



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

01

绪论

02

航天器的轨道与轨道力学

03

航天器的姿态运动学和动力学

04

航天器姿态控制系统的组成与分类

05

航天器的被动姿态控制系统

06

航天器主动姿态稳定系统



航天器姿态控制系统的组成与分类

01

姿态敏感器

02

执行机构

03

控制器——星载控制计算机

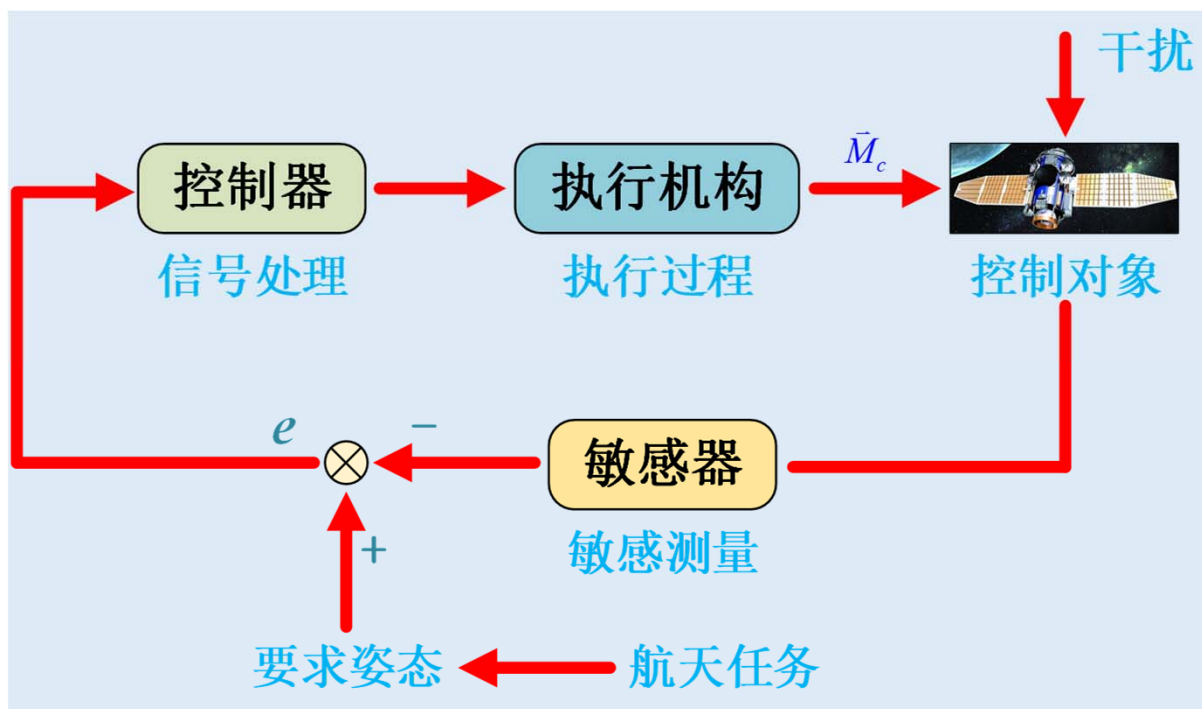
04

姿态控制系统的任务与分类



第二讲 · 执行机构

- 01 推力器
- 02 飞轮
- 03 磁力矩器等其他执行机构
- 04 控制执行机构小结





✓ 机器人总动员

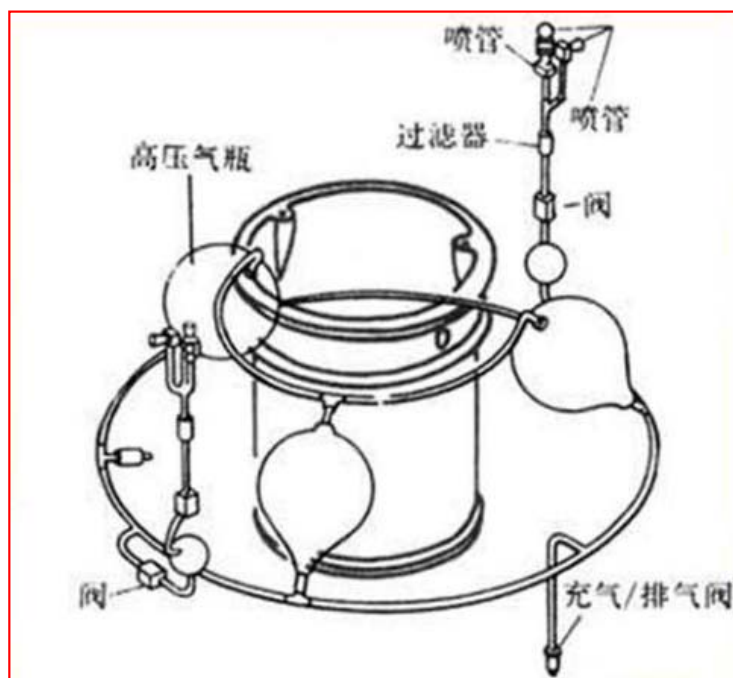


✓ 地心引力

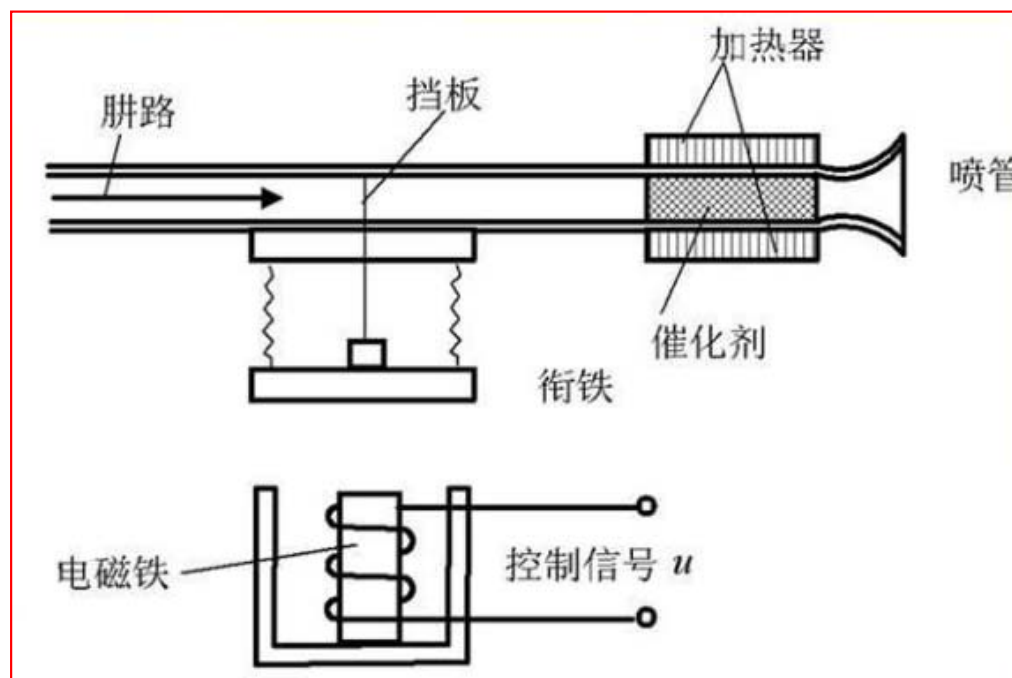




- 根据牛顿第二定律，利用质量喷射排出，产生反作用推力的装置称为推力器或者喷气执行机构。



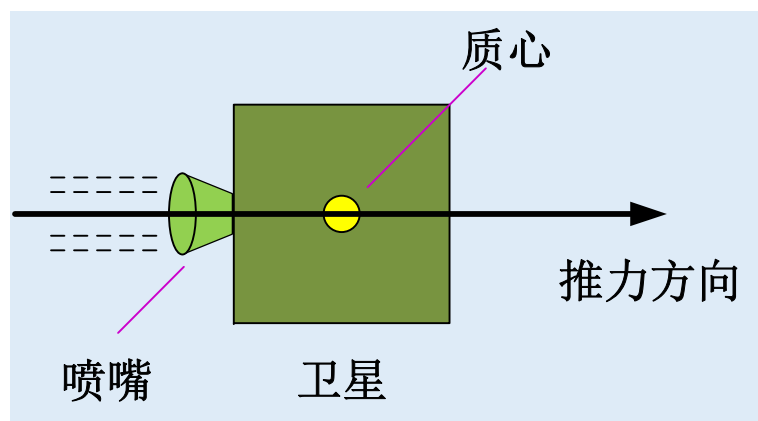
推力器原理图



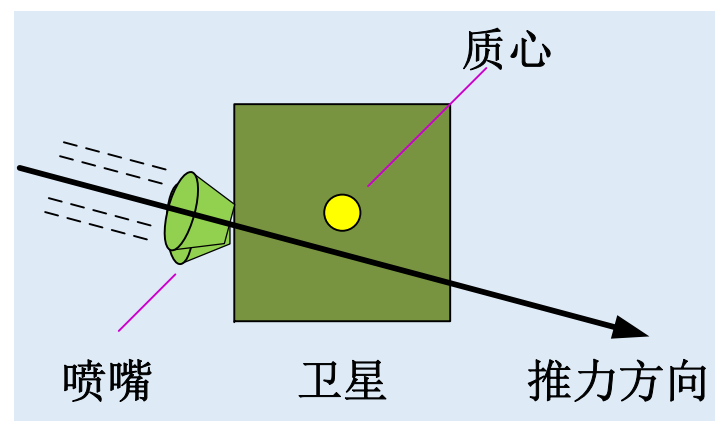
推力器电磁阀结构原理图



- 推力方向通过航天器质心
轨道控制执行机构



- 推力方向不通过航天器质心
姿态控制执行机构





➤ 根据牛顿第二定律推导出推力器在真空中的推力公式：

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

- \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



➤ 根据牛顿第二定律推导出推力器在真空中的推力公式：

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

- S_e 为推力器喷嘴出口截面积；
- p_e 为推力器喷嘴出口处的射流压力。

$S_e p_e$ 为工质流出产生的反作用力
动量推力



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

推力由动量推力和压力推力两部分组成

- 推力器产生的推力不仅与喷出的射流有关，还与外界大气压力有关。这两部分中，主要是动量推力，占全部推力的90%以上。增大推力的主要途径是增加喷射物质的秒耗量和提高排气速度。



$$\begin{aligned} F &= \dot{m}v_e + S_e p_e \\ &= \dot{m}(v_e + S_e p_e / \dot{m}) \\ &= \dot{m}v_{ef} \end{aligned}$$

有效
排气速度

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

- 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。



- 比推力：推力器推力与工质的重量秒耗量之比，相当于推力器每消耗单位质量工质所产生的推力。

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

$$\text{单位} = \frac{m/s}{m/s^2} = s$$

- g_0 为航天器所在轨道处的重力加速度。

- 比推力与比冲的定义基本上是等价的，比冲是推力器推力与工质的质量秒耗量之比。

$$\text{单位} = Ns/kg$$



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

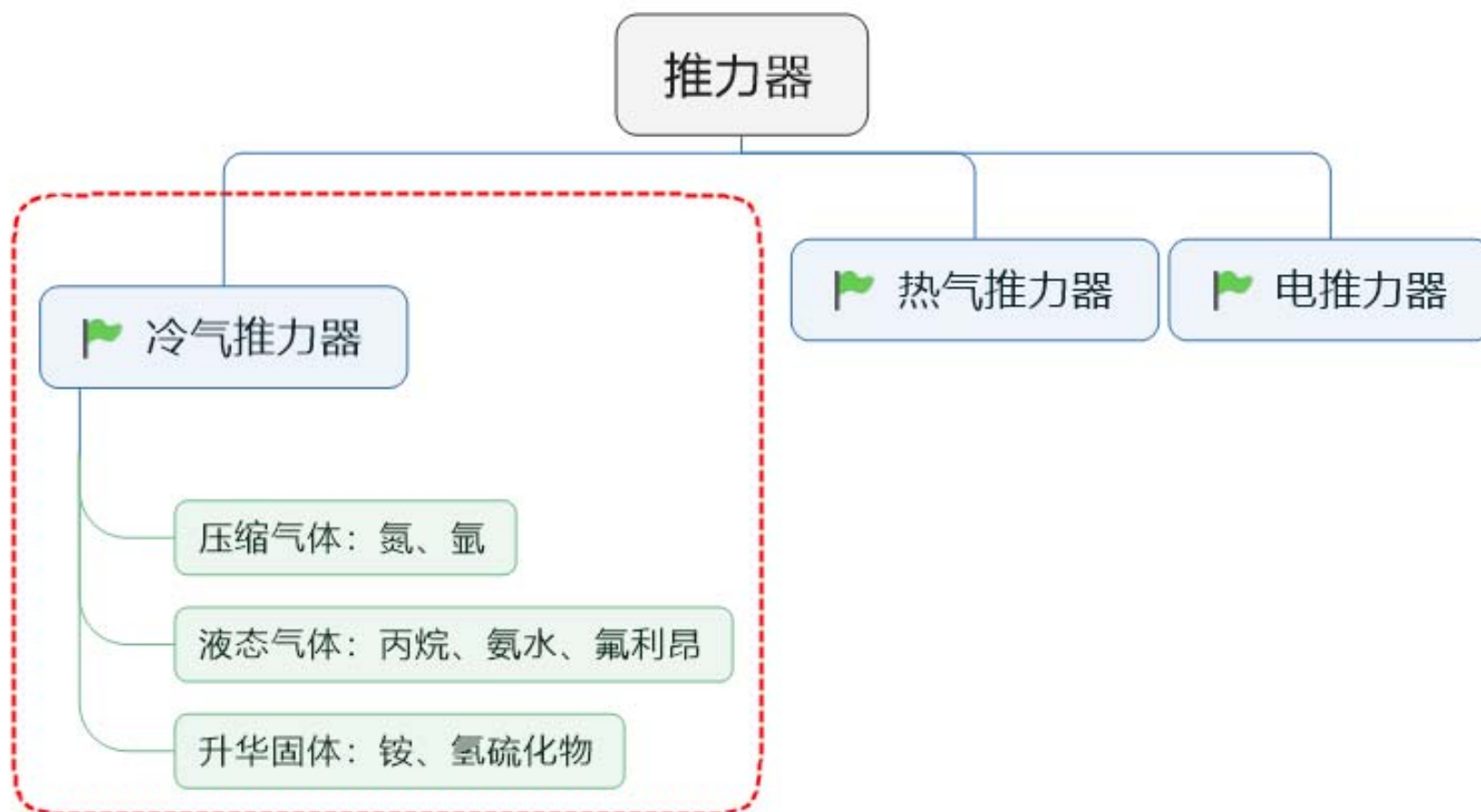
- 比推力越大，产生一定推力所需的工质重量秒耗量就越少，即当工质流量一定时，比推力越大，所产生的推力就越大。
- 比推力完全取决于有效排气速度 v_{ef} ，有效排气速度中的主要因素是 v_e ，而 v_e 主要取决于喷射物质所含能量的高低。



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

- 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。
- $I_s \approx 0.1v_{ef}$ ，比推力大致与排气速度成正比，通常可以用排气速度的大小或比推力的大小，来说明推力器和喷射物质的优劣。







冷气推力器

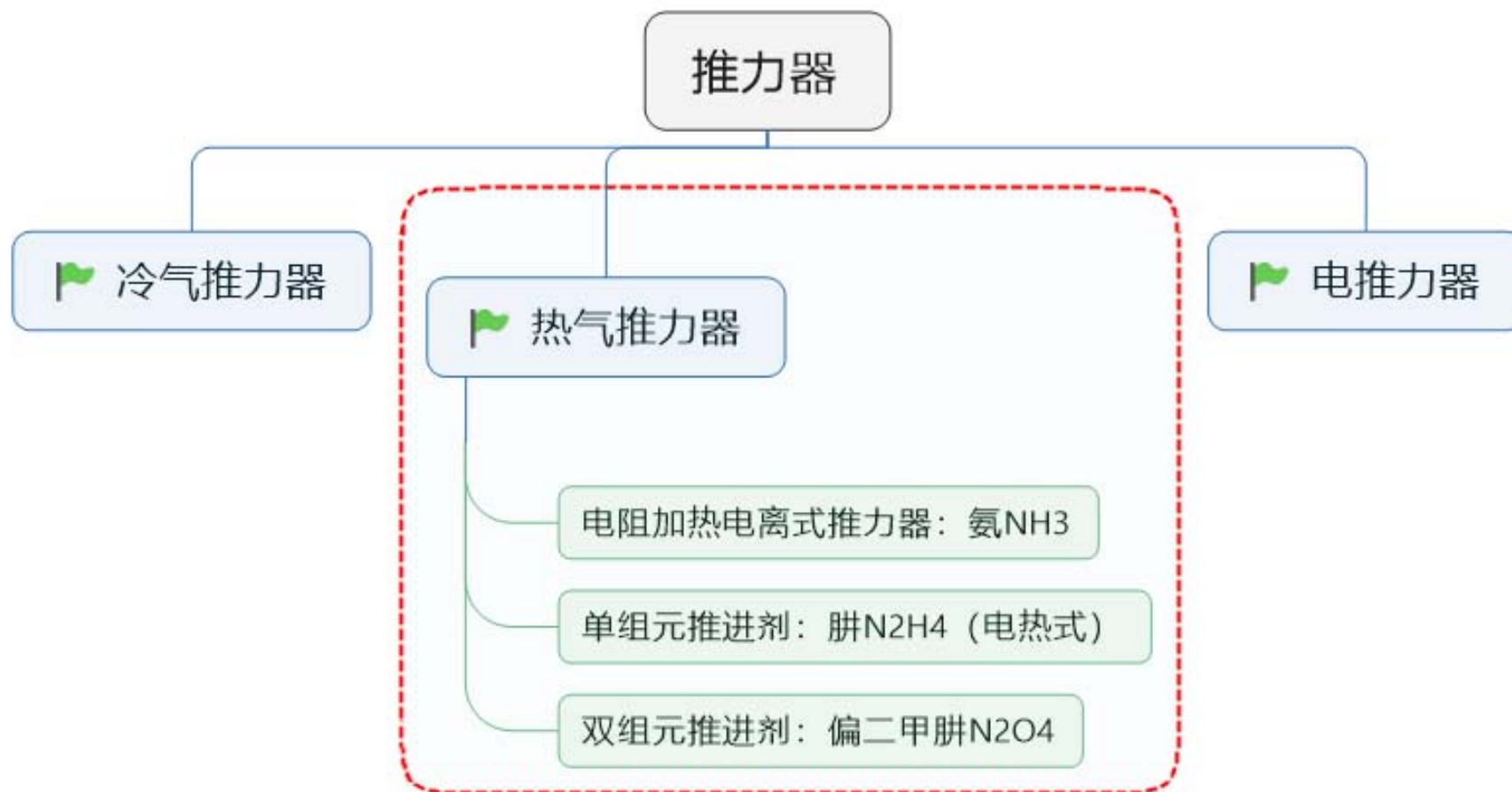
$$F = 0.05 \sim 200N, I_s = 60 \sim 120s$$

➤ 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，美国空间实验室等
- 微纳卫星
- 排污要求高的航天任务
- 宇航员的载人机动装置





单组元推进系统

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

➤ 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

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

➤ 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

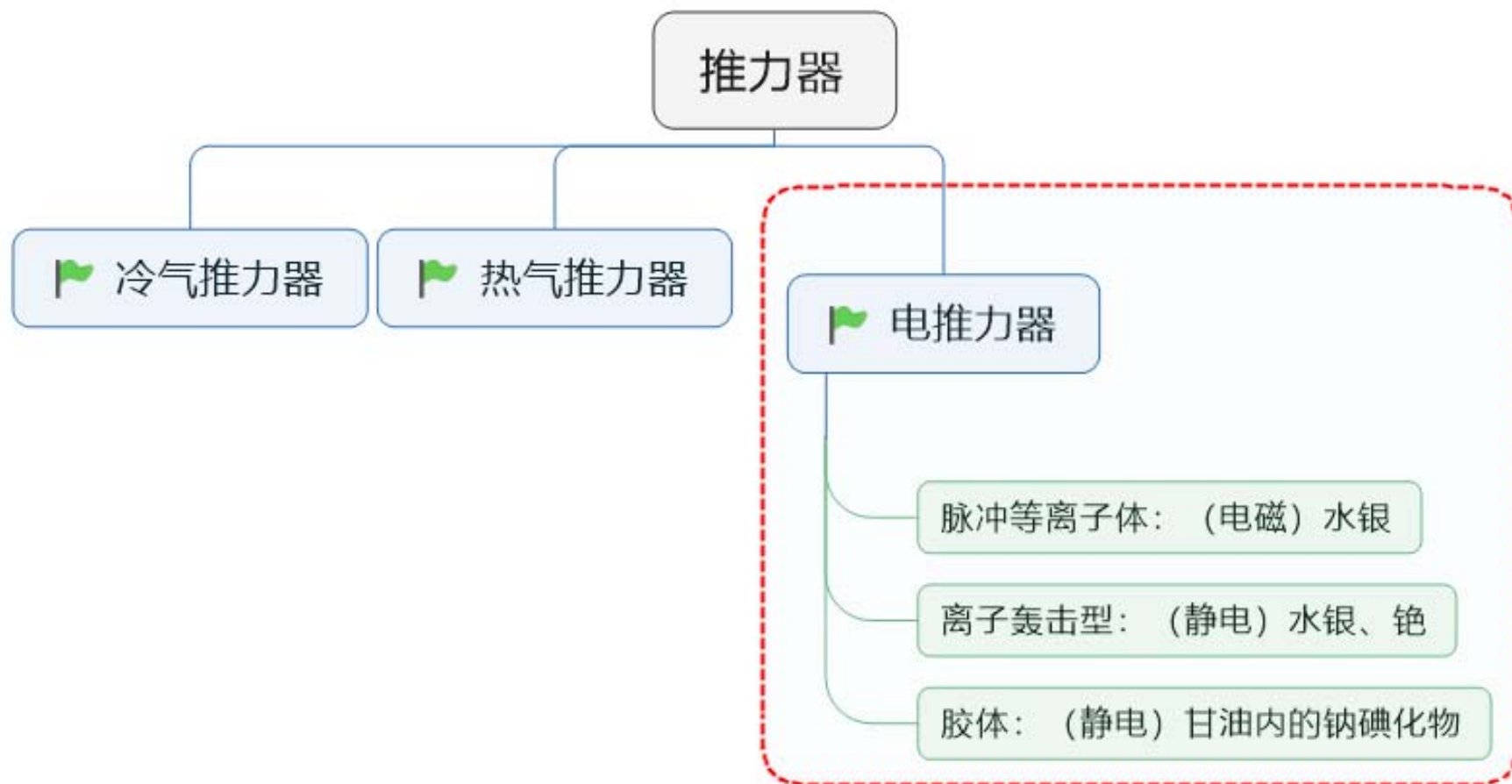
- 姿态轨道控制统一推进系统

东方红三号卫星、神舟飞船等



双模式推进系统

- 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





电推进系统

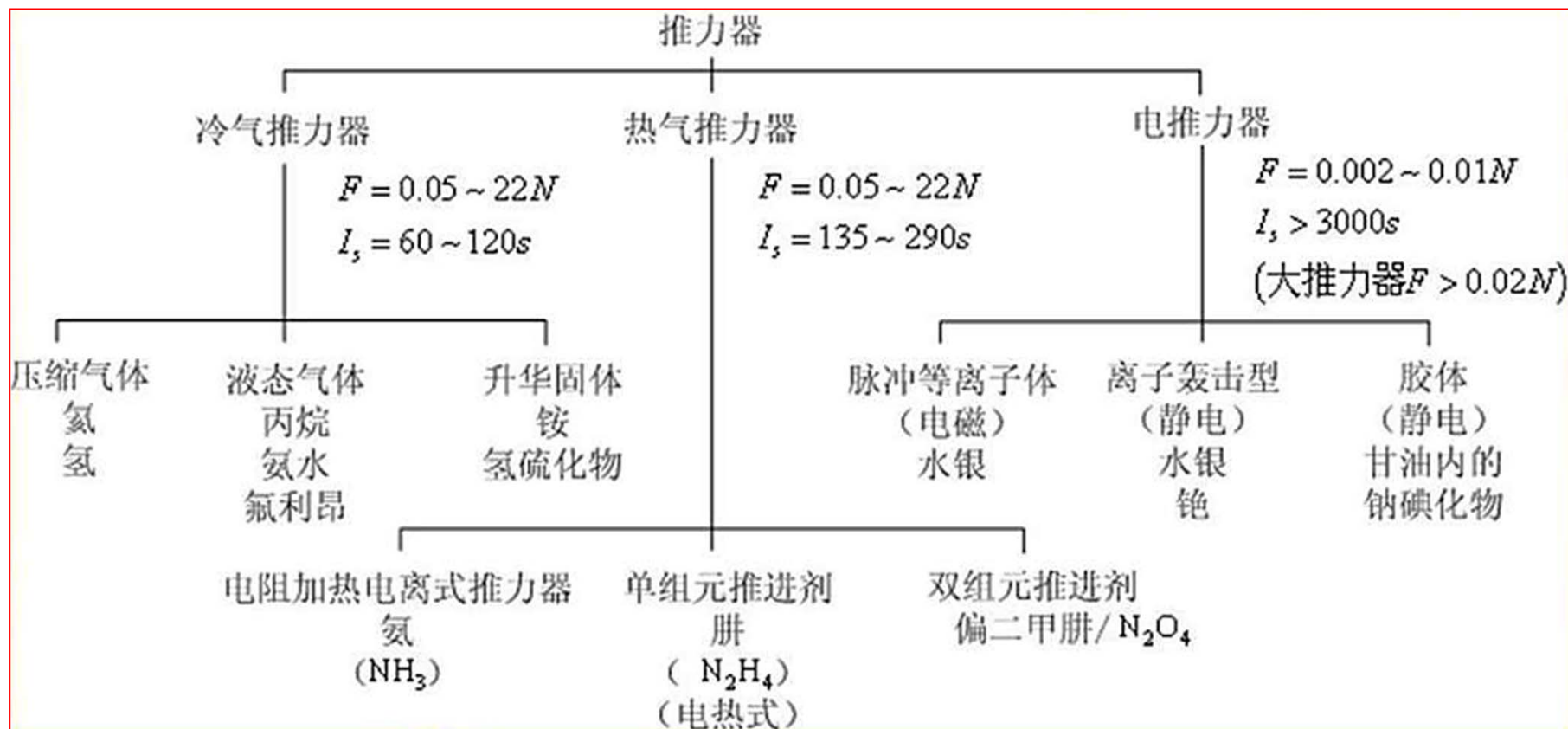
$$F = 0.002 \sim 0.05 N, I_s > 3000 s$$

➤ 特点:

- 比冲高，推力低，功耗大，技术复杂

➤ 应用

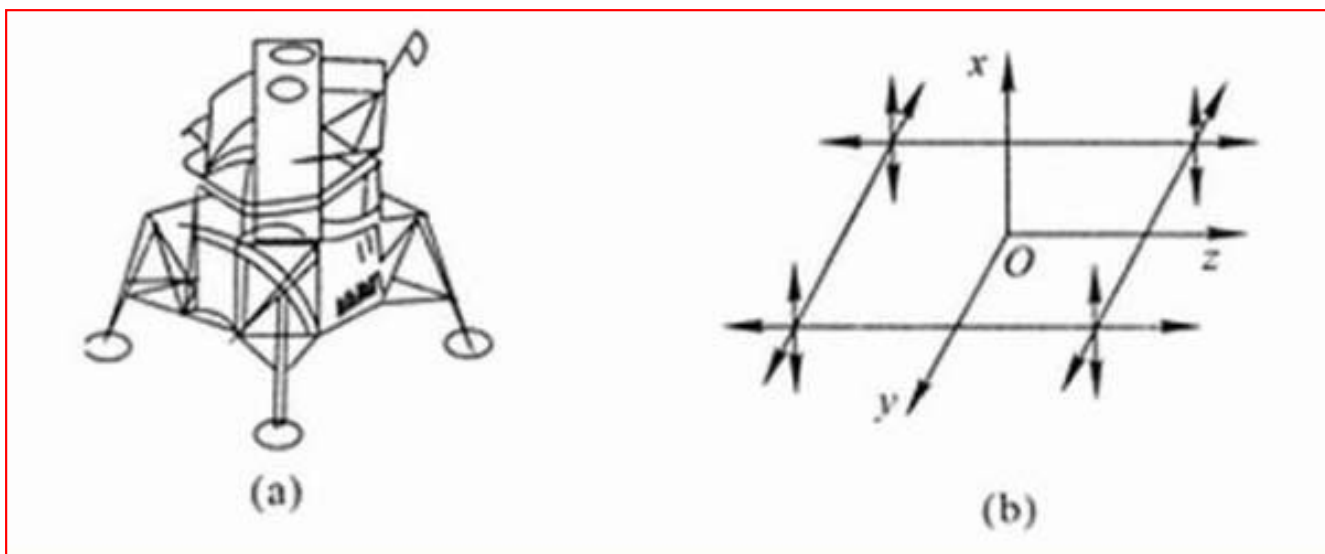
- 卫星南北位置保持
- 过渡轨道的转移
- 轨道高度的提升
- 卫星编队精密轨道保持



- 冷气推力器和热气推力器消耗的工质需由航天器从地面携带，有限且无法在轨补充；电推力器消耗电能，可以通过太阳能电池在轨补充，工质消耗量大大减少。



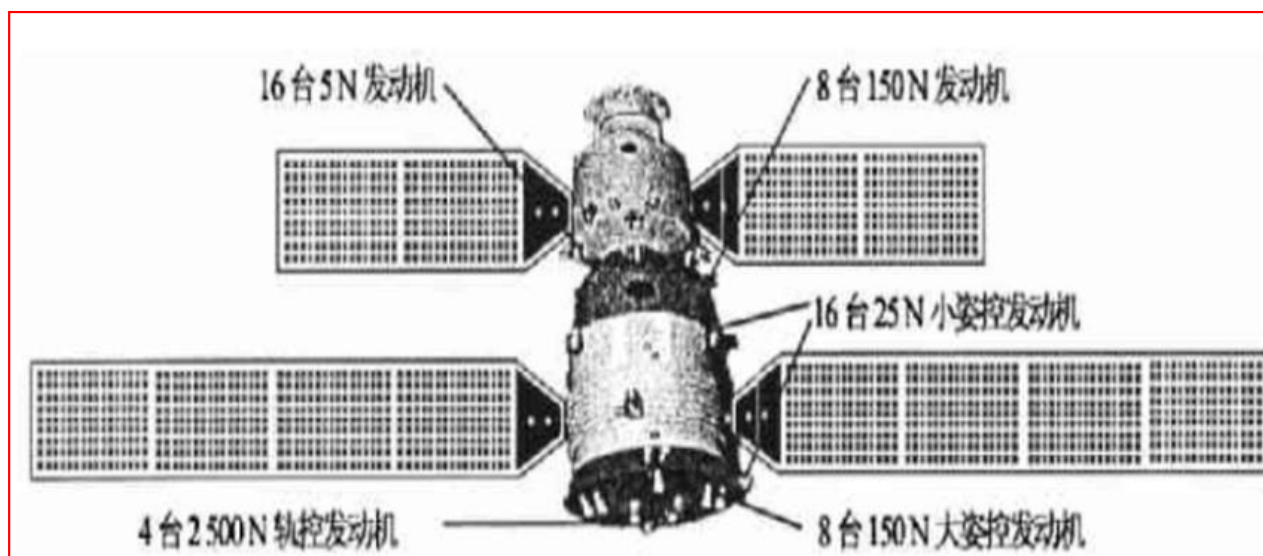
- 航天器通常都具有多个推力器组成的推力器系统：
 - 水手4号金星探测器有12个喷嘴，只用作姿态控制
 - 阿波罗登月舱推力器系统有16个喷嘴，可完成姿态与质心的六维控制任务



阿波罗登月舱推力器系统



- 航天器通常都具有多个推力器组成的推力器系统：
- 哥伦比亚号航天飞机轨道器的推力器系统则拥有44个小推力器，不仅可以主要用于姿态控制，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



➤ 推力器的选型基本要求:

- ① 为了降低推力器的质量和提高使用寿命, 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 为了提高姿态控制精度和降低推进剂的消耗, 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。



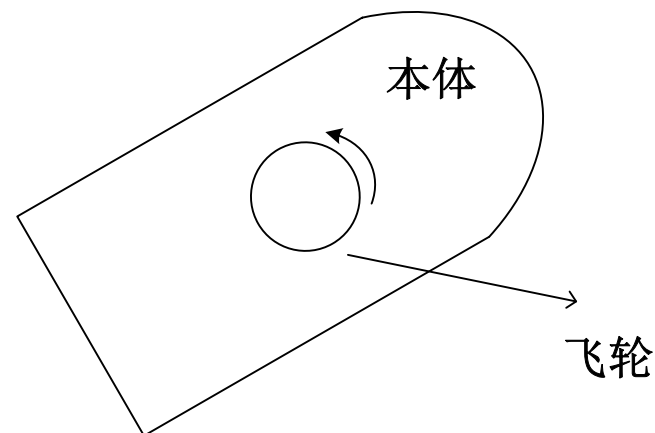
□ 动量矩定理:

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

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

本体 飞轮

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



飞轮的动量矩变化产生控制力矩



- 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。





□ 飞轮的工作方式:

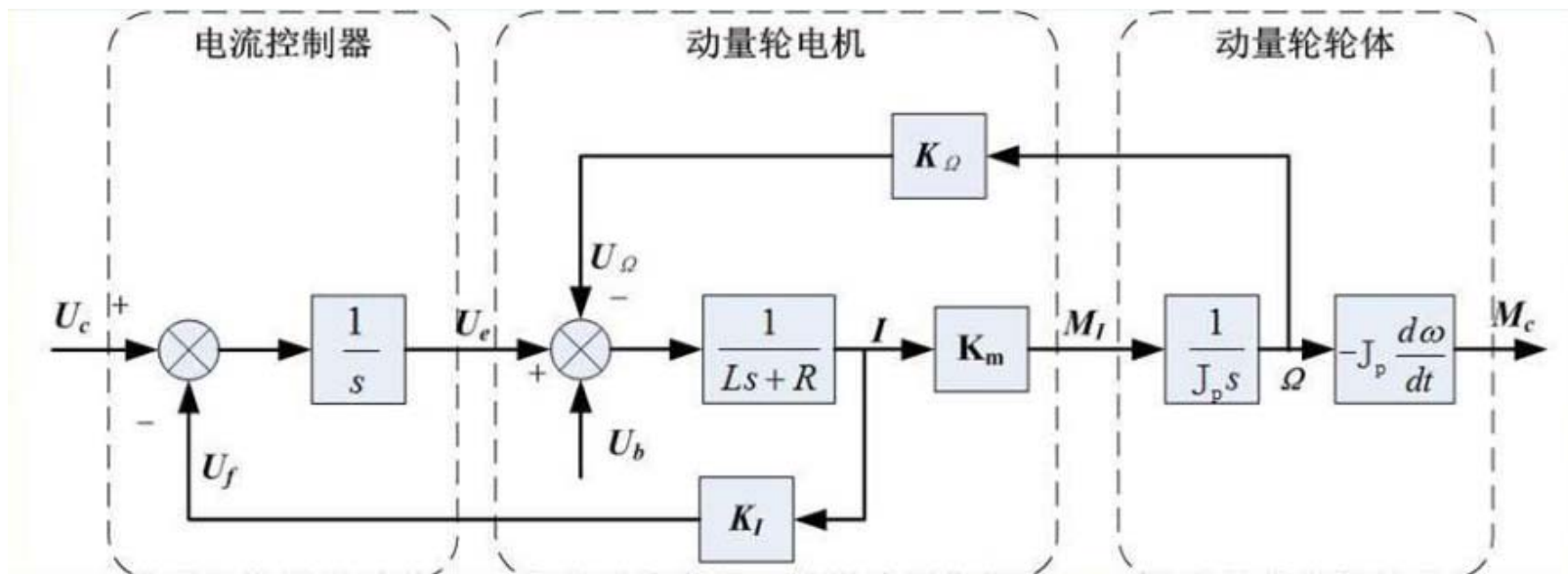
✓ 偏置动量方式

- 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。





➤ 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

$$K_{wi} = K_m / (R_a b_m + K_m K_b)$$

$$T_{wi} = R_a J_{wi} / (R_a b_m + K_m K_b)$$

电机增益系数

电机时间常数



- 角动量
 - 飞轮控制的能力，动量矩存储器
- 转速
 - 速度饱和问题
- 稳态功耗
- 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）
- 反作用力矩
- 最大功耗



- 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。



□ 磁力矩器

- ✓ 航天器的磁特性和环境磁场相互作用可以产生磁力矩：

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

- \vec{P} 是磁力矩器磁矩矢量， \vec{B} 是地磁场磁通密度矢量。
- \vec{M} 的方向不会平行于 \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



➤ 优点

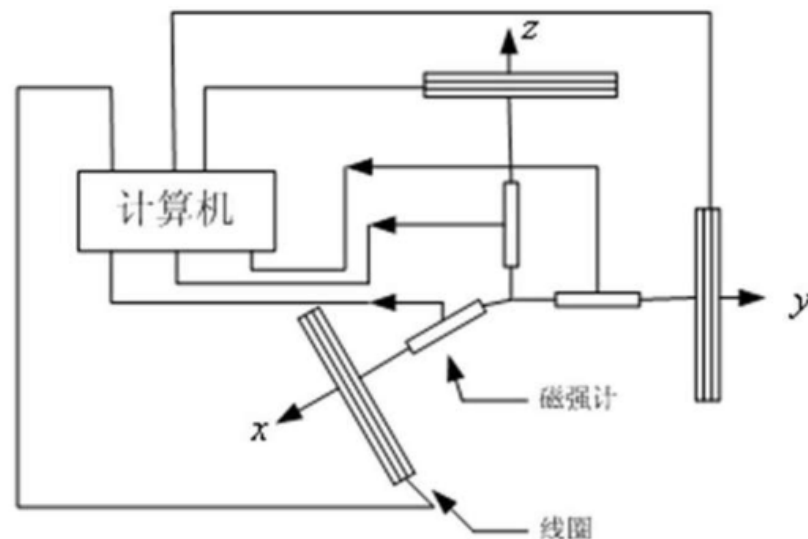
- 体积小、质量轻、功耗低、长寿命

➤ 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。
- 太阳辐射力矩和气动力矩较少用来作为控制力矩。
- 利用环境力矩产生控制力矩的装置称为**环境型执行机构**。



- 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、磁力矩器和重力梯度力矩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。
- 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

- 惯性飞轮适合于中高轨道航天器，推力器适合于低轨道航天器。考虑到推力器的输出力矩较惯性飞轮的大一个数量级，所以推力器适用于较大型航天器，而惯性飞轮则更适用于中小型航天器。



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

- 控制力矩陀螺的控制力矩范围最宽，因此它既可以用来控制最小的航天器，也可以用来控制大型航天器。



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

- 控制力矩陀螺主要用于空间站的姿态控制。至于环境型执行机构，它们分别适用于相应环境力矩较大的轨道高度上的航天器。



西安电子科技大学
XIDIAN UNIVERSITY



THANKS



029-81891860



dzhfeng@xidian.edu.cn

