



深空探测技术

Technology of Deep Space Exploration

主讲：郝熙冬

电话：18844189841

E-mail: haoxidong@xidian.edu.cn

西安电子科技大学空间院本科课程



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.1 引言

轨道设计技术是探测器设计的重要组成部分

主要报告转移轨道设计、使命轨道设计和轨控策略设计三个主要组成部分，轨道设计的一般流程是：

1. 在任务论证阶段选择合理的工具模型，考虑任务实施的实际情况，如运载、测控、探测器等的需求，给出满足任务需求的探测器飞行轮廓、燃料预算等，为后续设计提供基础；
2. 初样阶段对轨道的特性进行分析，开展与各系统的协调工作，明确各系统约束，对飞行过程进一步优化，完成轨道的初步设计；
3. 正样阶段进一步完善轨道设计模型、方法，优化轨道设计，制定故障预案及考虑扩展任务的可能性。



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

- 5.1 引言
- 5.2 探测器轨道设计过程
- 5.3 转移轨道设计
- 5.4 使命轨道设计
- 5.5 轨道控制技术
- 5.6 天体进入与着陆GNC技术

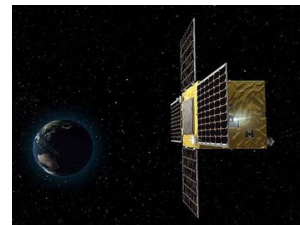
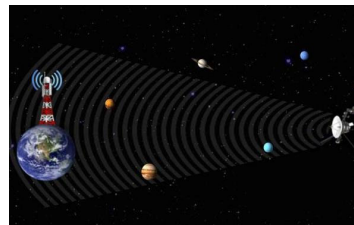


第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.1 引言

探测器控制是对各类空间探测器导航、制导与控制的总称。

其中，导航与控制是通过与探测器进行通信，制定探测器的飞行路线和轨道。再各类导航与控制手段中，自主导航与控制是实现深空探测器自主管理的重要组成部分。



其主要功能是实现在没有地面站测量的情况下，利用探测器上敏感器获取的信息，自主确定探测器的姿态和位置，为深空探测器自主运行提供参考依据，完成探测器空间状态的改变。



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.2 探测器轨道设计过程

- 1.明确任务目标
- 2.根据不同轨道对于计算精度的要求，选用合适动力学模型
- 3.计算不同轨道特点，结合不同科学探测任务的需求，确定满足特定任务要求的轨道
- 4.考虑工程总体需求、地面测控系统能力、运载火箭性能、地面应用系统配置等，不断分析、迭代
- 5.通过对轨道设计个相关参数分析，给出满足任务要求的轨道方案，并对方案优化，达到速度增量最优。

5

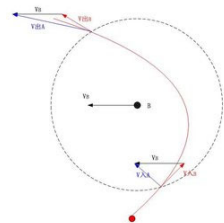
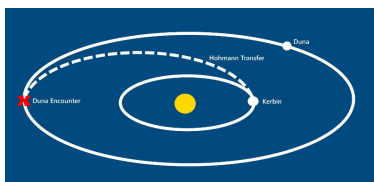


第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

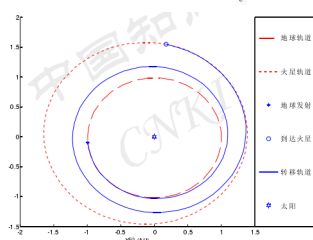
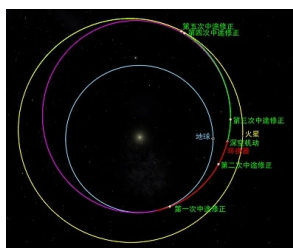
主要分为直接转移、行星借力飞行、深空机动、小推力转移

直接转移



借力飞行

深空机动



小推力转移

图 2-4 火星交会任务小推力转移轨道示意图

7



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.2 探测器轨道设计过程

分析的内容包括：发射窗口的影响；轨道的演化特性分析；轨道误差分析；不同参数轨道的速度增量预算；不同窗口及轨道的测控和光照等几何分析；轨控策略分析等。

考虑的工程约束主要包括：

1. 探测任务约束；
2. 工程总体对发射窗口和任务时间的要求；
3. 发射场和运载能力的约束；
4. 测控系统的约束；
5. 探测器系统的约束。

6



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.1 直接转移

霍曼转移：

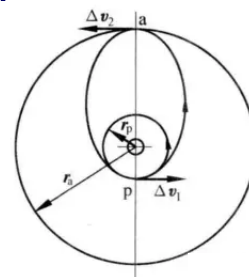
能量守恒方程：

$$E = \frac{1}{2} m v^2 - \frac{GMm}{r} = \frac{-GMm}{2a}$$

轨道能量守恒方程（不计入探测器质量）：

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)$$

v为物体的速度， $\mu=GM$ 为中央物体的标准重力参数，r为至中央天体中心的距离，a为轨道的半长轴。



8



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.1 直接转移

霍曼转移:

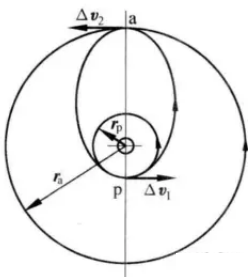
速度增量为:

$$\Delta v = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 \right).$$

$$\Delta v' = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right).$$

霍曼转移所花的时间为:

$$t_H = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{4\pi^2 a_H^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{(r_1 + r_2)^3}{8\mu}}.$$



9



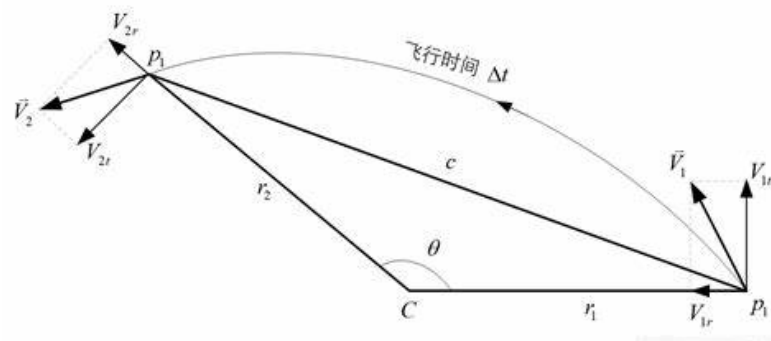
第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.1 直接转移

兰伯特方法:

由两个位置矢量及飞行时间确定轨道



10



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.1 直接转移

兰伯特方法:

定义一个变量为:

$$\dot{\chi} = \frac{\sqrt{\mu}}{r}$$

轨道的椭圆方程:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta} \quad \rightarrow \quad r = a \left(1 + e \sin \frac{\chi + c_0}{\sqrt{a}} \right)$$

11



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.1 直接转移

兰伯特方法:

飞行时间:

$$\sqrt{\mu} \Delta t = a \chi - a e \sqrt{a} \left(\cos \frac{\chi + c_0}{\sqrt{a}} - \cos \frac{c_0}{\sqrt{a}} \right)$$

速度方程:

$$z = \alpha \chi^2, \alpha = 1/a, r_1 = |\mathbf{r}_1|, r_2 = |\mathbf{r}_2|$$

$$\begin{cases} v_1 = \frac{\mathbf{r}_2 - f \mathbf{r}_1}{g} \\ v_2 = \frac{g \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1}{g} \end{cases} \quad \begin{cases} f = 1 - \frac{\chi^2}{r_1} C(z), \quad g = \Delta t - \frac{1}{\sqrt{\mu}} \chi^3 S(z) \\ \dot{f} = \frac{\sqrt{\mu}}{r_1 r_2} \chi [z S(z) - 1], \quad \dot{g} = 1 - \frac{\chi^2}{r_2} C(z) \end{cases}$$

12



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

$$C(z) = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(-z)^k}{(2k+2)!} = \begin{cases} \frac{1 - \cos \sqrt{z}}{z}, & z > 0 \\ \frac{1 - \cosh \sqrt{-z}}{z}, & z < 0 \\ \frac{1}{2}, & z = 0 \end{cases}$$

$$S(z) = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(-z)^k}{(2k+3)!} = \begin{cases} \frac{\sqrt{z} - \sin \sqrt{z}}{\sqrt{z}^3}, & z > 0 \\ \frac{\sinh \sqrt{-z} - \sqrt{-z}}{\sqrt{(-z)}^3}, & z < 0 \\ \frac{1}{6}, & z = 0 \end{cases}$$

$$\sqrt{\mu}(t-t_0) = x^3 S + \frac{r_0 \cdot v_0}{\sqrt{\mu}} x^2 C + r_0 x (1-zS)$$

$$r = x^2 C + \frac{r_0 \cdot v_0}{\sqrt{\mu}} x (1-zS) + r_0 (1-zC)$$

$$\sqrt{\mu} \Delta t = a \chi - ae \sqrt{a} \left(\cos \frac{\chi + c_0}{\sqrt{a}} - \cos \frac{c_0}{\sqrt{a}} \right)$$

速度方程:

$$z = \alpha \chi^2, \alpha = 1/a, r_1 = |r_1|, r_2 = |r_2|$$

$$\begin{cases} v_1 = \frac{r_2 - f r_1}{g} \\ v_2 = \frac{g r_2 - r_1}{g} \end{cases} \quad \begin{cases} f = 1 - \frac{\chi^2}{r_1} C(z), \quad g = \Delta t - \frac{1}{\sqrt{\mu}} \chi^3 S(z) \\ \dot{f} = \frac{\sqrt{\mu}}{r_1 r_2} \chi [z S(z) - 1], \quad \dot{g} = 1 - \frac{\chi^2}{r_2} C(z) \end{cases}$$

13



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

5.3 转移轨道设计

5.3.1 直接转移

兰伯特方法:

转移轨道设计, 需要用兰伯特方法固定出发时间和到达时间, 分析出发速度和到达速度, 反之亦然。

多圈兰伯特转移: 飞行时间很长, 单圈离心率大, 耗费燃料, 所以要求停泊轨道上停泊N圈, 再进行转移。



14



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

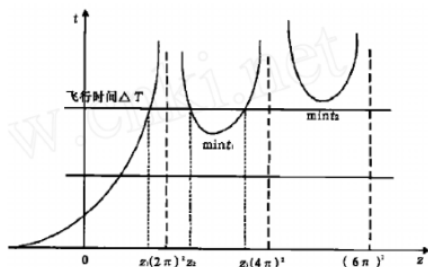
5.3 转移轨道设计

5.3.1 直接转移

多圈兰伯特问题:

$$z = \alpha \chi^2, \alpha = 1/a, r_1 = |r_1|, r_2 = |r_2|$$

$$t(z) = \frac{1}{\sqrt{\mu}} \left(\chi^3 S(z) + A \sqrt{y(z)} \right)$$



$t = \Delta t$ 与曲线有几个交点, 就对应几条兰伯特转移轨道

15



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

5.3 转移轨道设计

5.3.2 借力飞行

基本原理: 探测器飞越行星时, 为双曲线轨道

r_p : 双曲飞越轨道近星距

δ : 飞越前后双曲剩余速度的偏转角度

θ_∞ : 双曲飞越轨道渐进线真近点角

v_∞^- : 飞入双曲线无穷远速度

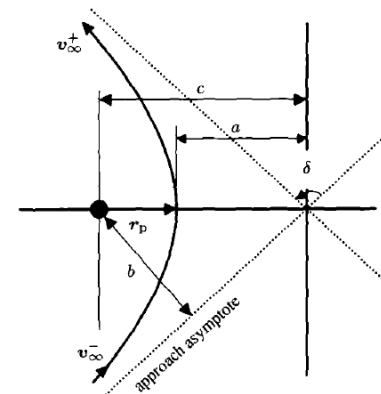
v_∞^+ : 飞出双曲线无穷远速度

b : 行星到双曲飞越轨道渐进线距离

a : 双曲飞越轨道半径

c : 双曲飞越轨道焦点距圆心

r : 探测器与行星距离 θ : 探测器真近点角



16

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.2 借力飞行

基本原理：探测器飞越行星时，为双曲线轨道

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$$

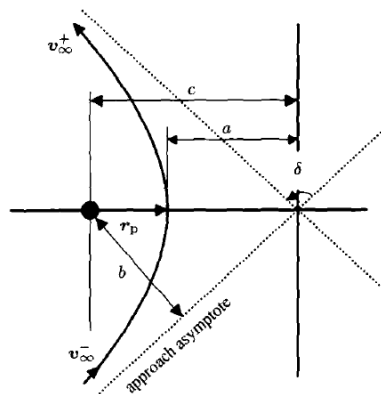
$$\frac{1}{e} = \sin \frac{\delta}{2}$$

➤ 已知剩余速度和偏转角，可得到近星距

$$a = \frac{\mu_p}{v_\infty^2}$$

➤ 已知近心距，可得到偏心率 and 偏转角

$$e = 1 + \frac{r_p v_\infty^2}{\mu_p}$$



17

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.2 借力飞行

➤ $\alpha=0^\circ$ ， v_∞^+ 与行星速度 v_p 相同，得到最高能量的日心轨道，经借力后，探测器位于新轨道近日点。

➤ $\alpha=180^\circ$ ， v_∞^+ 与行星速度 v_p 相同，得到最低能量的日心轨道，经借力后，探测器位于新轨道远日点。

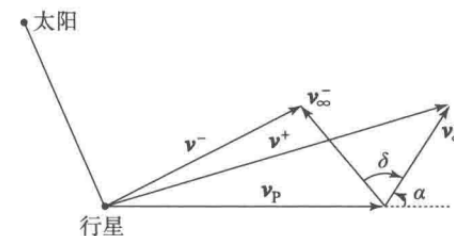


图 4-11 借力飞行前后日心速度的变化

18

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.2 借力飞行

借力飞行一个关键的问题就是借力天体选取，通过引入 $P-R_p$ 图，可以寻找满足能量要求的借力天体序列

$$v = \sqrt{(v_p + v_\infty \cos \alpha)^2 + (v_\infty \sin \alpha)^2}$$

探测器日心轨道周期P:

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_s}}$$

近日距:

$$R_p = a(1-e)$$

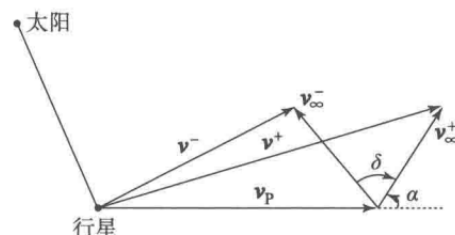


图 4-11 借力飞行前后日心速度的变化

19

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.2 借力飞行

借力飞行一个关键的问题就是借力天体选取，通过引入 $P-R_p$ 图，可以寻找满足能量要求的借力天体序列

可获取信息:

- 不同行星间是否存在可能的借力飞行轨道;
- 通过一次飞越借力所能产生的最大变轨效果;
- 为设计最优的借力天体序列提供参考

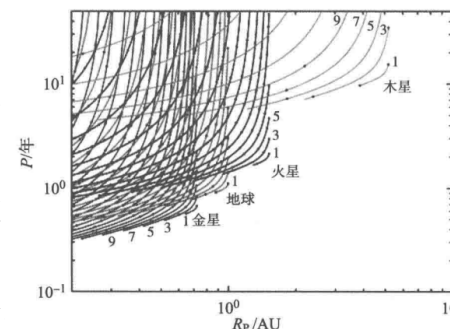


图 4-12 $P-R_p$ 等高线图

20

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.3 深空机动

深空机动（DSM）：在转移轨道过程中施加一个速度脉冲，以弥补发射条件的不足，改变轨道平面和大小。

根据预定到达时间、轨道参数与即时测控定轨参数制定深空机动变轨策略，完成对应的探测器姿态和轨道控制，确保探测器在深空机动后处于与火星精确相交的轨道上。

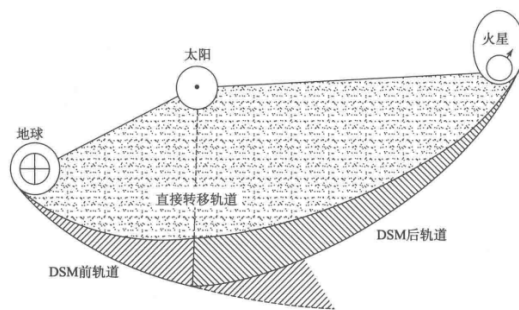


图 4-13 深空机动的示意

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.4 小推力转移

小推力推进系统已成为 21 世纪深空探测领域的一种关键技术，其具有比冲高、质量低、控制精度高等优点，能大大减少探测任务尤其是较远行星探测任务的燃料消耗，是未来深空探测转移轨道主流发展方向之一。

- 电推进技术
- 离子推进技术
- 太阳帆技术

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.4 小推力转移

小推力转移轨道优化方法：

1. 多项式拟合理论：假设有一组数据点，包含 m 个点，称之为样本点吧，

$$\{(x_1, y_1)(x_2, y_2) \dots (x_m, y_m)\}$$

那样本点中的某个点就可以表示为

$$(x_i, y_i), i = 1, 2, 3, \dots, m$$

$$\hat{y}_i = a_0 x_i^n + a_1 x_i^{n-1} + a_2 x_i^{n-2} + \dots + a_{n-1} x_i + a_n$$

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.4 小推力转移

小推力转移轨道优化方法：

1. 多项式拟合理论：

对于小推力转移轨道，通常用逆六次多项式拟合，探测器的每一段电推进弧段在 XOY 平面内方程和平面外方程分别通过逆多项式和多项式拟合逼近

$$r(\theta) = \frac{1}{a + b\theta + c\theta^2 + d\theta^3 + e\theta^4 + f\theta^5 + g\theta^6}$$

$$z(\theta) = a_z + b_z\theta + c_z\theta^{q-1} + d_z\theta^q$$



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.3 转移轨道设计

5.3.4 小推力转移

小推力转移轨道优化方法：

2. FFS理论：任何周期函数都可以写成有限傅里叶级数的形式，即sin和cos的无限和形式，不同函数按傅里叶级数展开，其区别仅在于三角函数前面系数以及傅里叶级数项数的不同。有限傅里叶级数来近似小推力转移轨道二维轨迹模型

$$\begin{cases} r(t) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{n_f} \left\{ a_n \cos\left(\frac{n\pi}{T} t\right) + b_n \sin\left(\frac{n\pi}{T} t\right) \right\} \\ \theta(t) = \frac{c_0}{2} + \sum_{n=1}^{n_\theta} \left\{ c_n \cos\left(\frac{n\pi}{T} t\right) + d_n \sin\left(\frac{n\pi}{T} t\right) \right\} \end{cases}$$

25



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

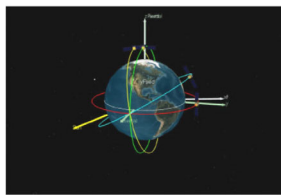
•5.4 使命轨道设计

环绕探测轨道，分为行星同步轨道、太阳同步轨道、准太阳同步轨道、临界倾角轨道、冻结轨道。

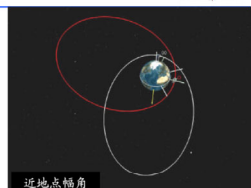
轨道位置参数

位置参数：

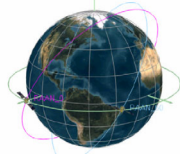
Inclination
轨道倾角（轨道平面与赤道平面夹角）
right ascension or longitude of the ascending node
(RAAN)
升交点赤经（赤道平面春分点向右与升交点夹角）
argument of perigee
近地点幅角（升交点与近地点夹角）



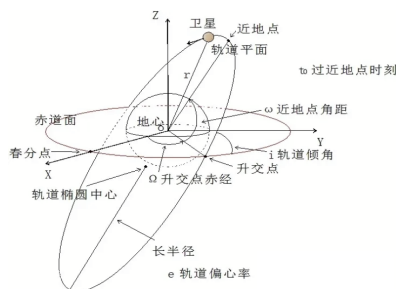
倾角



近地点幅角



升交点赤经



27



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.4 使命轨道设计

使命轨道根据探测任务，分为**环绕探测轨道**、着陆探测轨道、伴飞轨道、飞越探测轨道、**平动点轨道**。

使命轨道动力学模型（以月球为例）

$$\ddot{\mathbf{r}}_p = -\mu \frac{\mathbf{r}_p}{r_p^3} + \mathbf{A}_N + \mathbf{A}_{NSC} + \mathbf{A}_{NSS} + \mathbf{A}_D + \mathbf{A}_R + \mathbf{A}_P$$

式中， μ 为中心天体引力常数； \mathbf{r}_p 为探测器的位置矢量； \mathbf{A}_N 为N体引力摄动加速度； \mathbf{A}_{NSC} 为中心天体非球形摄动加速度； \mathbf{A}_{NSS} 为中心天体卫星非球形摄动加速度； \mathbf{A}_D 为大气阻力摄动加速度； \mathbf{A}_R 为太阳光压摄动加速度； \mathbf{A}_P 为推力加速度。

26



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.4 使命轨道设计

环绕探测轨道，分为行星同步轨道、太阳同步轨道、准太阳同步轨道、临界倾角轨道、冻结轨道。

(1)火星同步轨道

轨道角速度： $n = \dot{\Omega}_T = 350.89189^\circ/\text{d}$

$a_0^3 = \mu / \dot{\Omega}_T^2 = 8.52426 \times 10^{21}$

轨道半长轴： $a_0 = 20428 \text{ km}$

轨道高度： $h_0 = 17031 \text{ km}$

(2)火星静止轨道

$a_{GS} = 20430.99 \text{ km}$

$h_0 = 17034.79 \text{ km}$

$\eta_{GS} = \frac{a_{GS}}{R} = 6.016$

28

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.4 使命轨道设计

(3)火星太阳同步轨道

$$\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_s$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{3nJ_2R^2}{2a^2(1-e^2)^2}\cos i$$

其中, $\dot{\Omega}_s=0.524\ 04^\circ/\text{d}$ 为火星轨道的角速度。

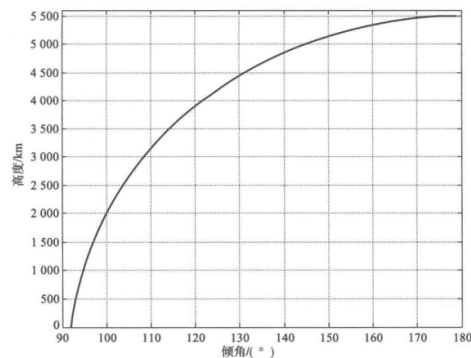


图 4-19 太阳同步圆轨道高度随倾角的变化

目前发射的火星探测器, 其环火星的任务轨道大多采用太阳同步轨道的方式。

29

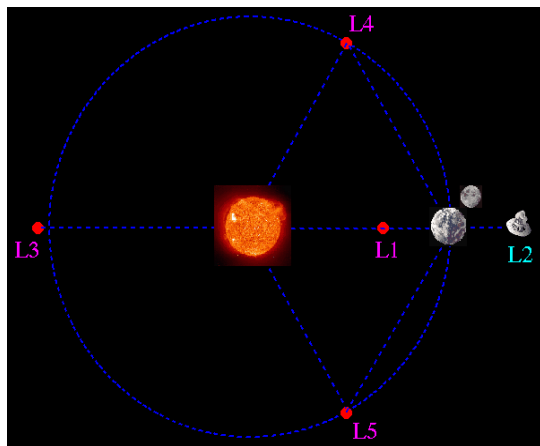
第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.4 使命轨道设计

平动点任务: 三体力学模型下的拉格朗日点又称平动点或动平衡点。

Lagrange拉格朗日点:

一个小质量的物体在两个大质量的物体附近运行时, 有5个特殊点, 在这些点上, 小质量物体所受到的引力和以共同角速度旋转的离心力恰好相等。



31

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.4 使命轨道设计

(4) 大椭圆近火点漂移轨道

环火大椭圆近火点漂移轨道利用了近火点漂移的特性, 设计成约一个火星年随太阳漂移一圈的环火极轨道, 使得近火点太阳高度角满足要求。以近火点高度 265 km 为例, 计算一个火星年近火点漂移一圈的轨道, 倾角和半长轴的关系。

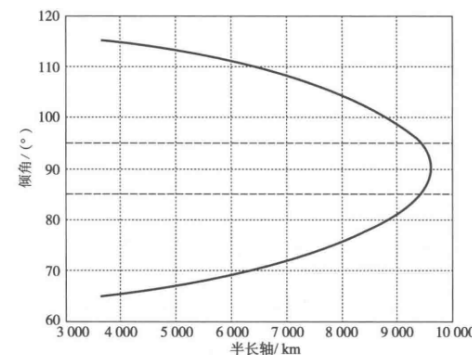


图 4-21 近火点漂移轨道倾角和半长轴的关系

30

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.4 使命轨道设计

采用的动力学模型为圆形限制性三体问题。航天器在两大主天体的共同作用下运动, 在质心旋转坐标系中无量纲化的动力学方程为

$$\begin{cases} \ddot{x} = 2\dot{y} + x - \frac{\partial\Omega}{\partial x}, \\ \ddot{y} = -2\dot{x} + y - \frac{\partial\Omega}{\partial y}, \\ \ddot{z} = \frac{\partial\Omega}{\partial z}. \end{cases}$$

$$\Omega = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2}$$

$$\begin{cases} r_1 = \sqrt{(x+\mu)^2 + y^2 + z^2}, \\ r_2 = \sqrt{(x-1+\mu)^2 + y^2 + z^2}. \end{cases}$$

其中, Ω 代表三体系统的势能函数,

$$\Omega = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2}$$

$$\mu = m_2 / (m_1 + m_2).$$

32



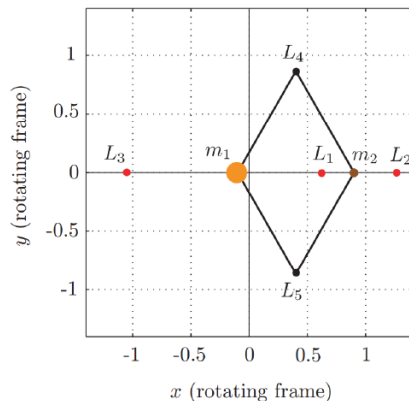
第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.4 使命轨道设计

欧拉和拉格朗日发现了圆形限制性三体问题在会合坐标系下的五个平动点，在无量纲单位下，平动点的位置由如下简单的非线性方程的解给出。

$$\begin{cases} x - \frac{1-\mu}{(x+\mu)^2} + \frac{\mu}{(x-1+\mu)^2} = 0 \\ x - \frac{1-\mu}{(x+\mu)^2} - \frac{\mu}{(x-1+\mu)^2} = 0 \\ x + \frac{1-\mu}{(x+\mu)^2} + \frac{\mu}{(x-1+\mu)^2} = 0 \end{cases}$$

$$\begin{cases} 1 - \frac{1-\mu}{r_1^3} - \frac{\mu}{r_2^3} = 0 \\ x + \frac{(1-\mu)(x+\mu)}{r_1^3} - \frac{\mu(x-1+\mu)}{r_2^3} = 0 \end{cases}$$



33



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

1、轨道控制

定义：对航天器的**质心**施以外力，以有目的地改变其运动轨迹的技术。

轨道控制包括**轨道确定**和**轨道控制**两个方面内容。

轨道确定：研究如何确定航天器的位置和速度，亦称空间导航，简称**导航**。

轨道控制：根据航天器现有位置、速度、飞行的最终目标，对质心施以控制力，以改变其运动轨迹的技术，亦称**制导**。

35

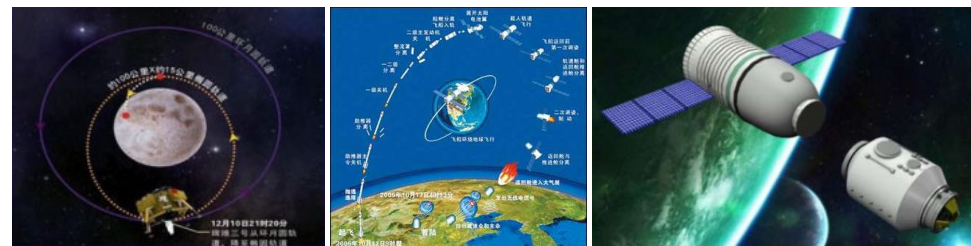


第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道控制技术

探测器控制的研究重点包括：

- (1) 探测器的轨道与姿态控制；
- (2) 探测器的导航与制导控制；
- (3) 探测器的主动与被动控制。



34



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

轨道控制按应用方式可分为四类：

(1) 轨道机动：

使航天器从一个自由飞行段轨道转移到另一个自由飞行段轨道的机动。

(2) 轨道保持：

克服摄动影响，使航天器轨道的某些参数保持不变的控制。

(3) 轨道交会：

航天器能与另一个航天器在同一时间以相同速度达到空间同一位置而实施的控制过程。

(4) 再入返回控制：

是指使航天器脱离原来的轨道，返回进入大气层的控制。

36

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

2、姿态控制

定义：对航天器**绕质心**施加**力矩**，以保持或按需要改变其在空间定向的技术。

姿态控制是获取并保持航天器在空间定向的过程，例如：

- 卫星对地进行通信或观测；
- 天线或传感器要指向地面目标；
- 卫星进行轨道控制时，发动机要对准所要求的推力方向；
- 航天器再入轨大气层时，要求制动放热面对准迎面气流这些都要求使航天器建立和保持一定的姿态。

37

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

姿态控制通常包括以下几个具体类型：

(1) 定向：

航天器的本体或附件（如太阳能电池阵、观测设备、天线等）以单轴或三轴按一定精度保持在给定参考方向上。



(2) 再定向：

航天器本体从对一个参考方向的定向改变到对另一个新参考方向的定向。它是通过连续的姿态机动控制实现的。

39

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

姿态控制包括**姿态确定**和**姿态控制**两方面内容：

姿态确定：研究航天器相对于某个基准的确定姿态方法。

这个基准可以是惯性基准或者人们感兴趣的某个基准，例如地球。

姿态控制：航天器在规定或预先确定的方向（可称为参考方向）上定向的过程，它包括**姿态稳定**和**姿态机动**。

姿态稳定：使姿态保持在指定方向。

姿态机动：航天器从一个姿态过渡到另一个姿态的再定向过程。

38

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

(3) 捕获：

亦称**初始对准**，是指航天器由未知不确定姿态向已知定向姿态的机动控制过程。

比如：航天器入轨时，星箭分离，航天器从旋转翻滚等不确定姿态进入对地对日定向姿态。

捕获一般分粗对准和精对准两个阶段。

粗对准：指大致对准，通常须用较大的控制力矩以缩短机动的时间，但不要求很高的定向精度。

精对准：指粗对准后由于精度不够而进行的精确修正，以保证定向的精度要求。

精对准一般用较小的控制力矩



40

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

(4) 搜索：指航天器改变本体或附件指向，发现其它活动目标的过程。

(5) 跟踪：指航天器本体或附件保持对活动目标的定向和定位。

姿态控制通常包括以下几个具体类型：

定向、在定向、捕获、搜索、跟踪

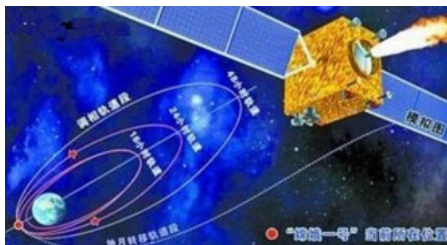
41

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

姿态控制与轨道控制的关系：

轨道控制与姿态控制密切相关。为实现轨道控制，航天器姿态必须要符合要求。即当需要对航天器进行轨道控制时，同时也要求进行姿态控制。



在某些具体情况或某些飞行的过程中，可以把姿态控制和轨道控制分开来考虑。某些应用任务对航天器轨道没有严格要求，而对航天器姿态却有要求。

43

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

航天器姿态稳定方式按其姿态运动形式大致分为两类：**自旋稳定**和**三轴稳定**。

(1) 自旋稳定：卫星等航天器绕其一轴（自旋轴）旋转，依靠旋转动量矩保持自旋轴在惯性空间的指向。自旋稳定常辅以主动姿态控制来修正自旋轴指向误差。

(2) 三轴稳定：依靠主动姿态控制或利用环境力矩，保持航天器本体三条正交轴线在某一参考空间的方向。

42

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

3、被动控制与主动控制

航天器控制按**控制力**和**力矩的来源**可以分为两大类：**被动控制**和**主动控制**。

(1) 被动控制：

控制力和力矩由空间环境和航天器动力学特征提供，不消耗星上能源。空间环境产生的控制力或力矩包括：大气阻力/矩、磁力/矩、太阳光压和重力梯度力矩等。

(2) 主动控制：

包括测量航天器的姿态和轨道，处理测量数据，按照一定的控制规律产生控制指令，并执行指令产生对航天器的控制力或力矩。主动控制需要消耗电能或工质等星上能源。

44

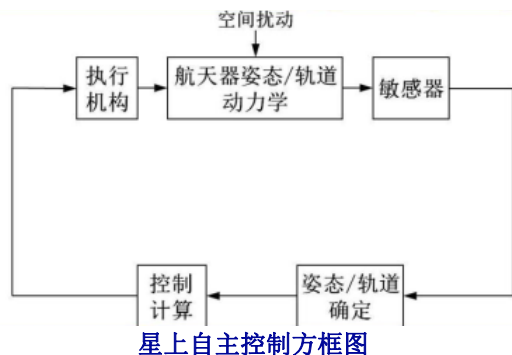


第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

航天器**主动控制系统**有两种组成方式：

(1) 星上自主控制：是指不依赖于地面干预，完全由星载仪器实现的控制。



45

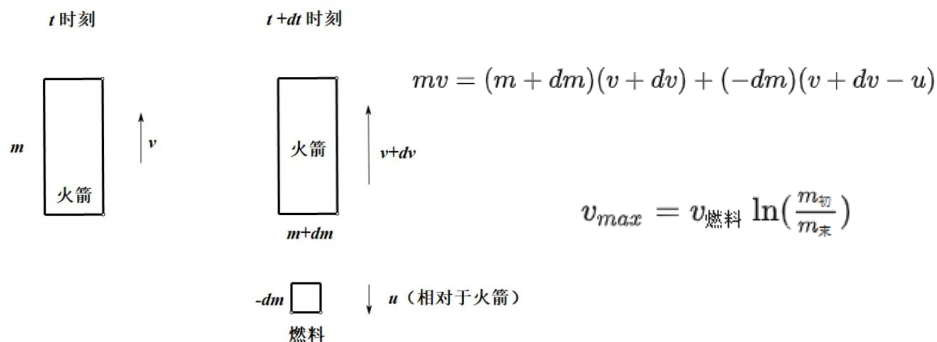


第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

大冲量轨道控制策略

转移轨道到目标环绕轨道的轨道控制过程，成为轨道制动控制，由齐奥尔科夫方程，得到有限推力变轨实际的速度增量



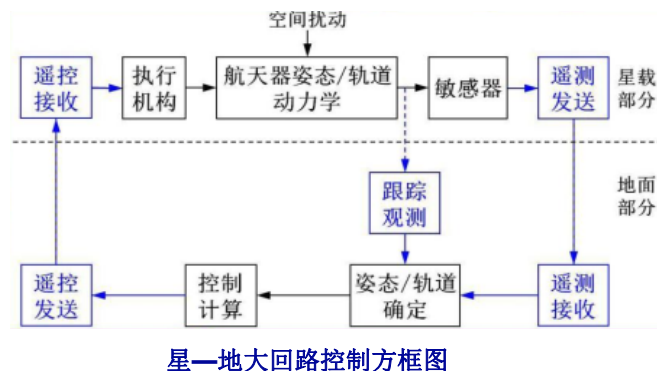
47



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

(2) 地面控制：或称星—地大回路控制，是指依赖于地面干预，由星载仪器和地面设备联合实现的控制。



46

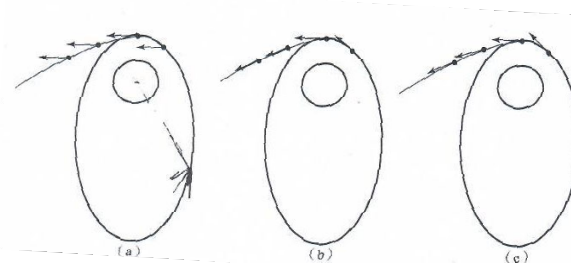


第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

大冲量轨道控制策略

1. 推力方向角控制策略



(a)：嫦娥一号、嫦娥二号

(b)：最理想但很难实现

(c)：火星快车、嫦娥五号

(a) 惯性定向控制：

发动机推力方向与轨道
近地点速度反向相反

(b) 沿迹定向控制：

发动机推力方向与跟踪
时刻速度反向相反

(c) 匀速转动控制：

介于上述两者之间，以
一定的角速度匀速转动

48

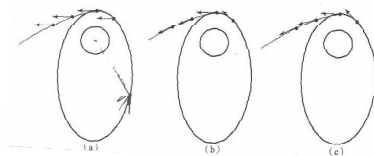


第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

大冲量轨道控制策略

1.推力方向角控制策略



策略	优点	缺点	适用情况	工程应用情况
惯性定向控制	工程实现性好，可靠性高	制动效率最低、长时间制动燃料损耗大	短时间点火或者制动速度增量小	嫦娥系列
匀速转动控制	工程实现性好，可靠性高，制动效率高，	长时间制动效率较沿迹控制差	较长时间点火制动情况	嫦娥五号火星快车
沿迹控制	制动效率最高	工程实现性相对较差	长时间点火制动情况	备选方案

49



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

大冲量轨道控制策略

3.制动策略综合分析

参数	基础点火时间策略		优化后点火时间策略	
	惯性定向	沿迹控制	惯性定向	沿迹控制
推力	490			
点火总时间	7014	6108	6607	5938
半长轴误差	27.5563	19.257	1.0636	-0.4549
消耗燃料质量	1131.129	985.000	1075.8065	957.7419
推力	1500			
点火总时间	1820	1758	1813	1755
半长轴误差	-52.1224	133.7374	7.5704	1.4035
消耗燃料质量	898.1238	867.5115	895.1613	866.524

51



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

大冲量轨道控制策略

$$\varepsilon = \frac{v_p^2}{2} - \frac{\mu}{r_p} = \frac{v_a^2}{2} - \frac{\mu}{r_a}$$

2.轨控时间区域策略

同样推力下，速度越大，制动所需增量越小，脉冲变轨的理想位置是轨道近点，然而实际上发动机点火不是一瞬间，因此，要确定变轨的时刻，提升变轨效率。

最基本策略：以近点时刻为重点，近点前后点火时间相同；

改进：若进行减速制动，点火时间分布在速度较高的轨道段，点火时刻提前；若进行加速制动，点火时刻比对称点落后。

50



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

精确轨道控制

1.精确轨道控制需求

大推力轨道制动效率高，但轨控精度低，当精度很高时，例如轨道修正、平动点维持，需要进行精确的轨道控制。

误差来源：各类摄动引起模型误差；入轨、测定轨及轨控过程引起的误差；误差类型：标量误差和矢量误差

52



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

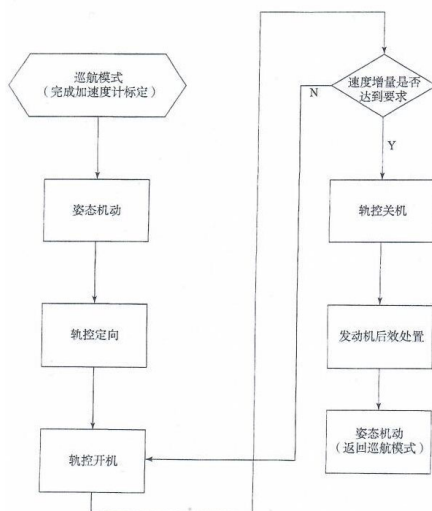
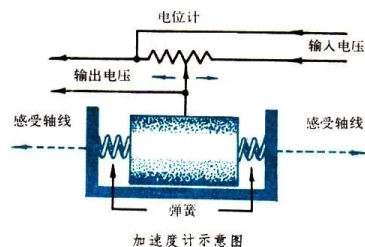
精确轨道控制

2.降低误差的方法

降低标量误差

加速度计：测量加速度的仪表

当物体具有很大的加速度时，物体及其所载的仪器设备和其他无相对加速度的物体均受到能产生同样大的加速度的力，即受到动载荷。



53



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

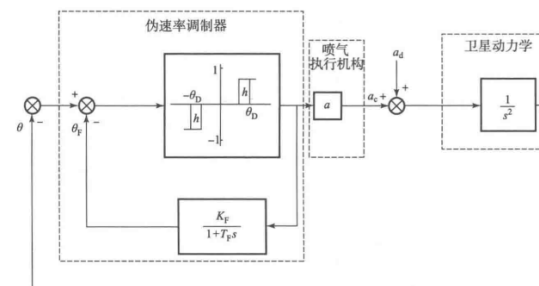
精确轨道控制

2.降低误差的方法

降低矢量误差 (1) 提高轨控期间的姿态精度

伪速率姿态控制器，输入信号是姿态角，其输出信号为脉冲信号，其值与姿态角加速度成正比。

$$N_{av} = \frac{\theta - \theta_D + \frac{1}{2} h \theta_D + \dot{\theta} T_F}{K_F}$$



对输入信号微分，实现速率阻尼，为速率调制器的输入引入积分环节，具有较强的抗干扰能力，具有更高的姿态控制精度

54



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

精确轨道控制

2.降低误差的方法

(1) 降低矢量误差 (2) 合理布置姿态控制发动机

姿态控制发动机主要用于运载火箭末级、导弹弹头和各类航天器的姿态控制。这类发动机有时也用于速度修正、轨道修正和位置保持。



55



第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

轨道控制系统设计 (以嫦娥2号为例)

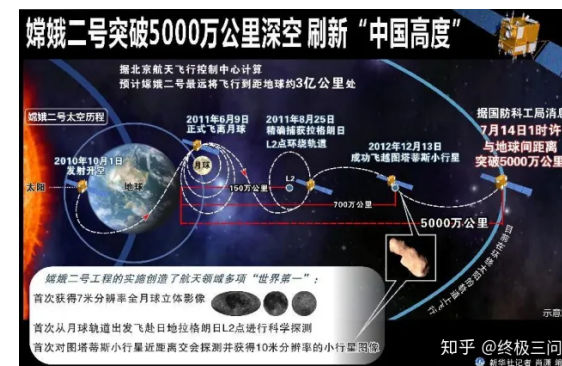
任务需求:

1. 轨道控制:

中途修正、三次近月制动、环月轨道维持、转移至地日L2环绕轨道，飞跃小行星

2. 姿态调整 and 保持:

实现变轨姿态建立、变轨期间姿态保持及变轨自主恢复



56

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

轨道控制系统设计（以嫦娥2号为例）

系统组成：

1. 敏感器
2. 执行机构
3. 控制器

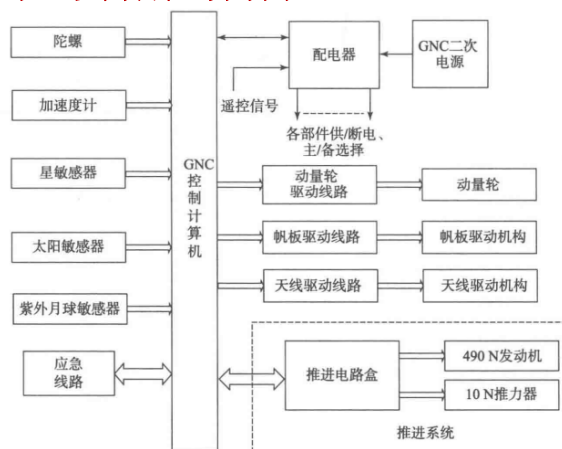


图 6-6 “嫦娥二号”探测器 GNC 系统组成图

57

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

轨道控制系统设计

工作模式：

- (1) **恒星捕获**：利用敏感器信息预估探测器的惯性状态，进行探测器姿态控制；
- (2) **惯性调姿**：用于建立探测器轨控点火姿态，实现探测器三轴大角度姿态机动；
- (3) **恒星定向**：在探测器建立轨控点火姿态后保证探测器的稳态指向；
- (4) **轨控定向**：进行轨控发动机开关控制，确定探测器的点火姿态，并进行点火期间的姿态稳定控制、变轨控制后恢复

59

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

轨道控制系统设计：**GNC 系统敏感器与执行器：**

敏感器：

陀螺仪、加速度计（重力/角）、星敏感器、密闭空间气体传感器、磁强计、数字式太阳敏感器（太阳辐照强度）、红外地球敏感器、模拟式太阳敏感、紫外月球敏感器等。

执行器：

推力器、变轨发动机、帆板驱动机构、天线驱动机构等

控制器：

计算机、应急电路、配电器和 GNC 二次电源等

58

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.5 轨道和姿态控制技术

轨道控制系统设计

方案设计要点：

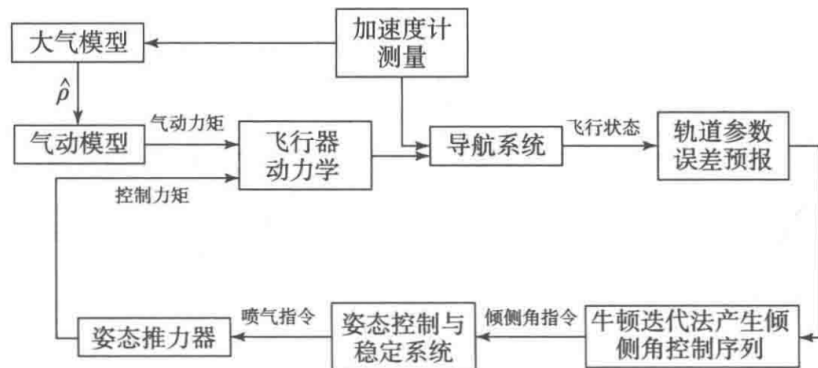
- (1) 轨道控制方案：
导航：各阶段自由飞行轨道参数有地面测控系统测量确定；点火期间的轨道变化利用推力器标定和加速度计联合确定。
制导率：包括开机时刻、点火姿态、关机条件。
- (2) 姿态控制方案：采用脉宽调制喷气控制，等效伪速率调制器。
- (3) 自主故障诊断和处理：主要包括部件级故障诊断和系统级故障诊断。

60

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.6 天体进入与着陆GNC技术

大气进入控制：无论是深空探测有大气天体进入还是近地环绕地球轨道返回任务，都会涉及大气进入控制环节；大气进入控制分为进入大气前和进入大气后 两个阶段。



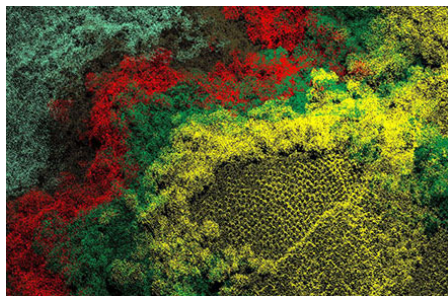
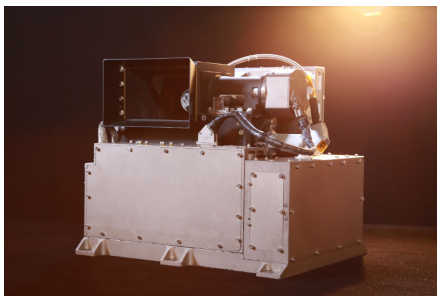
61

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.6 天体进入与着陆GNC技术

障碍识别与规避：

目标天体表面通常地形复杂，如月球、火星表面布满撞击坑、起伏的山脉等典型特性。为了保证最终着陆稳定不倾覆，并实现天体表面的移动探测，通常会利用环绕遥感探测器获取的图像，基于工程约束来分析选择相对安全的着陆区。一是激光三维成像，二是双目视觉。



63

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.6 天体进入与着陆GNC技术

动力下降控制：

(1) **优化推进剂消耗：**对于无大气的月球软着陆、火星着陆末期的减速，都需要采用动力下降减速方式。由于该过程以推进剂消耗为 代价，为了有效提高着陆质量，在动力下降制导导航控制过程中需要通过制导律设计尽可能地实现推进剂消耗最优或次优。

(2) **惯导+外测雷达修正的导航策略：**动力下降过程采用的基本导航方法是惯性导航。但由于惯导系统计算时本身存在初始基准误差、IMU 误差、引力场模型误差等误差源，必须引入高度、速度等外测雷达数据对误差进行修正。

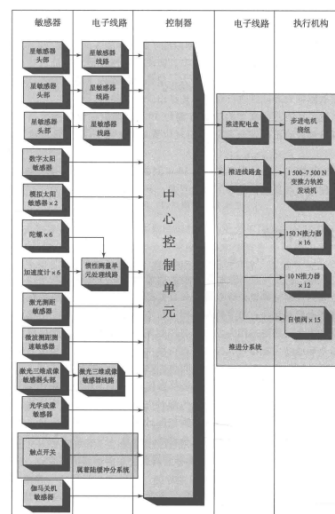
(3) **触地关机策略：**在触地阶段需要适时关闭减速发动机，保证末期接触天体表面时，垂直方向和水平方向的速度控制在较小范围，以满足最终触地时着陆缓冲装置的工作条件，实现软着陆。

62

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.6 天体进入与着陆GNC技术

GNC系统设计：



1) 控制器

控制器包括控制计算机和图像处理单元等，用于制导导航与控制算法的执行及安全点识别图像的处理。

2) 敏感器

敏感器包括星敏感器、数字太阳敏感器、模拟太阳敏感器、惯性测量单元、激光测距敏感器、微波测距测速敏感器、激光三维成像敏感器、光学成像敏感器、触地开关、伽玛关机敏感器。其中，除太阳敏感器外，都用于动力下降控制。

3) 执行机构

配备1个1500-7500 N 推力范围的变推力发动机、150N和10N 推力器。变推力发动机用于轨道控制，10N推力器用于姿态控制，150N推力器用于避障机动和姿态控制，150N水平机动推力器用于水平精避障，粗避障功能通过主发动机和姿态机动实现。

64

第五章 探测器轨道设计及核心控制技术

•5.6 天体进入与着陆GNC技术

GNC系统设计:

工作模式

- 1) 点火准备模式;
- 2) 主减速模式;
- 3) 快速调整模式;
- 4) 接近模式;
- 5) 悬停模式;
- 6) 避障模式;
- 7) 缓速下降模式;

