

发展星载红外遥感仪器中的 几个问题及其解决方法*

龚惠兴

(中国科学院上海技术物理研究所)

摘要——本文讨论了发展星载红外遥感仪器中需要特殊考虑的几个问题，它们是：扫描周期的确定，扫描器及其在外层空间超高真空环境中的润滑以及仪器的辐射定标等。本文并提出了解决这些问题的方法。

近十年来，随着工作温度为 77 K~105 K、探测率 $D^* \geq 1 \times 10^{10} \text{ cm} \cdot \text{Hz}^{1/2} / \text{W}$ 、响应时间 $\tau \leq 1 \mu\text{s}$ 、响应波长 $\lambda_c \geq 14 \mu\text{m}$ 的碲镉汞红外探测器及长寿命无源辐射致冷器的出现，使光学机械扫描式的红外遥感仪器能在长寿命的业务气象卫星和陆地卫星上，对地球的陆地、大气、海洋作周期性的高分辨观测。由于光机扫描多波段红外遥感仪器具有从可见到长波红外的宽波段观测能力，因此它在空间遥感中占重要地位。

图 1 是一种多波段扫描仪的简化光路结构。它有一块与转轴成 45° 夹角的扫描反射镜，转轴与卫星的飞行方向一致，当扫描镜旋转时，仪器就以固定的光学瞬时视场在垂直于卫星的飞行方向扫描，接收地气系统发射或反射的辐射，借助于卫星绕地球的前进运动，得到大气、陆地、海洋的景像(图 2)。

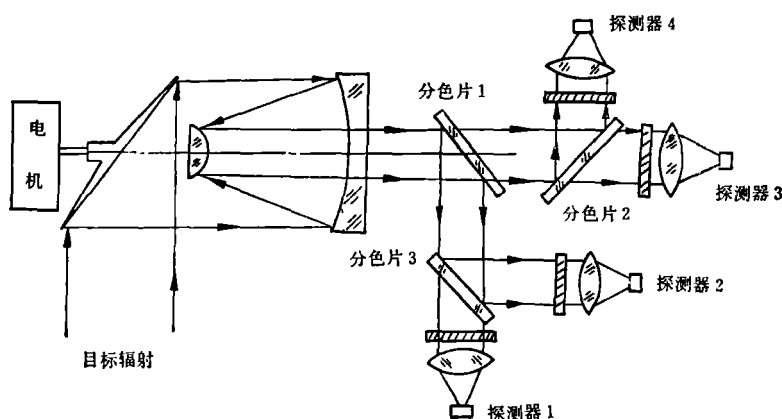


图 1 TIROS-N AVHRR 四波段红外扫描仪光路示意图

本文 1982 年 1 月 16 日收到。

* 参加本工作的有 720 组和 730 组的全体同志。

本文对发展此类遥感仪器中遇到的几个问题及其解决方法作一简要讨论。

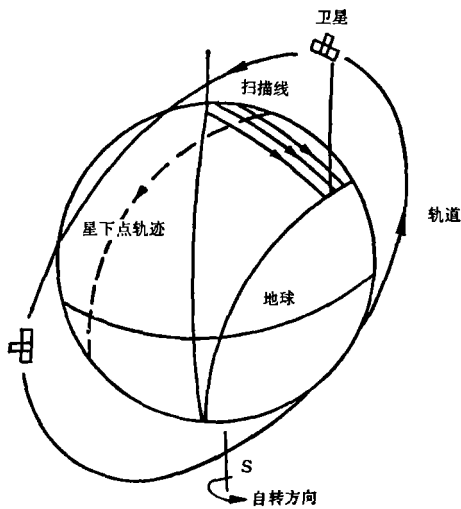


图2 扫描仪拍摄地球景象的原理图

10.5~12.5 μm 的红外大气窗通道的辐射探测,需要使用碲镉汞探测器,它装于两级辐射致冷器的二级冷块上,工作温度为 105 K。为使辐射致冷器与 3 K 冷空间背景有充分的辐射热交换,辐射器开口应一直朝向冷空间。

在对地姿态三轴稳定的卫星中,卫星的偏航和滚动轴以卫星绕地运动相等的角速度绕俯仰轴旋转,因为俯仰轴与轨道平面垂直,所以它在空间相对稳定。因此,在极地及地球同步轨道中,辐射致冷器的开口都取在与俯仰轴一致的背阳方向,为避免阳光对辐射致冷器开口的照射,需要使卫星的轨道平面与阳光交角基本保持不变,即太阳同步轨道。实现太阳同步的方法是控制轨道的发射倾角 i ,当 i 满足

$$i = \cos^{-1} \left[-0.0985(1 - e^2)^2 \left(\frac{a}{R} \right)^{3.5} \right] \quad (3)$$

时(其中 e 为轨道偏心率, a 为轨道长半轴),就能使赤道突出部分对卫星运动的摄动,使轨道平面绕地球自转轴的转动,对消因地球太阳公转带来的轨道平面与阳光交角的变化。在太阳同步轨道时,轨道平面与太阳交角的年变化不超过 $\pm 23.5^\circ$ 。

3. 扫描镜驱动装置

卫星拍摄的地球景象信号,可通过机电同步的地面接收站得到图象。当卫星图象的发送采用单路模拟信号输出时,因不伴有扫描镜转速的同步参考信号,为使地面接收的图象不致产生歪斜和抖动,需要严格控制扫描镜转速的长期及瞬时稳定度。

为简化传动结构和因齿轮带来的磨损和润滑问题,提高寿命和可靠性,可采用 TDB-500 低速永磁式交流同步电机直接传动 45° 扫描镜。TDB-500 是轴向激磁的,按照定子和转子开口槽所造成的气隙磁导变化原理工作的,转子转速 N 为:

$$N = 60 \times \frac{\text{电源频率}}{\text{转子开口槽数}}, [\text{rpm}] \quad (4)$$

现转子开口槽数为 50,当电源频率为 100 Hz 时,电机转速为 120 rpm。由于是同步电机,转子平均转速取决于电源频率,使用石英振荡分频的电源,能达到 3×10^{-6} 的频率稳定度。电

1. 扫描速率的确定

为使接收的景象照片的比例尺度不随时间和地点而变,扫描仪要求卫星的轨道为圆形,这时卫星星下点在地表移动速度 V 为:

$$V = \frac{R}{R+h} \sqrt{\frac{\mu}{R+h}}, \quad (1)$$

其中, R 为地球半径; h 为轨道高度; $\mu = 3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$, 即开普勒常数。

若仪器的单个探测器瞬时视场在飞行方向的线度为 α , 为使获得的景象在地面不致漏扫,扫描仪的扫描周期 T 应为:

$$T = \frac{N \cdot \alpha \cdot h(R+h)}{R} \sqrt{\frac{R+h}{\mu}}, \quad (2)$$

其中, N 为探测器的元数。

2. 对轨道的要求

机按电磁减速原理工作,具有比普通电机高 50 倍的比整步力矩,经实测,扫描镜抖动角小于 0.8 mrad。

使用同步电机的最大缺点是启动比较麻烦,因是减速比为 50 的电机,其最大整步角为 1.8°。当转速为 100 rpm 时,相当于要在 5 ms 时间内将惯量为 $J=1.8 \times 10^4 \text{ g}\cdot\text{cm}^2$ 的转子组件启动。根据启动力矩 $M \doteq 2\pi^2 J (N/60)^2 \times \text{减速比}$ 的关系,电机应有 $7.2 \times 10^5 \text{ g}\cdot\text{cm}$ 的力矩,这大大超出了 TDB-500 电机的力矩输出能力。为此,选择了变频方案。在电机电源电压不变的情况下,电源频率降低,定子电流增加,启动力矩上升,转子惯性力矩按平方规律下降。图 3 表明,转速约在 25 rpm 时,电机的启动力矩与惯性力矩相等。转子组件的摩擦力矩为 150 g·cm,电机在 45 V 电源电压时的最大整步力矩为 900 g·cm,变频起动的起始转速在 10 rpm,由图 3 可知,电机的启动力矩裕度为 9,运行力矩裕度为 5,保证了电机运行的可靠性。为解决电机的宽变频调速启动,研制了数字分相变频电源。

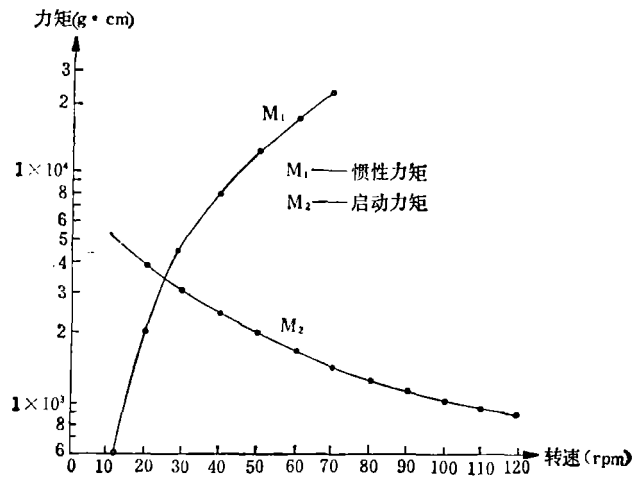


图 3 扫描镜组件的启动特性

4. 转动部件在超高真空中的润滑

在七百公里轨道以上,卫星空间环境的真空度高于 10^{-8} Torr。对于光机扫描系统来说,产生了在超高真空条件下的转动部件的润滑及运行寿命问题。

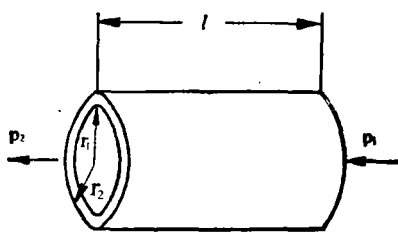


图 4 环形管道

分析图 4 的环状管道,以 r_1 表示转轴的内径, r_2 表示轴孔的外径,在气体分子的平均自由程 λ 远大于轴半径时,环形管道的气导 F 为:

$$F = 30.48 \sqrt{\frac{T}{M}} \frac{(r_2^2 - r_1^2)(r_2 - r_1)}{l}, \text{ [L/s]} \quad (5)$$

其中, T 是绝对温度, M 是气体克分子量, l 是管道长度。

环形管道中的气体流量 U 为:

$$U = (P_1 - P_2)F, [\text{Torr} \cdot \text{L/s}], \quad (6)$$

其中, $P_1 - P_2$ 是环形管道两边的压力差。

由上式知道, 从环形管道中逸出的气体流量与压差及气导有关。在外层空间, $P_2 \approx 0$, 所以环形管道两边的压差主要取决于转动装置内部的气体压力。根据上面分析, 只要选择低饱和蒸气压的润滑油, 控制转动轴的出轴间隙和长度, 在电机储油器及轴承保持架内存储足够的润滑油, 是可以使电机内部长期保持润滑油的饱和蒸气压, 达到轴承润滑的目的。

我们选用 114* 硅油作润滑剂, 它的克分子量为 8047, 50°C 时的饱和蒸气压为 1×10^{-7} Torr, 迷宫间隙尺寸 $r_2 = 1.1 \text{ cm}$, $r_1 = 1.095 \text{ cm}$, $l = 1 \text{ cm}$, 由上面公式计算得到, 从两个迷宫出口一年时间向外层空间逸出的润滑油总量为 1 mg。如果在扫描器内储油 100 mg, 就足以保证扫描器在轨道上连续运行两年的需要。

为了验证上述方案, 我们将扫描组件放在 KM-0.5 容器中, 用无油的 2TL-500 型溅射钨离子泵抽至 $3 \sim 6 \times 10^{-7}$ Torr, 进行模拟试验。扫描器以 120 rpm 的转速连续运行半年, 没有发现轴承摩擦力矩有明显变化。

5. 飞行中的辐射定标

为了从红外扫描仪的输出信号推断目标辐射强度和目标的温度, 需要对扫描仪进行辐射定标。

在外层空间存在着温度为 3 K 的冷空间背景, 它在 $10.5 \sim 12.5 \mu\text{m}$ 中的辐射出射度仅为常温目标辐射的 $1/10^{12.5}$, 可以作为扫描仪的零辐射参考基准。红外通道碲镉汞探测器的输出信号幅度为微伏量级, 为避免弱信号放大过程中的直流漂移, 红外前置放大器采用交流耦合。由于耦合电容隔去了信号中的直流分量, 前置放大器的输出只反映接收辐射的变化。为测量其绝对强度, 在扫描仪看到冷空间时, 逻辑控制电路产生一个直流恢复脉冲, 使恢复放大器的直流恢复电容 C , 经导通二极管 D 迅速对地放电, 建立与空间零辐射相对应的零信号电平 (见图 5)。在直流恢复脉冲过后, 二极管断开。若 $RC > \frac{1}{\omega_L}$ (ω_L 是通道放大器的下限频率), 电容 C 就起到零电平箝位作用, 随后的输出信号幅度 V_1 与扫描仪接收的目标绝对辐射强度成正比。

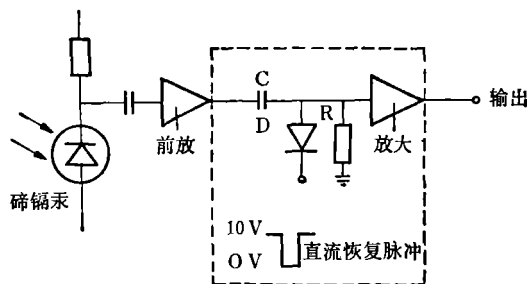


图 5 直流恢复放大器原理图

$$V_1 = \frac{1}{\pi} K \Omega A \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \mathcal{R}(\lambda) \tau_0(\lambda) P(\lambda, T_{\text{H}}) d\lambda, \quad (7)$$

$$P(\lambda, T_{\text{H}}) = \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{C_2/\lambda T} - 1)},$$

其中, T_{H} 为目标温度, $C_1 = 3.74 \times 10^{-2} \text{ W} \cdot \text{cm}^2$, $C_2 = 1.438 \text{ cm} \cdot \text{K}$, $\tau_0(\lambda)$ 为光学效率, $\mathcal{R}(\lambda)$ 为探测器响应率, A 为光学系统辐射接收面积, Ω 为瞬时视场, K 为电子学放大倍数。

为了测定信号 V 所对应的目标辐射绝对强度, 在仪器中引入一个参考黑体 (例如, 可将仪器壳体做成参考黑体), 设扫描仪看到参考黑体时的输出信号为 V_2 , 于是:

$$V_2 = \frac{1}{\pi} K \Omega A \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \mathcal{R}(\lambda) \tau_0(\lambda) P(\lambda, T_{\text{B}}) d\lambda, \quad (8)$$

其中 $T_{\#}$ 为参考黑体的温度。于是:

$$\frac{V_1}{V_2} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \mathcal{R}(\lambda) \tau_0(\lambda) P(\lambda, T_H) d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \mathcal{R}(\lambda) \tau_0(\lambda) P(\lambda, T_{\#}) d\lambda}, \quad (9)$$

上式中信号 V_1 和 V_2 的比值可在地面测出, $T_{\#}$ 可通过参考黑体温度遥测获得, 因此, 通过上式就可以反演出目标的等效黑体温度。

6. 地面辐射定标

探测器的响应率 $\mathcal{R}(\lambda)$ 可用精确控制辐射致冷器冷块温度使其保持不变, 但扫描仪的光学效率 $\tau_0(\lambda)$ 将随着仪器温度变化 (主要取决于分色片和滤光片)。参考黑体因星上仪器的结构和重量限制, 它的黑度不能做得很高, 因此, 扫描仪在发射前应在地面进行辐射定标, 以便得到如下的一组定标曲线, 供用户使用 (见图 6)。

对带有辐射致冷器在内的扫描仪的红外通道的辐射定标, 必须在具有模拟冷背景的真

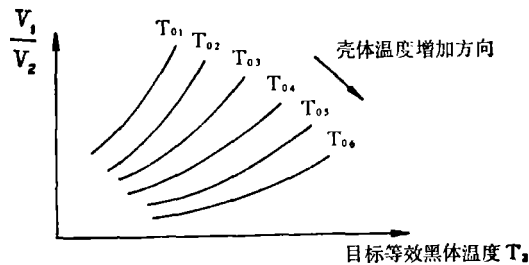


图 6 辐射计辐射定标曲线

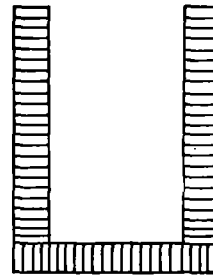


图 7 腔形蜂窝面源黑体

空系统内进行。冷背景温度应在 33 K 以下, 这时它对二级冷块致冷量的影响小于 1%。试验时, 将辐射致冷器对准冷屏, 用真空罐的液氮热沉 (一般为 90 K, 在 10.5~12.5 μm 内的辐射强度仅为 270 K 黑体目标的万分之一) 作为信号直流恢复时的零辐射参考基准。

定标时的标准黑体可用蜂窝面源, 面源尺寸应能充满扫描仪的通光口径及瞬时视场。根据文献的报道, 若铝制蜂窝的每一窝元的宽度为 6 mm, 长度为 25 mm, 壁厚为 0.05 mm, 表面喷涂热辐射效率为 $\epsilon = 0.95$ 的黑漆, 这时面源等效热辐射效率 $\epsilon_1 = 0.996$ 。这相当于在 270 K 时与理想黑体有 0.23 K 的温差。

为了进一步提高面源黑体的热辐射效率, 可将蜂窝面源板做成腔体, 如图 7 所示, 腔体开口直径与长度之比应为 1:2。

按 Gouffe 公式, 估算腔体的等效热辐射效率 ϵ_2 为:

$$\epsilon_2 = \frac{\epsilon_1(1+m)}{\epsilon_1(1-A/S) + A/S}, \quad (10)$$

其中: 腔壁的等效热辐射效率 $\epsilon_1 = 0.996$, 开口面积与腔体表面积之比 $A/S = 1/12$,

$$m = (1 - \epsilon_1)(A/S - A/S_0) = 0.004 \left(\frac{1}{12} - \frac{1}{4\pi} \right) = 6 \times 10^{-5},$$

S_0 是直径等于腔体深度的球面积。于是可算得, $\epsilon_2 = 0.99976$ 。这表明 270 K 时因热辐射效率带来的等效黑体温度误差小于 0.01 K。这时扫描仪的辐射定标的精度将由腔形面源黑体的温度误差, 及扫描仪输出信号的信噪比及信息处理方法决定。

参 考 文 献

- [1] Haviland R. P. and House, C. M., *Handbook of Satellites and Space Vehicles*, New York: D. Nostrand Comp. 1965.
- [2] Guthrie A., *Vacuum Technology*, New York: Wiley, 1963.
- [3] Baker M. L. and Makemson M. W., *An Introduction to Astrodynamics*, Academic Press, 1960.
- [4] *Advanced Very High Resolution Radiometer, Final Engineering Report*, NASA CR-156682, 1978.
- [5] *The TIROS N/NOAA A-G Satellite Series*, NESS-95, 1978.
- [6] *ITOS Meteorological Satellite System, Final Engineering Report*, NASA CR-180163, 1973.
- [7] 小哈得逊, R. D., *红外系统原理*, 国防工业出版社, 1975.
- [8] 秦子斐, *微特电机*, (1979), 第1期。

SEVERAL PROBLEMS IN DEVELOPING SATELLITE-BORNE INFRARED REMOTE SENSOR AND WAYS TO SOLVE THEM

KUNG HUIXING

(*Shanghai Institute of Technical Physics, Academia Sinica*)

ABSTRACT

Several specially-considered problems in developing a satellite-borne infrared remote sensor are discussed. These problems include: the definition of scanning period, the scanner and its lubrication in outer-space environment of very high vacuum, and infrared radiation calibration and so on. The ways to solve them are suggested.