- 大型航天器，飞船，航天飞机  
轨道注入，轨道保持  
姿态控制  
再入机动
  - 姿态轨道控制统一推进系统：  
“东方红三号” 卫星  
“神舟” 飞船
- 





# 双模式推进系统

特点：

兼顾两种优势：

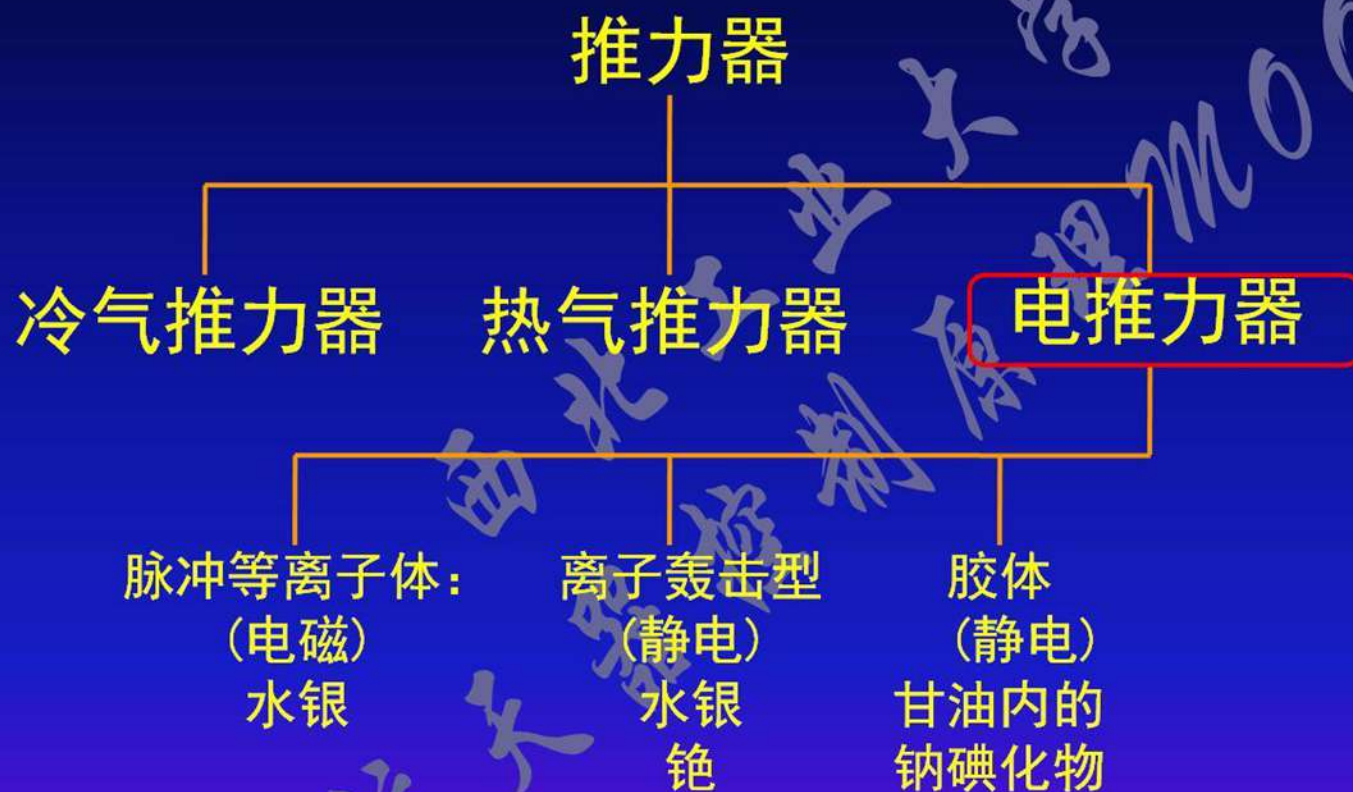
单组元：低推力，高可靠性

双组元：高比冲  
性能高，功能全

应用：

- 地球静止轨道通信卫星
  - 星际航行航天器
- 

## (2) 推力器的分类





# 电推进系统


$$F = 0.002N \sim 0.05N \quad I_s > 3000s$$

特点：

比冲高，推力低，功耗大

技术复杂

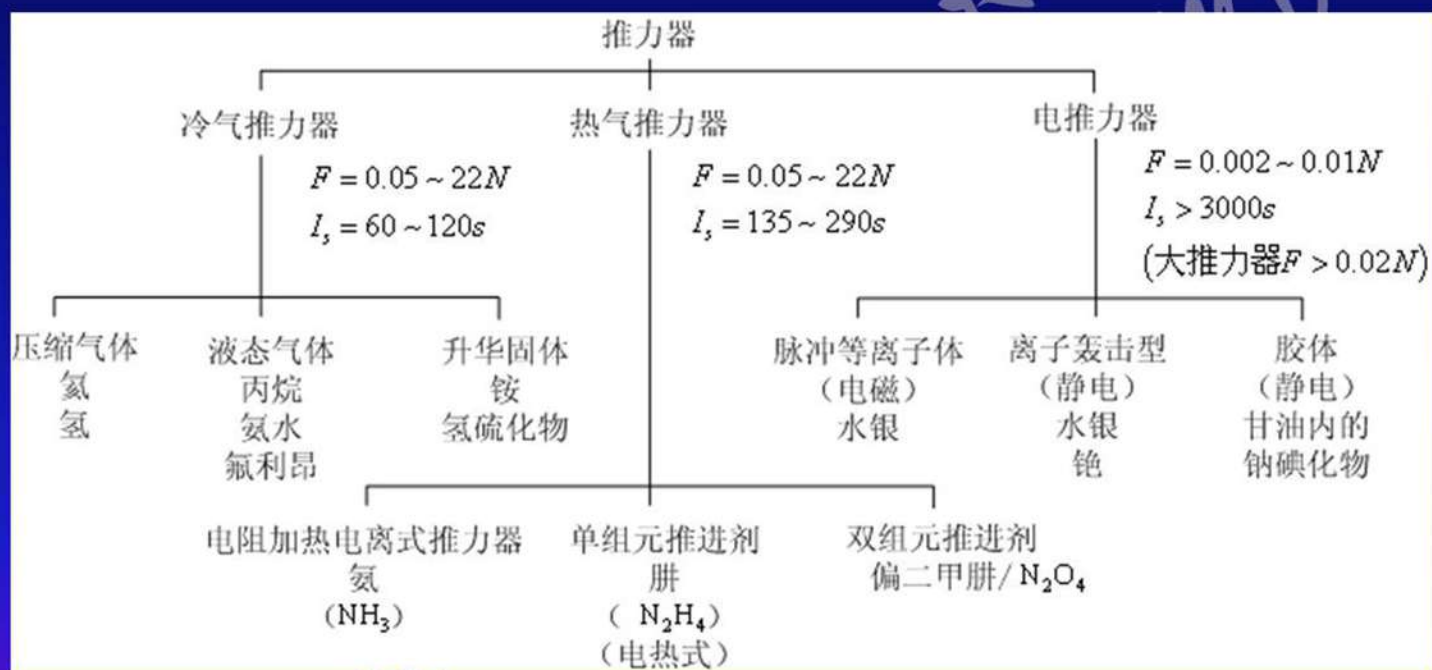
应用：

- 卫星南北位置保持
  - 过渡轨道的转移
  - 轨道高度的提升
  - 卫星编队精密轨道保持
- 





## (2) 推力器的分类





### 3、推力器的选型基本要求

(1) 应选用高比推力和高推重比(推力与推力器质量之比)的推力器。

(2) 推力器应选用脉冲工作方式，脉冲的冲量值要小，重复性要好；





(3) 推力器能在真空、失重、温度交变的空间环境下可靠地工作；

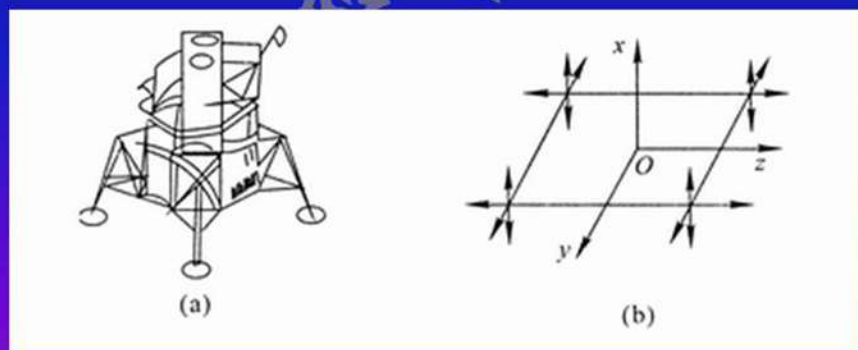
(4) 推力器应具有长寿命和多次启动的能力，目前有的推力器启动次数在几十万次以上，使用寿命超过10年。





## 航天器通常具有多个推力器组成的推力器系统

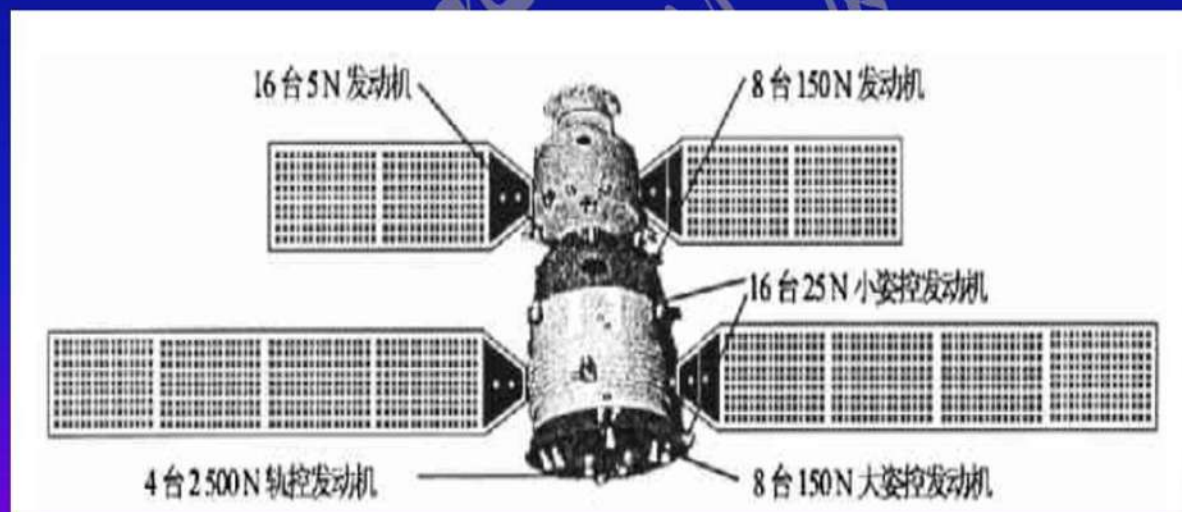
- (1) “水手4号”金星探测器有12个喷嘴，只用作姿态控制
- (2) “阿波罗”登月舱推力器系统有16个喷嘴，可完成姿态与质心的六维控制任务



阿波罗号登月舱推力器系统



(3) “哥伦比亚号”航天飞机轨道器的推力器系统有44个小推力器，不仅可以用于姿态控制，甚至还可以辅助轨道机动发动机完成轨道控制任务。



神舟飞船的推进系统推力器布局

## 4、飞轮的基本原理

### (1) 飞轮的工作原理

动量矩定理

$$\frac{dH}{dt} = M_d$$

$$\frac{dH_b}{dt} + \frac{dH_w}{dt} = M_d$$

↓      ↓  
本体   飞轮

$$M_c = -\frac{dH_w}{dt}$$

飞轮的动量矩变化产生控制力矩。





## (1) 飞轮的工作原理

**动量交换：**改变安装在航天器上的高速旋转刚体的动量矩，从而产生与刚体动量矩变化率成正比的控制力矩，作用于航天器上使其动量矩相应变化。

实现这种动量交换的装置称为**飞轮**或**飞轮执行机构**，只能用于航天器的姿态控制。





## (2) 飞轮的两种工作方式

偏置动量方式：

$H_w$  很大，飞轮转速很高  
相当于高速旋转的陀螺

零动量方式：

$$H_w \approx 0$$

保持整星角动量为零

飞轮的转速接近于零。





### (3) 飞轮的分类

#### 飞轮

#### 角动量方向不变

#### 角动量方向改变

角动量  
大小不变

角动量  
大小可变

角动量  
大小不变

角动量  
大小可变

自旋稳  
定卫星

H平均  
为零

H平均  
不为零

反作用  
飞轮

偏置动  
量轮

惯性轮

控制力  
矩陀螺  
(CMG)

单框架

双框架

框架动量轮

球飞  
轮

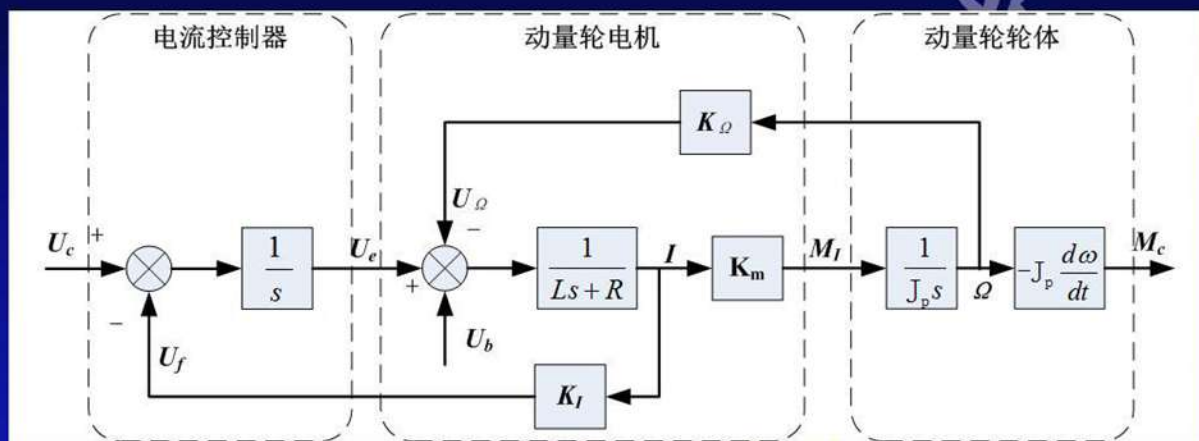
框架飞  
轮

组合飞  
轮





## (4) 飞轮的数学模型



主要组件：直流电机

$$\frac{\Omega_i(s)}{V_i(s)} = \frac{K_{Wi}}{T_{Wi}s + 1}$$

一阶惯性环节

$$K_{Wi} = K_m / (R_a b_m + K_m K_b) \quad \text{电机增益系数}$$

$$T_{Wi} = R_a J_{Wi} / (R_a b_m + K_m K_b) \quad \text{电机时间常数}$$



## (5) 飞轮的技术参数

### 1) 角动量

飞轮控制的能力, 动量矩存储器

### 2) 转速

速度饱和问题

### 3) 稳态功耗

### 4) 损耗力矩

轴承摩擦力矩, 风阻力矩,

飞轮电机损耗力矩

过零问题

### 5) 反作用力矩


### 6) 最大功耗



## 5、磁力矩器等其它执行机构

利用环境场产生控制力矩

它们利用磁场、引力场等环境场与航天器相互作用产生力矩，实现对姿态的控制，例如磁力矩、重力梯度力矩、太阳辐射力矩和气动力矩等。这些力矩一般都比较小，而且与运行轨道高度、航天器结构和姿态等因素有关。





## (1) 磁力矩器

航天器的磁特性和环境磁场相互作用可产生磁力矩：

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

$\vec{P}$  磁力矩器磁矩矢量

$\vec{B}$  地磁场磁通密度矢量

$\vec{M}$  不同平行于  $\vec{B}$

$\vec{P}$  由可控的电磁线圈产生

空心线圈

磁棒线圈

工作磁矩大小、体积、质量及安装可行性



## 磁力矩器的主要特点：

优点：

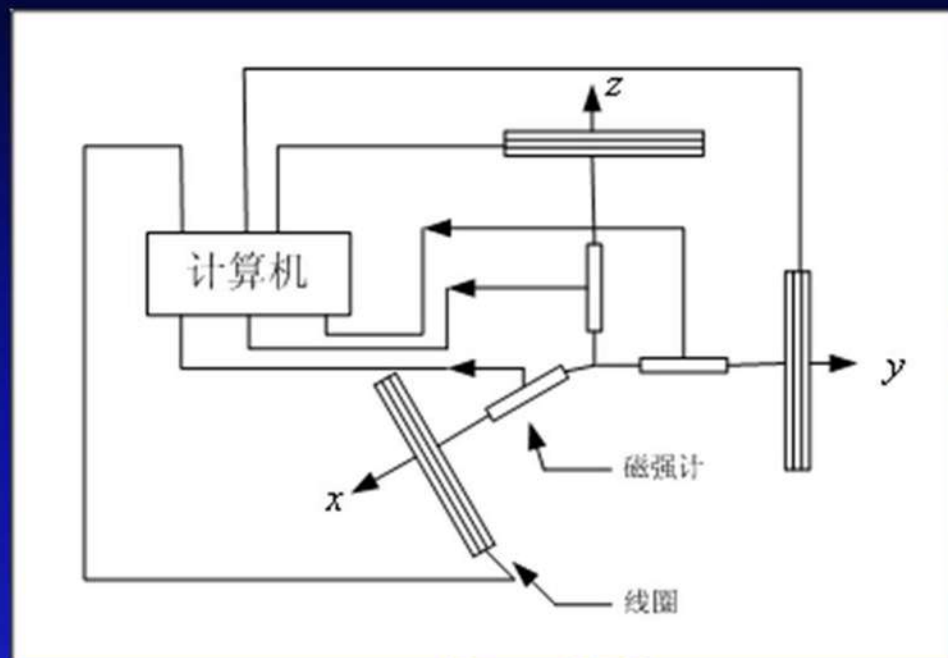
体积小，质量轻，功耗低，长寿命。

缺点：

磁力矩小，控制精度低

功能：

- ✓ 磁消旋与初始姿态捕获
  - ✓ 磁卸载、磁章动阻尼
  - ✓ 磁进动控制
- 



磁力矩与轨道高度的3次方成反比，轨道高度越低，磁力矩越大。所以磁力矩作为控制力矩比较适用于低轨道航天器。





磁力矩作为控制力矩比较适用于低轨道航天器。

重力梯度力矩适用于中高度轨道航天器。

太阳辐射力矩适用于同步轨道卫星等高轨道航天器。

气动力矩也适用于低轨道。




## 6、执行机构的比较

对于航天器控制所采用的执行机构而言，高可靠性、长寿命、高精度是其基本要求，直接关系到控制系统的寿命和精度。

在以上介绍的几种执行机构中，飞轮、推力器、磁力矩器执行机构是最常用的。





飞轮和推力器控制精度较高，环境型执行机构的控制精度较低，所以飞轮和推力器成为航天器控制主要的执行机构。

此外，执行机构输出的力矩范围、工质能量的消耗量也是执行机构选用所必须考虑的重要方面。








执行机构类型	输出力矩范围 / (N · m)	控制精度	能源消耗	缺 点
推力器 (RCS)	$10^{-2} \sim 10$	较高	工质	工质不可再生
磁力矩器	$10^{-2} \sim 10^{-1}$	较低	电能	剩磁影响
重力梯度	$10^{-6} \sim 10^{-3}$	低	无	精度低力矩小
气动力	$10^{-5} \sim 10^{-3}$	低	无	精度低力矩小
惯性飞轮	$10^{-1} \sim 1$	高	主要电能	有旋转部件, 要卸载
控制力矩陀螺 (CMG)	$10^{-2} \sim 10^3$	高	主要电能	有旋转部件, 要卸载

航天器控制执行机构性能比较

