

# 有限转角驱动机构在国外航天 遥感系统中的应用

尹达一\*

(中国科学院上海技术物理研究所, 上海, 200083)

**摘 要** 本文介绍了近几年国外航天有效载荷中有限转角驱动机构的发展和应用概况, 这对于我国航天有效载荷中相关方面的研究和应用具有一定的参考价值。

**关键词** 有限转角驱动机构 航天 遥感系统 有效载荷

## Application of Finite Angle Driving Mechanism to Foreign Space Remote Sensing Systems

YIN Dayi

(Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai, 200083)

**Abstract:** The application and development of the finite angle driving mechanism in foreign space remote sensing systems in recent years are presented, and they will benefit the research and application of the space payload in our country.

**Key words:** finite angle driving mechanism, space, remote sensing system, payload

### 1 引言

在国外, 近几年不论在民用领域还是在军事领域, 遥感卫星技术的发展和运用相当迅速。以美国、法国等国家为代表研制出的遥感系统, 在地面分辨率方面比以前有很大的提高, 美国政府已经批准“米数量级”图像分辨率的商业卫星系统开始运行, 公开面向全球提供由卫星所获得的地球观测数据。为了达到“米数量级”的探测要求, 部分空间遥感载荷采用了“CCD(电荷耦合器件)+推扫(Push broom)”的方式, 这种成像方式采用反射镜将地表光谱信息反射到光学系统中, 同时, 该镜还要起到对空间某个位置进行指向的功能, 也被称作指向镜(Steerable mirror);

另外, 还有一些遥感载荷采用了“CCD+摆镜(Swing mirror)”的方式。由于探测高分辨率的要求, 使得窄视场不能采用传统意义上的 $360^\circ$ 连续圆周扫描方式, 而只能采用有限转角方式。因此, 本文在这方面着重予以介绍。

### 2 遥感卫星系统有效载荷

下面按照卫星平台类别分别介绍国外遥感系统使用该机构方面的情况。

#### 2.1 法国 SPOT-5 卫星的有效载荷——HRG

SPOT-5 卫星是由法国国家航天研究中心设计的地球观测卫星, 由法国、比利时和瑞典合作完成。它是 SPOT 系列地球观测系统中最新的一颗卫星, 性能也最先进, 它的轨道高度为 822km。

\* 2001 级硕士研究生

图 1 是 SPOT 卫星系列的发展示意图。

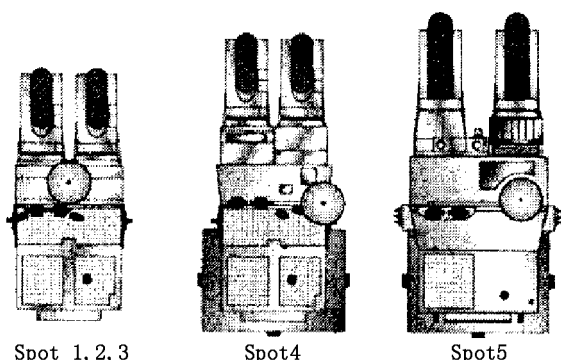


图 1 SPOT 卫星有效载荷的发展示意图

SPOT-5 号卫星上搭载有三种成像装置，其中指向镜驱动机构被卫星中的 2 个相同的有效载荷，即高分辨率几何装置 (HRG) 所采用，图 2 是 HRG 在 SPOT-5 整星结构中的位置。指向机构在同系列前几颗卫星上也使用过。SPOT-5 中的 HRG 有着前几颗卫星所不可比拟的优势：如地面分辨率最高可达到 2.5m，几乎提高了一个数量级；两个 HRG 以前后指向模式实时获取数字立体图像；在图像质量上比以往提高了很多。

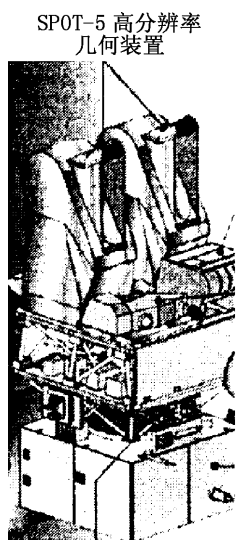


图 2 HRG 在整星结构中的位置

图 3 是 HRG 的成像工作原理图。地物目标的光学信息由指向镜反射后，经过成像装置光学系统会聚到 CCD 传感器上，转换成电信号读出。SPOT-5 卫星遥感系统中的指向镜驱动控制

模块 (SCM) 包括两个部分：①扫描带选择 (Strip-Selection) 指向镜驱动机构，执行器采用步进电机。②电机重聚焦和定位编码器。编码器采用光栅编码器，用以提供步进电机所需的位置反馈信号。图 4 是指向镜驱动机构的工作原理图。

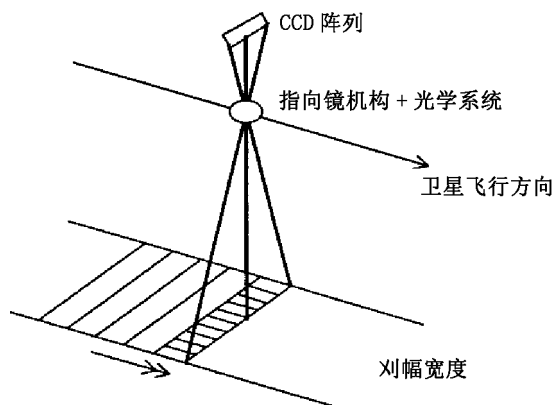


图 3 HRG 在卫星上的工作原理图

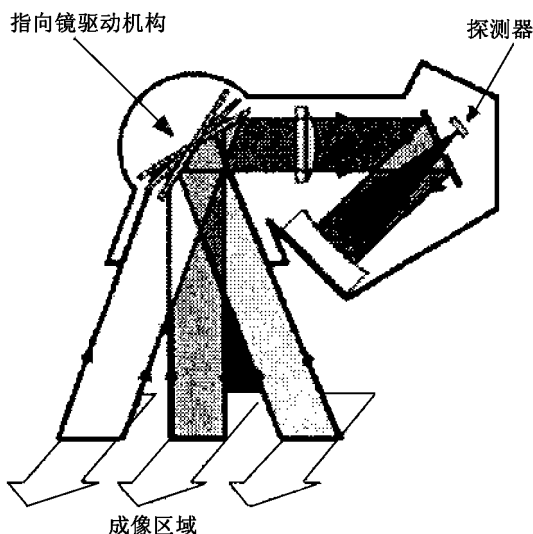


图 4 指向镜驱动机构工作原理

CCD 传感器采用线阵探测器。B1、B2、B3 波段各采用 1 个型号为 TH7834 的 12 000 元探测器；全色波段采用 2 个型号为 THX31535 的 12000 元线阵探测器；短波红外波段采用 1 个型号为 TH31903 的 3 000 元线阵 CCD 探测器。从成像方式和探测器的使用上看，SPOT-5 性能非常先进。

## 2.2 美国陆地卫星 Lansat-7 的有效载荷 —— ETM+

Lansat-7 卫星的主要有效载荷称为改进型主题测绘仪 (ETM+)，它是在 Lansat-4 和 Lansat-5 卫星的主要有效载荷主题测绘仪 (TM) 的基础上改进而成的。它是一种在天底点观测的推扫式多光谱扫描辐射计，可以提供地面的高分辨率图像信息；可以探测到从可见光到红外光区 8 个波段

的辐射。空间分辨率提高到 60m。

表 1 摆镜机构特性

刈幅	185km
主动摆动振幅	7.695°
摆动周期	142.925ms
摆动频率	6.997Hz
转向时间	10.719ms
物面扫描频率	4.42191rad/s
镜扫描速率	2.21095rad/s
30m 瞬时视场驻留时间	9.611ms
惯性	< 9.4in-lb
通光孔径	21.050in×16.250in

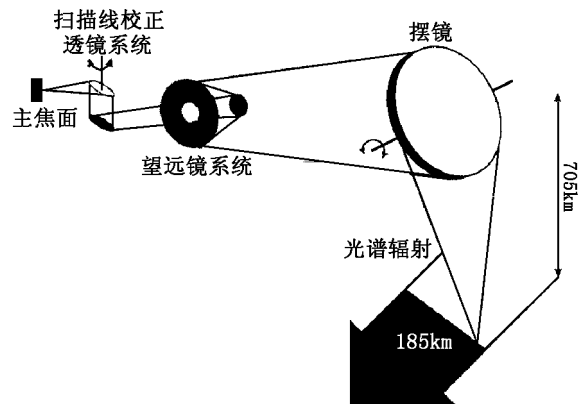


图 5 ETM+ 的光学路径图

图 5 是 ETM+ 的光学路径示意图。当 Lansat-7 卫星的轨道沿南北方向时，摆镜机构将来自地面的光谱辐射沿穿轨迹的方向由西向东和从东向西摆动。当景物能量再次指向焦平面时，里奇-克里昂望远镜系统将能量反射到一对运动补偿镜（扫描线校正透镜系统）上。采用扫描线校正系统的原因是：由于卫星沿轨运动和扫描仪的穿轨迹扫描的双重影响，使连续扫描时的地面覆盖范围出现较大的重叠，造成实际扫描范围减小。

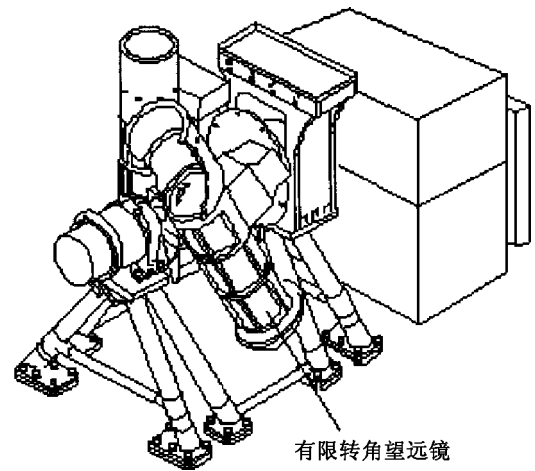


图 6 VNIR 中的有限转角望远镜

摆镜机构运动特性指标见表 1 所示。摆镜系统为 ETM+ 提供穿轨迹扫描运动能力，以得到 185km 的刈幅。摆镜系统由平面镜（两侧由活动枢轴支撑）、扭矩器、摆角监测器 (SAM)、双页弹簧减震器和摆镜电子器件 (SME) 组成。扫描镜结构沿任一方向的运动都由弹簧减震器限制；在转向期间，它由精确的驱动脉冲助推，执行器采用步进电机。

### 2.3 美国 EOS AM-1 卫星的主要有效载荷 —— 日本的 ASTER

1999 年 12 月 18 日，第一个地球观测系统 (EOS) 卫星平台 EOS AM-1 成功发射，并开始

在太阳同步近极轨道上运行。EOS 是一项国际合作全球遥感计划，由载有多种仪器的卫星平台群组成，它携带了 5 台科学仪器。其中，日本通产省 (MITI) 研制的先进空间热发射和反射辐射仪 (ASTER) 中有 3 个遥感器采用了有限转角驱动机构。

#### 2.3.1 可见光与近红外辐射计 (VNIR)

VNIR 子系统如图 6 所示。它在可见光至红外区有 3 个光谱波段，其空间分辨率达到 15m。它有两个有限转角望远镜：① 一个含有看天底的

3 波段探测器；② 一个后视望远镜在第 3 波段提供目标图像数据，用于立体观测图像合成。整个望远镜系统在  $\pm 24^\circ$  范围内在飞行方向进行穿轨迹摆动扫描，地物光谱信息由光学系统会聚后在 CCD 探测器上成像，CCD 的热控由卫星平台提供的辐射冷板进行。

### 2.3.2 短波红外辐射计 (SWIR)

SWIR 子系统见图 7。它在短波红外区有 6 个波段，利用一个指向镜望远系统，可以提供 30m 空间分辨率的图像。指向镜机构在  $\pm 8.55^\circ$  范围内进行穿轨迹扫描。仪器内部装有用于星上定标的卤素灯，指向镜驱动机构具有转向到灯源位置进行定标的功能。

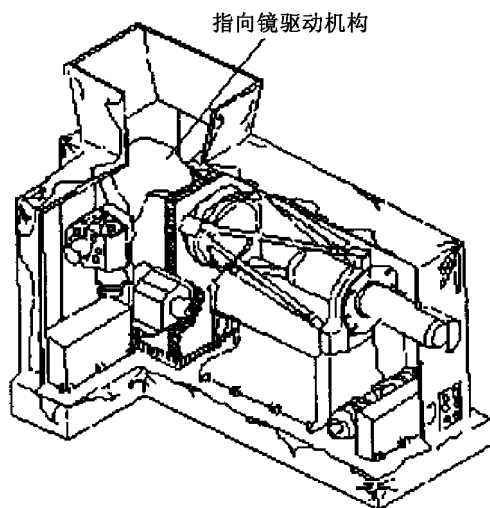


图 7 SWIR 的结构图

### 2.3.3 热红外辐射计 (TIR)

图 8 为 TIR 子系统的结构图。TIR 系统在热红外区有 5 个波段，采用指向定位并看天底望远系统，可以提供 90m 空间分辨率的图像。

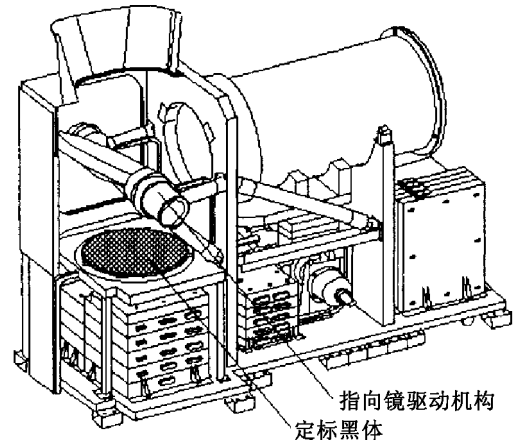


图 8 TIR 的结构图

不同于 ASTER 中的其它子系统，热红外辐射计有一个“雨刷器 (Whisk Broom)”式的扫描镜，同时具备穿轨迹扫描 (范围  $\pm 8.55^\circ$ ) 和定位功能。在扫描模式中，反射镜以大约 7Hz 的频率摆动 (这种方式和美国 Landsat-7 上的 ETM+ 的扫描方式相似)，并在摆动的方向成像；在定标模式中，反射镜从相对于星下点位置旋转  $90^\circ$ ，指向内部的定标黑体，完成星上定标功能。

ASTER 上携带的以上 3 台遥感器，涵盖的光谱范围宽，空间分辨率较高，因此，能够分辨

表 2 ASTER 子系统的特征功能

项目	VNIR	SWIR	TIR
扫描方式	推扫式	推扫式	刷式
望远镜光学系统	折射式 (施密特型) D=82.25mm (星下点) D=94.28mm (向后观测)	折射式 D=190mm	折射式 (牛顿型) D=240mm
光谱分离	分色镜和带通滤波器	带通滤波器	带通滤波器
焦平面探测器	Si-CCD 5000×4	PtSi-CCD 2048×6	HgCdTe (Pe) 10×5
低温冷却装置	不制冷	斯特林循环 77K	斯特林循环 80K
垂直轨道方向指向	望远镜旋转 $\pm 24^\circ$	指向镜旋转 $\pm 8.55^\circ$	扫描镜旋转 $\pm 8.55^\circ$
热控	辐射	冷却板	冷却板
定标	卤素灯和监测二极管	卤素灯和监测二极管	黑体 270K ~ 340K

出许多陆地表面物体,同时能够减少由于混合像元带来的数据分辨率比较低的问题。表 2 对 ASTER 上的 3 种遥感器的特征功能作了归纳。

#### 2.4 美国 GEOS-I 卫星的有效载荷 ——IMAGER

美国地球同步环境卫星 (GOES-I) 上有 2 台遥感有效载荷,它们分别是成像器 (IMAGER) 和探测器 (SOUNDER)。图 9 和图 10 分别是 IMAGER 与 SOUNDER 的整机图。

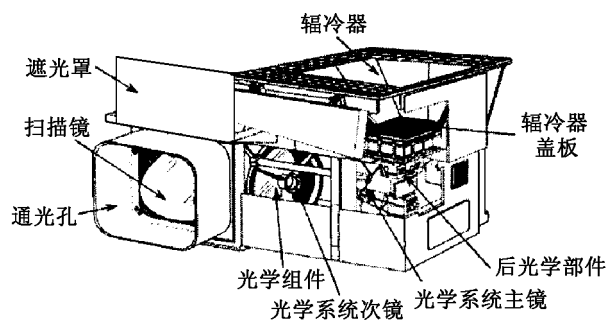


图 9 IMAGER 整机结构图

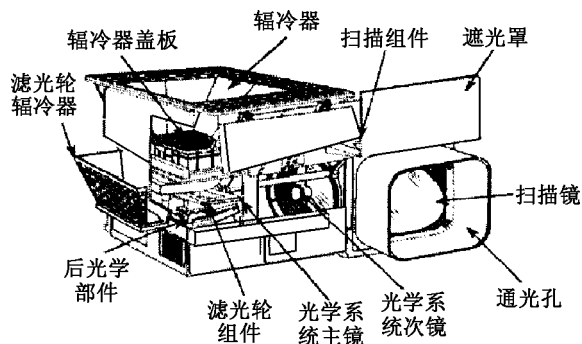


图 10 SOUNDER 整机结构图

### 3 典型驱动机构

从驱动机构上来说, IMAGER 上采用的东 / 西扫描具有典型性, SOUNDER 在驱动机构功能实现上与 IMAGER 一致。

对于驱动机构来说,每个伺服电机都有一个相关的感应同步器测量轴角的机械转角位移,因此,根据感应同步器的输出信号可以测量到扫描镜的位置。对于两个轴都有这样一个角位移传感器,它的输出信息直接反馈给力矩电机以调整扫描镜的位置。

工作原理:扫描控制依据输入指令进行初始化,根据感应同步器确定位置(相对值通过该位置的正弦和余弦值决定),东 / 西向电机的增量与机械轴转动每  $8\mu\text{rad}$  (即光学轴转动  $16\mu\text{rad}$ ) 相关,设定位置与起始位置的距离被计算出后,驱动电机以  $10^\circ/\text{s}$  的高速率到达设定位置。当东 / 西电机到位后,北 / 南电机按照指令开始进行有限转角的摆扫动作。在每条扫描线接近结束时,控制系统发出减速命令,这样可以使扫描镜准确定位,并有利于它开始回扫。IMAGER 的指标中规定,东 / 西方向摆动范围为  $20.8^\circ$ ,北 / 南方向摆动范围为  $19^\circ$ 。

图 11 所示是 IMAGER 扫描系统的控制原理图。从该图可以比较清楚地看出整个伺服驱动机构的工作结构。整个电路功能分为两大部分,分别是北 / 南电机控制部分和东 / 西电机控制部分。每个部分当中有:①感应同步器。它作为伺服环中的位置检测部分,提供高精度的编码信息,该信息经过前置放大后送入伺服放大和驱动部分;②伺服放大和驱动部分。它作为机驱动级控制电机运动;③平均误差积分电路。这是伺服控制当中运动精度控制方面很重要的一环。

另外,还有一些两个电机公用的部分:①电机电流传感器。一旦力矩电机失控,力矩电机的输出电流非常大,有可能将电机毁坏,电机电流传感器的作用就是将这方面的信息反馈给控制终端,关断相应的供电电源;②模拟补偿电路。该电路的作用是将电机试验时候的运行误差指标、电机实际运行到位的信息以及正交误差校正数据进行补偿,使得电机的运行位置达到运行指标;③指令和遥测信号。比如,基板加热关和电机电流遥测,这些信号也是控制电机和监测运行状态所必需的信号。

GOES-I 上的 IMAGER 和 SOUNDER 遥感器的空间分辨率为  $1\text{km}$ ,虽然在分辨率上无法和前面所述的几个遥感载荷相比,但是它们在环境气象方面的应用价值还是非常高的。

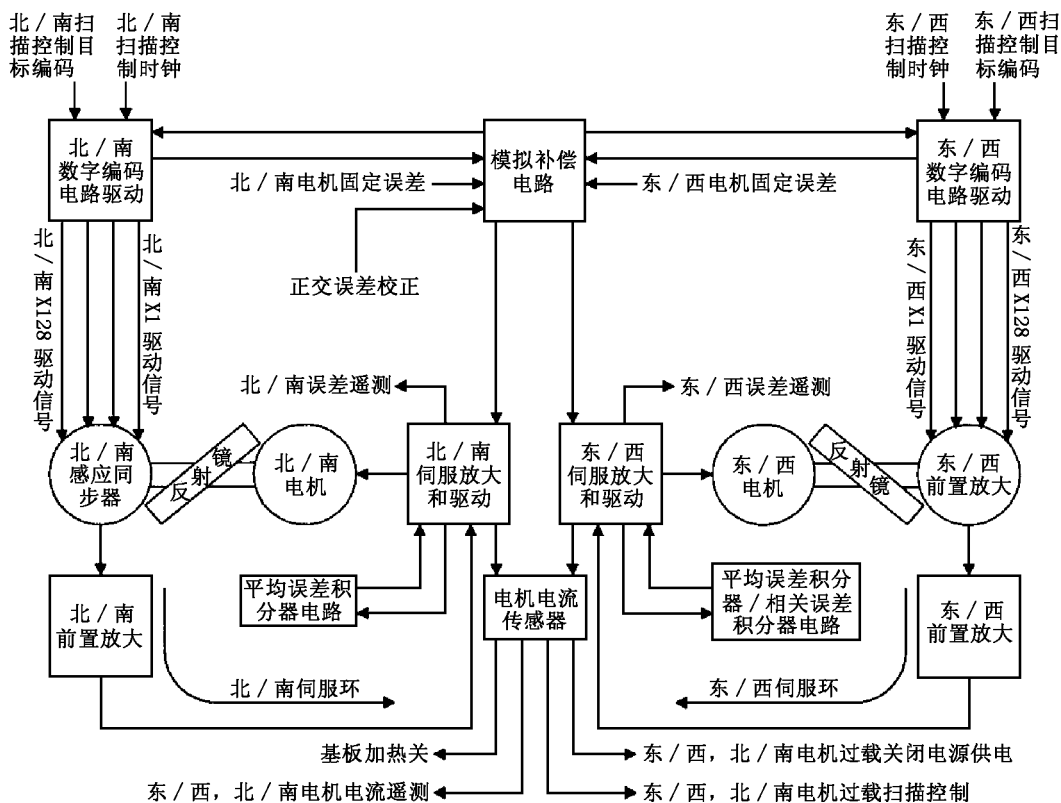


图 11 IMAGER 扫描系统控制原理图

### 4 结语

通过对当今国外几个遥感卫星有效载荷的简要介绍, 可以了解使用有限转角扫描驱动机构的一些典型例子。这些遥感载荷有的已经在太空中工作过一段时间, 有的甚至工作了很长时间。从这些遥感器的航天考核状况来看, 有限转角驱动机构工作是比较可靠的, 从功能上看也非常先进。通过了解国际遥感前沿, 对于我国发展自己的方案更先进、功能更强、性能更可靠的遥感技术仪器是非常有利的。

### 参考文献

[1] NASA/Goddard Space Flight Center, MISSION TO PLANET EARTH(MTPE), EARTH OBSERV-

ING SYSTEM(EOS), MTPE&EOS Data Products Handbook, Vol.1, TRMM&AM-1, 1997

[2] Michael D. King. Reynold Greenstone, 1999 EOS Reference Handbook, A Guide to NASA's and Earth Science Enterprise and the Earth Observing System, EOS Project Science Office, NASA/Goddard Space Flight Center, 1999.

[3] Claire L. Parkinson(NASA Goddard Space Flight Center), Reynold Greenstone(Raytheon ITSS), EOS Data Products Handbook, Vol.2, EOS Project Science Office, NASA/Goddard Space Flight Center, 2000.

[4] The Information about SPOT-5, CNES, www.cnes.fr, 2002.

[5] IMAGER&SOUNDER, GOES Databook, NASA/Goddard Space Flight Center, 2002.

(上接第 4 页)

[9] T. S. Lee, J. Garland, C. H. Grein, M. Sumstine, A. Jandeska, Y. Selamet and S. Sivananthan. Journal of Electronic Materials. Vol.29, No.6, 2000.  
[10] P. BOIERIU, Y. CHEN and V. NATHAN. Journal

of Electronic Materials. Vol.31, No.7, 2002.  
[11] D. CHANDRA, H. F. SCHAKE, M. A. KINCH, F. AQARIDEN, C. F. WAN, D. F. WEIRAUCH and H. D. SHIN. Journal of Electronic Materials. Vol.29, No.6, 2000.