

### 第三章 遥感工作系统

遥感工作系统是为了实现遥感目的而建立起来的一个相当复杂、庞大的信息工程网络。它的结构、运转和管理，采用了现代先进的科学技术成就，特别是空间技术、电子计算机技术和系统工程的成就。

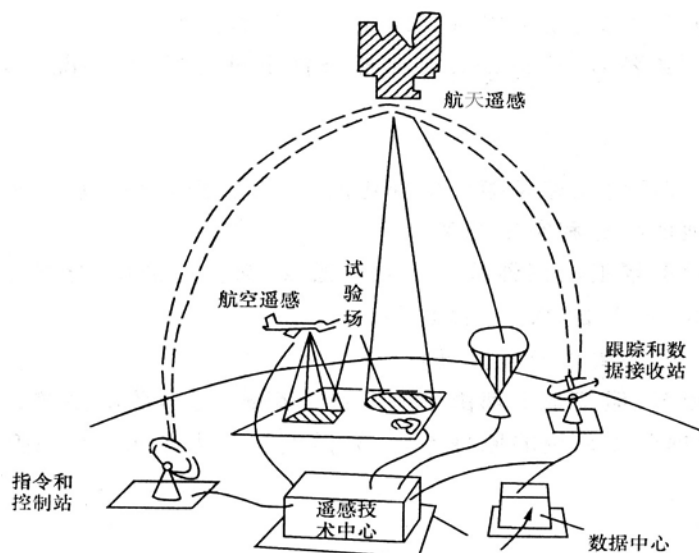


图 3—1

图 3—1 为遥感工作系统总体示意图。

从图中可以看出，整个系统可以分为星载(机载)分系统和地面分系统两大部分。星载分系统由遥感平台和传感器组成，负责从高空收集地物的电磁辐射信息，是整个遥感工作系统的核心部分。地面分系统由遥感测试系统和地面控制处理系统两部分组成，前者负责地物波谱测度研究和地面实况调查，后者负责对星载分系统的控制，遥感数据接收与处理等具体工作。至于遥感工作的总体设计，遥感技术设备、方法、理论的研究，以及遥感数据的存贮、分类处理、分析判读等工作，均由遥感技术中心承担。本章仅对遥感工作系统的几个主要组成部分做一扼要介绍。

#### § 3—1 地物波谱测试及地面遥感试验

遥感测试系统的主要任务是进行地物波谱测试研究工作，地物波谱的研究是遥感技术中的基础研究内容。只有根据对地物波谱特征的系统研究，才能正确选择传感器探测元件的响应波段。同时，只有根据大量的地物波谱资料，方能有效地进行目视解译和计算机自动识别分类，以及进而深入研究地物电磁辐射的微观机理。

地物波谱测试包括如下几个方面：

1. 测量地物对太阳辐射的反射特性；
2. 测量地物自身的发射(热辐射)特性；
3. 测量地物的微波辐射特性。

本书主要讨论地物对太阳辐射的反射特性及地物的热辐射特性。

## 一、地物反射波谱特性的测试

### (一) 实验室测试

实验室内测试样品的反射波谱特性，通常用分光光度计，再配以适当的反射附件，如积分球反射器或双向反射器，就可以得到样品的反射率。

实验室测量精度虽然较高，但是在非自然条件下进行的，与实况有差异，其结果一般仅作参考。

### (二) 野外测试

绝大多数地物，其反射光谱是随环境变化的。因此，野外测试就显得更为重要。

野外测试分为地面测量和空中测量。

用来测量太阳反射辐射的仪器称为辐射光谱仪。简称光谱仪；分光光度计；摄谱仪等。其测量波段范围有  $0.4\sim 1.2\mu$ ； $0.4\sim 2.4\mu$  等。

下面介绍国产 302 型野外分光光度计。

光谱仪的类型很多，但基本上都由下列几部分组成：光学收集系统，分光系统，接收系统和记录系统等。根据分光系统的原理差别，光谱仪又分为滤光片型、棱镜型、光栅型光谱仪和光谱干涉仪等。

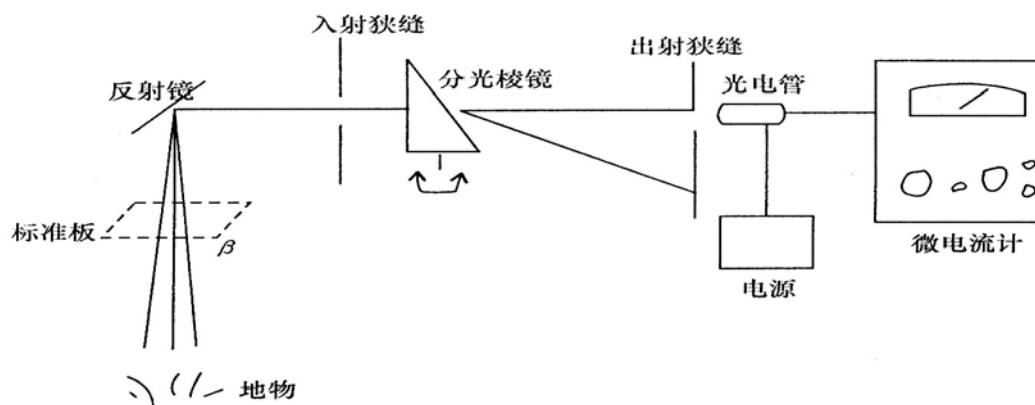


图 3—2 302 型野外分光光度计结构原理图

我国生产的 302 型野外分光光度计属棱镜型光谱仪，光谱范围 0.4~1.1 $\mu\text{m}$ ；该仪器的工作原理是：从被测物体反射出来的复合光束，经单色仪的分光棱镜被分解为单色光，单色光经光电转换系统(光电管)接收并转换成电流，再由微电流计将物体反射的光能量显示出来。

设被测物体和标准板均为朗伯反射面，且令物体到仪器之间的大气透过率为 1；大气向上散射和物体辐射忽略不计。由辐射传输方程得目标物和标准板到仪器上的辐射亮度分别为：

$$L_{\lambda\text{物}} = \frac{1}{\pi} (E_{0\lambda} * \sin \theta T_{\theta A} + E_{\lambda A}) \rho_{\lambda\text{物}} * K_{\lambda}$$

$$L_{\lambda\text{标}} = \frac{1}{\pi} (E_{0\lambda} * \sin \theta T_{\theta A} + E_{\lambda A}) \rho_{\lambda\text{标}} * K_{\lambda}$$

式中  $L_{\lambda\text{物}}$  和  $L_{\lambda\text{标}}$  分别为被测物体和标准板反射到仪器探测元件上的光谱辐射亮度；

在用比较法——同一波长分别测量物体和标准板的光谱反射率——进行测量时，可认为太阳的照度条件和仪器响应率均不变。同时认为仪器的输出信号(如电流强度  $I$ )与辐射亮度成正比。则有：

$$I_{\lambda\text{物}} = c * L_{\lambda\text{物}} = \frac{c}{\pi} (E_{0\lambda} * \sin \theta T_{\theta A} + E_{\lambda A}) \rho_{\lambda\text{物}} * K_{\lambda}$$

$$I_{\lambda\text{标}} = c * L_{\lambda\text{标}} = \frac{c}{\pi} (E_{0\lambda} * \sin \theta T_{\theta A} + E_{\lambda A}) \rho_{\lambda\text{标}} * K_{\lambda}$$

两式之比为：

$$I_{\lambda\text{物}} / I_{\lambda\text{标}} = \rho_{\lambda\text{物}} / \rho_{\lambda\text{标}}$$

$$\rho_{\lambda\text{物}} = (I_{\lambda\text{物}} / I_{\lambda\text{标}}) * \rho_{\lambda\text{标}}$$

$I_{\lambda\text{物}}$ 、 $I_{\lambda\text{标}}$  为仪器输出信号， $\rho_{\lambda\text{标}}$  是标准板反射率，已由生产厂家测定为已知值，被测物体的反射率可计算出来。

## 二、物体发射波谱特性的测量

用来测量物体发射波谱特性(热辐射)的仪器称为红外辐射计。其波段范围是 8~14  $\mu\text{m}$ 。

长波遥感仪器接收物体的辐射温度  $T_b$ ，它是物体发射率和表面温度的函数。因此，物体发射能力的测量包括发射率  $\epsilon$  和温度  $T$  的测量。

### 1. 发射率 $\epsilon$ 的测量

用红外辐射计测量同温度，同面积的标准黑体及被测物体的辐射出射度  $M$ ，按  $M_e = \varepsilon * M_b$  计算出  $\varepsilon$ ，要做到同时测量标准黑体和目标物体，要求测量仪器具有双通道。

基尔霍夫定律表明，在一定温度下，物体的吸收率与发射率相等。对于非透明物体而言，透过率为零，测量物体的反射率后按  $\varepsilon = \alpha = 1 - \rho$  计算  $\varepsilon$ 。

## 2. 温度 T 的测量

用红外辐射温度计进行非接触测量或用热敏电阻及其它灵敏度较高的温度计进行接触测量物体表面温度的同时，还需测量物体表面附近的大气温度和表面内一定深度的温度，用以确定表面温度的变化规律。

温度测量是每隔一定时间测量一次，连续进行一个日周期或年周期。另外还可进行同步测量，即空间遥感的同时，地面也进行实地测量，为判读建立相应关系。

## 3. 直接测量辐射亮度

用光谱仪在实验室内测量温度为  $T$  的标准黑体，得仪器读数  $I_{\lambda\text{标}}$ ，然后测量被测物体，得读数  $I_{\lambda\text{物}}$ ，物体的辐射出射度由普朗克公式计算如下：

$$M_{\lambda\text{标}} = 2hc^2 / \lambda^5 (e^{hc/\lambda kT} - 1)$$

式中  $T$  为已知标准黑体的温度。

仪器响应系数为  $K_\lambda$ 。

$$K_\lambda = I_{\lambda\text{标}} / M_{\lambda\text{标}} = I_{\lambda\text{物}} / M_{\lambda\text{物}}$$

则：
$$M_{\lambda\text{标}} = (I_{\lambda\text{标}} / I_{\lambda\text{物}}) M_{\lambda\text{物}}$$

这是假定仪器在两次测量中响应率  $K_\lambda$  不变的情况下，所适用的计算方法。实际上，野外环境中温度不断变化。因此，需要在被测物体近旁放置标准黑体，同时测定目标和标准黑体的输出值，而且每次都要测量标准黑体的温度。

## 三、其他地面遥感试验

1. 遥感仪器试验与校准：研制成的各类遥感仪器在投入使用之前，必须进行一系列试验，确定仪器的性能，测定仪器的各种参数。试验时，

先由试验定标校准，获精确的参数，然后由飞机或其它运载工具载人空中进行预飞行试验，进一步检查仪器的实际工作性能，且按预飞行所获数据进一步标定，选取最好的工作条件。

2. 地面实况调查：遥感仪器在空间工作的同时，尽可能对全球进行实况调查，取得与遥感目的有关的各种数据。这项工作由地面台站，也称数据收集系统来完成。

3. 试验区：凡是区域比较大的遥感研究项目或新型传感器试验，都应选择适当的试验区(有时叫试验场)。试验区的选择应根据研究目的，服务范围，满足统计用的样区数目和大小，现有数据的可用性，人员及设备情况等因素综合考虑。

试验区的数量和大小，以具有相当的代表性为原则。就是说所选的试验区应代表整个遥感范围的自然地理特征。一旦选定一个地区作为试验区后，对区内各地物和现象都进行仔细地测量，分析研究工作，得出实况数据和物体变化速率等数据。

试验区的类型有基本试验区和综合试验区。基本试验区面积较小，一般为  $25\text{km}^2$ ，在这个区内除对各物体的自然特征进行广泛的测量和研究外，其目的是确定电磁辐射与物体相互作用关系，物体特性与图像特性的关系，及仪器定标参数等。基本试验区还应交通方便，无飞行障碍等，有标志性地面特征等有利于遥感试验的条件。

综合试验区应满足多学科、多专业和多要素试验的需要，应有足够大的，一般为： $15000\sim 50000\text{km}^2$ ，还要具有典型的代表性。一般情况下一个综合试验区包括几个分区，每一分区又分为几个基本试验区。综合试验区较大，不太可能进行全面深入调查，仅对区内最具有代表性的特征进行深入调查，其余部分按典型特征调查结果推论，判断。

遥感图像分析时，以细致调查的结果和数据为依据建立判读标志，对全试验区进行分析判读且制成分类样片和文字说明，供整个遥感范围分析使用。

### § 3—2 遥感平台

遥感平台(Platform)是指安装传感器的运载工具。按高度可分为三类，即近地面平台，如汽车、船、塔等，航空平台，如飞机、气球等；航天平

台，如卫星、宇宙飞船等。从不同高度的平台进行遥感，可以获得不同覆盖面积，不同比例尺不同分辨力的遥感图像。选择遥感平台的主要依据是地面的分辨率。

下面仅讨论航天遥感平台。

### 一、人造卫星轨道

人造卫星是航天遥感的主要平台。它的运行规律同样符合开普勒行星运转的三个定律。

#### 1. 开普勒第一定律

所有行星轨道均为一椭圆，太阳位于椭圆的二焦点之一上。

卫星轨道为一椭圆(圆形轨道只有椭圆轨道的一个特例)，这时位于椭圆两焦点之一的是地球，轨道离地最近的点称近地点，反之称远地点。如图 3—3—**a** 所示。

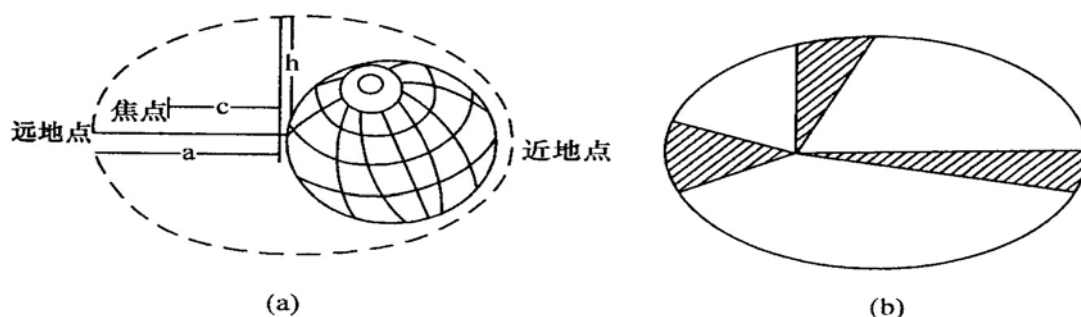


图 3—3

#### 2. 开普勒第二定律

行星的向径(行星至太阳的连线)在相等的时间内扫过相等的面积。

卫星的向径指卫星至地心的连线，也遵循这一规律，也就是说，卫星在离地近的地方经过时的速度要快些，在离地远的地方运行时速度要慢些。如图 3—3—**b** 所示。

#### 3. 开普勒第三定律

行星公转周期的平方与它的轨道平均半径的立方成正比。

对于卫星绕地球的运行周期的平方与其轨道平均半径的立方成正比。

设  $T_1$ 、 $T_2$  为任意两颗卫星的运行周期， $H_1$ 、 $H_2$  分别为它们离地的高度， $R$  为地球半径，则可用下式表示：

$$\frac{T_1}{T_2} = \frac{(R + H_1)^3}{(R + H_2)^3}$$

也可用开普勒常数  $C$  来表示：
$$C = \frac{T_1^2}{(R+H_1)^3}, C = 2.7573 \times 10^{-8} \text{ min}^2 / \text{km}^3$$

## 二、轨道参数

卫星的空间轨道如图 3—4 所示，轨道在空间的形状和位置由轨道参数决定。轨道参数共有 6 个。

### 1. 升交点赤经 $\Omega$

如图 3—4 所示，升交点赤经为卫星轨道的升交点与春分点之间的角距。所谓升交点为卫星由南向北运行时，与地球赤道面的交点。反之，轨道面与赤道面的另一个交点称为降交点。

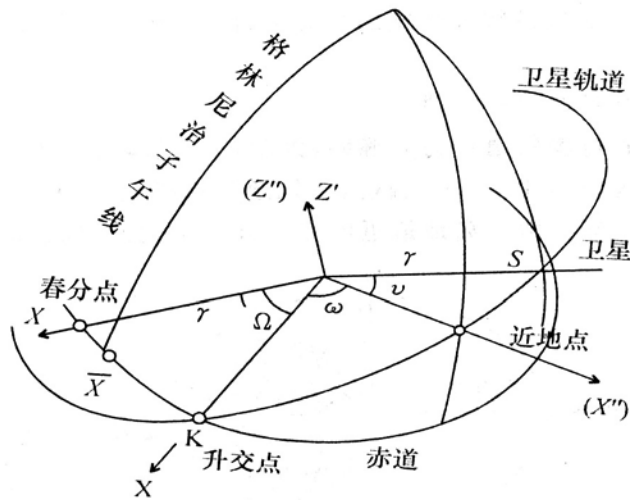


图 3—4 卫星的空间轨道

### 2. 近地点角距 $\omega$

指卫星轨道的近地点与升交点之间的角距。

### 3. 轨道倾角 $i$

卫星轨道面与地球赤道面之间的两面角，从升交点一侧的轨道量至赤道面。

### 4. 卫星轨道的长半轴 $a$

卫星轨道远地点到椭圆轨道中心的距离，如图 3—3 中的 a 图。

### 5. 卫星轨道的偏心率(扁率) $e$

$e = c / a$ ,  $c$  为卫星椭圆轨道的焦距。

### 6. 卫星运行周期 $T$

卫星绕地球一周所需时间。

以上 6 个轨道参数可根据地面观测来确定。

在 6 个轨道参数中， $\Omega$ 、 $\omega$ 、 $i$ 、 $T$  决定了卫星轨道面和赤道面的相对位置，而  $a$  和  $e$  则决定了卫星轨道的形状。其中  $e$  越大，轨道越扁； $e$  越小，轨道越接近圆形。圆形轨道有利于在全球范围内获取影像时比例尺趋近一致。当  $e$  固定时， $a$  越大，则轨道离地高度  $H$  越大。 $H$  与传感器的地面分辨力和总视场宽度有密切关系。 $i=90^\circ$  时轨道面与地轴重合。 $i\approx 90^\circ$  时轨道面接近地轴，这时的轨道称为近极地轨道。轨道近极地有利于增大卫星对地球的观测范围。

### 三、卫星的三轴姿态

卫星在确定的轨道上运行时，要保持一定的空中姿态，使得传感器永远对准地面。

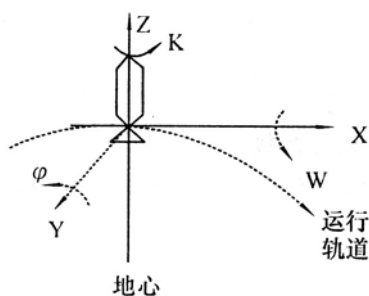


图 3-5

卫星的三个坐标轴定义为：当卫星在理想的稳定状态时，以卫星的质心为坐标原点，在轨道面内，指向卫星运行方向的为  $x$  轴，垂直轨道面的为  $y$  轴，垂直于地球的为  $z$  轴。任何一个质点的空间状态，都存在三个轴，六个自由度，其中三个自由度沿  $x$ 、 $y$ 、 $z$  轴轴向直线运动。卫星运行引起  $x$  方向的位移，卫星摄动引起  $x$ 、 $y$ 、 $z$  三个方向上的位移。另外三个自由度是绕  $x$ 、 $y$ 、 $z$  轴旋转，绕  $x$  轴旋转的姿态角  $w$  称为滚动，绕  $y$  轴旋转的姿态角  $\varphi$  称为俯仰，绕  $z$  轴旋转的姿态角  $k$  称为航偏。如图 3—5 所示。

### 四、空间卫星的运行方式

#### 1. 运行周期

指卫星绕地球一圈所需时间，即从升交点开始运行到下一次过升交点时的时间间隔。



由开普勒第二定律  $\frac{T^2}{(R+H)^3} = C$

则  $T = \sqrt{C * (R+H)^3}$  , 若  $H=915\text{km}$ , 则  $T=103.267'$

## 2. 重复周期

重复周期是指卫星回到上次地面轨迹上空运行时所需要的天数。

$$T = \frac{24 * 60}{n + \frac{d}{D}}$$

其与运行周期的关系为：

式中  $D$  为重复周期； $n$  为每天运行的轨道数； $n = \frac{24 * 60}{T}$  (凑整)； $d$  为轨道漂移系数。即：第二天轨道相对第一天同号轨道为向前(西)或向后(东)依次偏移的轨道数。

$d=0$  轨道不偏移。

$d=\pm 1$ , 为第二天轨道相对第一天同号轨道向前或向后依次偏移。

$|d|>1$  为交错偏移。

如上例  $T=103.267'$  的卫星, 每天运行约 14 周, 重复周期  $D=18$  天, 轨道漂移系数  $d=-1$ 。

## 3. 地球同步轨道

如果卫星运行周期与地球自转周期相同, 则这种卫星叫地球同步卫星, 其轨道称为地球同步轨道。为实现与地球同步, 由开普勒第三定律, 其轨道高度必须为:  $H = \sqrt[3]{T^2 / C} - R$ 。解求出的  $H \approx 3580\text{km}$ , 一般的地球同步轨道可以是圆形或椭圆形, 轨道平面可以与地球赤道面相交, 也可重合。当  $i=0$  时, 即为重合, 卫星在地球赤道面内运行, 这种轨道为地球同步轨道的一个特例, 称为地球静止卫星。其轨道称为地球静止轨道。地球静止卫星始终在地球的赤道上空, 发射者所选定的经度上。

## 4. 太阳同步轨道

卫星轨道与太阳同步是指卫星轨道面与太阳地球连线之间在黄道面内的夹角, 不随地球绕太阳公转而改变。

对一般卫星轨道(除与黄道面重合的轨道外, 为地球绕太阳公转时这

个角(通常称光照角)会随之改变。如图 3—6 为地球公转与太阳光照角的关系。

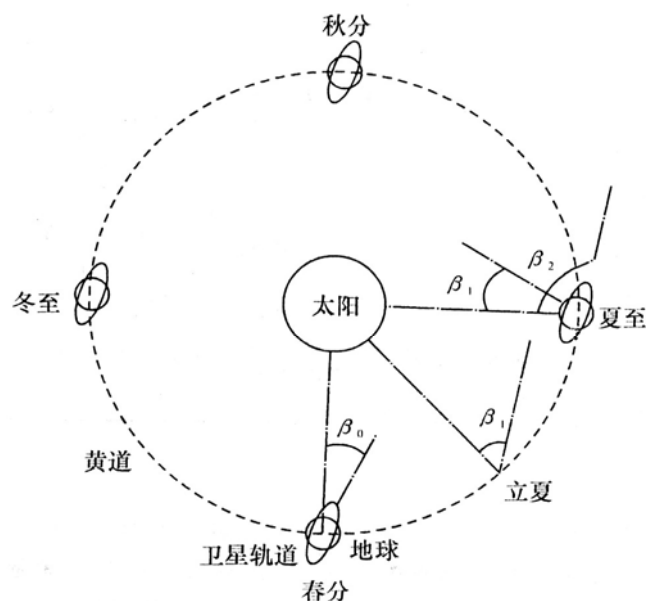


图 3—6 地球公转和太阳光照角关系

如果在春分时的起始光照角为  $\beta_0$ ，立夏时变为  $\beta_1$  夏至时为  $\beta_2$ ……，任一时间的光照角等于起始光照角加上地球对太阳的进动角。地球对太阳的进动，一年为  $360^\circ$ ，平均每天的进动角为  $0.9856^\circ$ 。

为了使光照角保持不变，必须对卫星轨道加以修正，平均每圈的修正

量为  $\Delta\Omega = \frac{0.9856^\circ}{n}$  式中  $n$  为一天中卫星运行的轨道数。

## 五、陆地卫星的轨道参数

陆地卫星的轨道参数如表 3—1。

表 3—1

编号	发射日期	停止工作时间	传感器	轨道高度	轨道面倾角	运行周期	覆盖地球一次的圈数	重复周期	在赤道上的轨道间距	扫描成像宽度
陆地卫星—1	1972.7.23	1978.1.6	多光谱扫描仪 1 台 反束光导管电视摄像机 1 台	近地点为 905Km 远地点为 918Km	99.125°	103.267 分/每周	251 圈	18d	159km	185km
陆地卫星—2	1975.1.22	1982.2.5	多光谱扫描仪 1 台 反束光导管电视摄像机 1 台	同上	同上	同上	同上	同上	同上	同上
陆地卫星—3	1978.3.5	1983.3.31	多光谱扫描仪增加了热红外通道;反束光导管电视摄像机 2 台	同上	同上	同上	同上	同上	同上	同上
陆地卫星—4	1982.7.16		多光谱扫描仪 1 台 专题制图仪	平均为 705km	98.2°	98.8 分/圈	233 圈	16d	170km	185km
陆地卫星—5	1984.3.1		多光谱扫描仪 1 台 专题制图仪	同上	98.2°	同上	同上	16d	170km	185km
陆地卫星—7	1998		增强型专题制图仪 ETM+P	705.3km	98.2°	98.9 分/圈	233 圈	16d	171.5km	185km

## 六、SPOT 卫星

SPOT(Systeme Probatoire d'observation de la Terre)是法国于 1986 年 2 月 22 日发射的高能性地球观测卫星,它搭载两台高分辨率遥感器 HRV(High Resolution Visible imaging system),具有通过斜视进行立体观测等优点。SPOT3,4 号正在运行中。其外形如图 3—7。

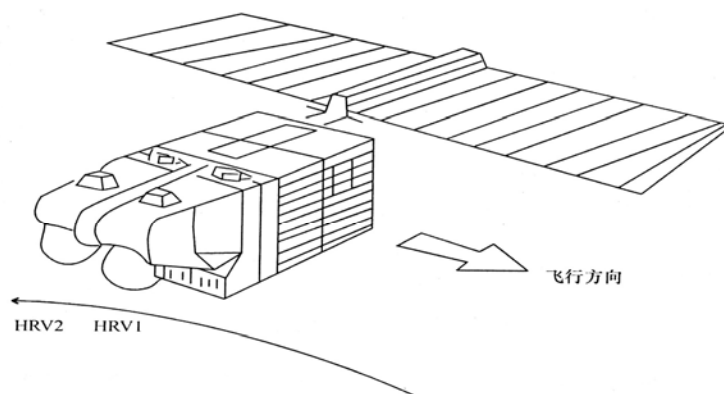


图 3—7 SPOT 卫星外形图

### 1. 轨道参数

采用高度为 832km，轨道倾角 98.7 度的太阳同步准回归轨道，通过赤道时刻为地方时上午 10<sup>h</sup>30<sup>m</sup>。回归天数为 26 天，但由于采用倾斜观测，所以实质上可以对同一地区用 4~5 天的时间间隔进行观测。

### 2. 观测仪器

多光谱和全色推扫式扫描仪 HRV 的观测方法不是采用扫描镜，而是采用 CCD (Charge Coupled Device) 电子式扫描。它具有多光谱(XS)和全色 (PA)两种模式，在全色波段具有 10m 的高分辨率。由于扫描镜的角度可在左右 27 度的范围内用 0.6 度的步进加以改变，所以采用斜视测通过不同的观测角观测同一地区，可以得到立体视觉效果，并取得较高的 B/H 比，能够进行高精度的高程测量。

## 七、我国的资源卫星 CBERS—1

我国和巴西合作发射的 CBERS—1 于 1999 年 10 月发射成功。卫星各参数如表 3—2。

表 3—2

卫星名称	发射时间	寿命(年)	观测周期(天)	遥感器名称	波段/频率(μm)	观测仪器空间分辨率(m)	覆盖宽度(km)	侧视	轨道高度(km)	轨道倾角	每天绕地球圈数
第一颗资源卫星(CBERS—1)	1999年	2	26	CCD相机(CCD)	0.45~0.52	20	113	±32°	778	98.5°	14.3
					0.52~0.59						
					0.63~0.69						
					0.77~0.89						
					0.51~0.73						
红外多光谱扫描仪(IR—MSS)	0.50~1.10	78/156	120								
	1.55~1.75										
	2.08~2.35										
广角相机(WFI)	0.63~0.69	256	890								
	0.77~0.89										

### § 3—3 遥感传感器

在遥感中传感器是指收集、量测、记录地物各种电磁波特征的仪器，传感器是遥感工作系统的核心部分。它的性能是决定整个遥感工作系统遥感能力的主导因素。

各种传感器都是由收集系统，探测系统，信号转化系统和记录系统四部分组成。

通常我们将遥感传感器分成光学摄影类型，光电成像类型，微波成像类型三大类。

## 一、光学摄影类型的传感器

### 1. 单镜头画幅式摄影机

这是大家最为熟悉的一种传感器。主要由收集器——物镜和探测器——感光胶片组成。另外还需要有暗盒，快门，光栏，机械传动装置等，曝光后的底片上只有一个潜像，须经摄影处理后才能显示出来影像。

在空间环境下工作的摄影机，会遇到一些特殊的问题。因此须采取相应的措施加以消除。

(1)飞行器在空间不容许打开蒙皮，因此摄影窗口成了物镜的一部分。由于外界真空和摄影机内大气之间的差异，造成窗口变形。再则舱内的合成材料挥发出来的沉淀物，会附着在窗口上，降低摄影质量。为此，必须选择表面质量光学均匀性和抗弯强度极好的玻璃作窗口，还需有消除窗口污染的装置。

(2)空间摄影机工作的地理纬度相差很大，太阳高度角不相同，不同的地物反射亮度也不尽相同。为了随时得到合适的曝光量，必须装备自动曝光控制装置。

(3)空间摄影机工作温度(注意卫星向阳和背阳会造成光学系统内大的温度梯度)会直接影响光学系统的性质，改变焦面位置的胶片灵敏度；舱内的压力也会使物镜焦面改变；温度则使胶片溶剂挥发，产生静电现象和导致窗口结霜等。必须控制舱内合适的温度，压力和湿度，尽量减少这些因素对空间相机光学系统的影响。

(4)飞机器运行引起的像移，必须采用高感光度胶片或配以像移改正装置来消去。

### 2. 缝隙摄影机

在飞机或卫星上，摄影瞬间所获取的影像，是与航向垂直，且与缝隙等宽的一条地面影像。这是由于在摄影机焦面前方放置一开缝的挡板，将缝隙外的影像全挡去的缘故。当飞机或卫星向前飞行时，摄影机焦平面上与飞行方向成垂直的狭缝中的影像，也连续变化。如果摄影机内的胶片也不断地进行卷绕，且其速度与地面在缝隙中的影像移动速度相

同，就能得到连续的条带状的航带摄影负片。

这种摄影机不是一幅幅地曝光，而是连续曝光，摄影机上不需要快门。

为了得到清晰影像，必须使 
$$W_p = W_i = W = \frac{f}{H}$$

式中： $W_p$  航摄像片卷绕的速度；

$W_i$  景物在航摄机焦平面内移动的速度；

$W$  飞机的地速。

从式中可以看出摄影的同步性与速高比  $w/H$  有关。当飞机航速与胶片卷绕速度不匹配时。影像会产生仿射形变。

影像的投影性质，对于瞬间获取的一条缝隙宽度的影像，仍为中心摄影，但对于一段影像，由于是在相机随飞行器移动的情况下连续获得，其航迹影像为正射投影，而其它部分的像点，是相对各自缝隙内的摄影中心的中心投影，故称之为多中心摄影。另外，飞行器位移和姿态变化将使影像产生复杂的几何畸变。

### 3. 全景摄影机

全景摄影机又称摇头摄影机，或叫扫描摄影机。它是在物镜焦面上，平行于飞行方向设置一狭缝，并随物镜作垂直航线方向扫描，得到一幅扫描成的影像图。因此称为扫描摄影机，又由于物镜摆动的幅面很大，能将航线两边的地平线内的影像都摄入底片，因此又称为全景摄影机。

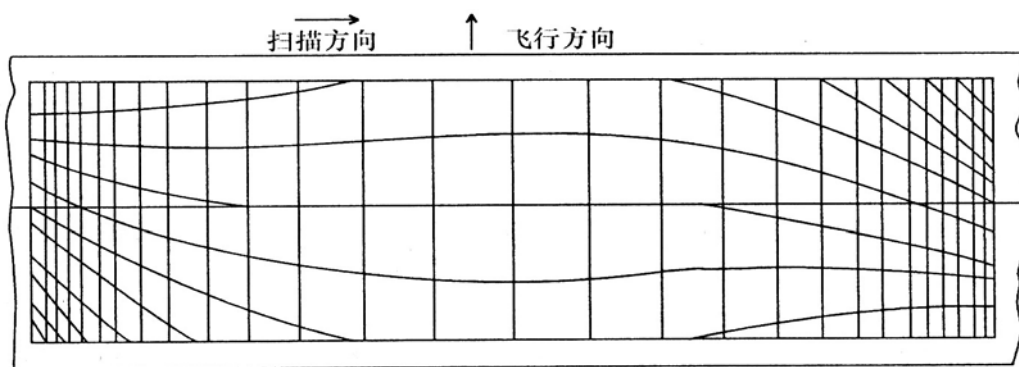


图 3-8 全景像片的畸变

全景摄影机的特点是焦距长，有的达 600mm 以上。可在长约 23cm，宽达 128cm 的胶片上成像。这种摄影机的精密透镜既小又轻，扫描视场很大，有时能达 180°。这种摄影机是利用焦平面上一条平行于飞行方向的狭缝来限制瞬时视场。因此，在摄影瞬间得到的是地面平行于航迹线的一条

很窄的影像。当物镜沿垂直航线方向摆动时，就得到一幅全景像片。这种像机的底片呈弧状放置，当物镜扫描一次后，底片旋进一幅。由于每个瞬间的影像都在物镜中心一个很小的视场内构像，因此，每一部分的影像都很清晰，像幅两边的分辨力明显提高。但由于全景像机的像距保持不变，而物距随扫描的增大而增大，因此出现两边比例尺逐渐缩小的现象，整个影像产生所谓全景畸变现象。再加上扫描的同时，飞机向前运动，以及扫描镜摆动的非线性等因素，使影像的畸变更加复杂。

倘若地面上是一正方形格网，全景像片上畸变后却成为如图 3—8 所示的形状。

#### 4. 多光谱摄影机

对同一地区，在同一瞬间摄取多个波段影像的摄影机称为多光谱摄影机。采用多光谱摄影的目的是充分利用地物在不同光谱区，有不同的反射特征，来增多获取目标的信息量，以便提高影像的判读和识别能力。在一般摄影方法的基础上，对摄影机和胶片加以改进，再选用合适的滤光片，即可实现多光谱摄影。其方法如下：

##### (1) 多镜头型多光谱摄影机

它是由多个物镜构成的摄影机。有时直接将多个单镜头摄影机组合在一起构成多光谱摄影机。这种摄影机要实现多光谱摄影，还必须选配相应的滤光片与不同光谱感光特性的胶片组合，使各镜头在底片上成像的光谱，限止在规定的各自的波区内。可用于多光谱摄影的滤光片有两种：一种为光谱滤光片或叫带通滤光片，入射的电磁波被限制在某一个谱段透过滤光片，其透过率曲线如图 3—9—*a*。另一种为止带滤光片，透过滤光片的电磁波在某一波长处截止，如图 3—9—*b*。

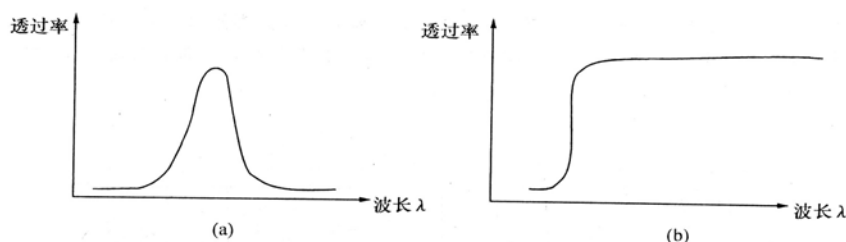


图 3—9

胶片的种类也很多，有分色片、全色片、全色红外片、红外片、彩色三感光层的光谱感光特性片，彩色红外三感光层的光谱感光特性片。

多光谱摄影时，滤光片和胶片组合的方法有两种，一种是根据设计的多光谱波段，选用相应的光谱滤光片，并选用合适的胶片进行多光谱摄影，另一种方法是利用止带滤光片与胶片组合来分波段。

这种形式的多光谱摄影机，必须做到以下几点：

- a. 快门的同步性要好；
- b. 各物镜的光轴必须严格平行；
- c. 由于不同波长的光。聚焦后的实际焦面位置不同，须校正像机各承影面在成像最清晰的位置上；
- d. 由于不同波区的光照度不同，再加上胶片的光谱感光度不同，因此各波段的最佳曝光时间须经试验后确定。

## (2)单镜头分光束多光谱摄影机

利用单镜头摄影机进行多光谱摄影有两种方法。一种是在物镜后面加进一步分光装置，使光束分离。这种摄影机利用半透明的平面镜，将光线分解成几个光束，分别通过各自波长的相应的滤光片，在底片上曝光成像，这种摄影机不存在各波段间的轴线校准误差，也不存在快门的同步问题。但光束分离后能量损失太大，尤其是各波段的能量消耗不等(分光束装置对各波段吸收不同)，会影响影像质量。

另一种方法是利用响应不同波段的，多感光层胶片进行多光谱摄影。胶片经摄影处理后；得到一张合成的多光谱像片。这就是大家所熟悉的彩色摄影和红外彩色摄影。

## 二、光电成像类型的传感器

光电成像类型的传感器与光学摄影类的传感器有很大差别。光学摄影机是将收集地物的反射光，直接在感光胶片上感光成像；而光电类型的传感器是将收集的电磁波能量，通过仪器内的光敏或热敏探测器转变成电能后再记录下来。目前胶片最大的感光范围在长波方向不超过  $1.4\mu$ ，而光电型传感器中各类探测器总的感光范围，除了胶片感光区以外，能覆盖整个红外区。另一方面在空间进行遥感时，卫星所带胶片有限，回收成本较高，并且很难进行实时传输。而光电类型的传感器所收集的数据，可通过无线电频道向地面发送应获取的所有信息。

### (一) 机载红外扫描仪



## 1. 机载红外扫描仪的结构

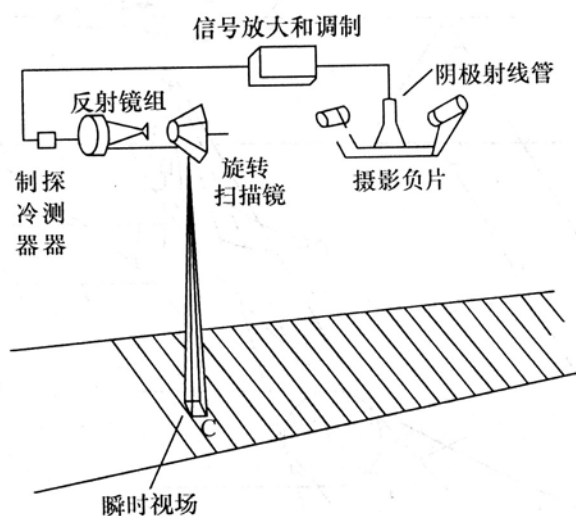


图 3—10 机载红外扫描仪结构原理图

图 3—10 为一种机载红外扫描仪的结构图，它由一个旋转扫描镜，一个反射镜系统，一探测器，一个制冷设备，一个电子处理装置和一个输出装置组成。

旋转扫描镜的作用是实现地面横越航线方向的扫描，并将地面辐射来的电磁波反射到反射镜组。反射镜组的作用是将地面辐射来的电磁波聚焦在探测器上，探测器则是将辐射能转变成电能。探测器通常做成一个很小面积的点元，有的小到几个微米。随输入辐射能的变化，探测器输出的电流强度(视频信号)发生相应的变化。致冷器为了隔离周围的红外光直接照射探测器，一般机载传感器可使用液氧或液氮致冷。电子处理装置主要是对探测器输出的视频信号放大和进行电光变换，它由低噪声前置放大器和电光变换线路等组成。输出端是个阴极射线管和胶片传动装置。视频信号经电光变换线路调制阴极射线管的阴极，这时阴极射线管的屏幕上的扫描线的亮度变化相应于地面扫描视场内的辐射量变化。胶片感光后得到扫描线的影像。

## 2. 成像过程

### (1) 扫描成像过程

如图 3—1 所示，当旋转棱镜旋转时，第一个镜面对地面横越航线方向扫视一次；在扫描视场内的地面辐射能，由刈幅的一边到另一边依次进入传感器，经探测器输出视频信号，再经电子放大器放大和调制，在阴极

射线管上显示出一条相应于地面扫描视场内的景物的影像线，这条影像线经感光后在底片上记录下来，接着第二个扫描镜面扫视地面，由于飞机向前运动，胶片也作同步旋转，记录的第二条影像正好与第一条衔接。依次下去，就得到一条与地面范围相应的二维的条带影像。

## (2) 红外扫描仪的分辨力

红外扫描仪的分辨力决定于扫描仪的瞬时视场角和航高。

瞬时视场角就是扫描仪的扫描光学系统在任一瞬间向地面张开的立体角  $\beta$ 。瞬时视场为瞬时视场角所包括的地面范围。

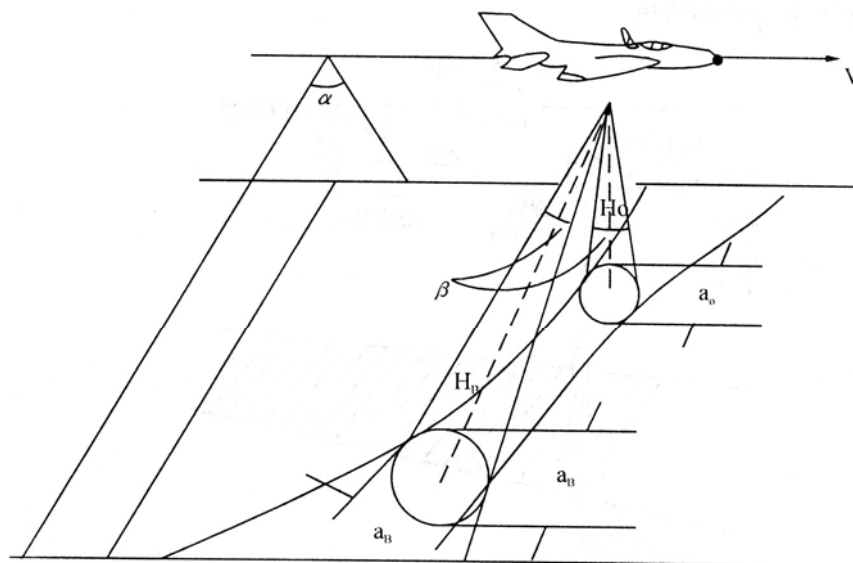


图 3—11 红外扫描仪地面分辨力图

设探测器尺寸为  $d$ （直径或宽度），扫描仪的焦距  $f$ ，则  $\beta = d/f$

$$a = \beta * H = \frac{d}{f} * H$$

$\beta$  设计时已确定，所以对一个使用着的传感器，其地面分辨力的变化只与航高有关。航高值大， $a$  值就大，则地面分辨力就差。

当观测视线倾斜时，亦即在某一个不等于零的扫描角下观测时，其地面分辨力将发生变化，现设垂直指向观测时，扫描角  $\theta = 0$ ，航高为  $H_0$ ，地面分辨力为  $a_0$ ，当扫描角为  $\theta$  时，仪器至观测点中心的距离为  $H_\theta$ ，其地面分辨力平行于航线方向的  $a_\theta$ ，垂直于航线方向  $a'_\theta$ ，如图 3—11 所示。

$$H_\theta: H_0/\cos\theta = H_\theta \cdot \sec \theta$$

$$a_\theta = \beta \cdot H_\theta = a_0 \cdot \sec \theta$$

对于垂直航线方向，由于传感器观测视线与地面不垂直，倾斜一个  $\theta$  角，因此：

$$a'_\theta = a_0 \cdot \sec \theta = a_0 \cdot \sec^2 \theta$$

由于地面分辨力随扫描角发生变化，而使红外扫描影像产生畸变，这种畸变称为全景畸变，其形成的原因和全景摄影机类似。

红外扫描仪还存在一个温度分辨力的问题，温度分辨力与探测器的响应率  $R$  和传感器系统内的噪声  $N$  有关。为了获得较好的温度鉴别能力，红外系统的噪声等效温度限制在  $0.1^\circ \sim 0.5^\circ \text{K}$  之间，而系统的温度分辨能力一般为等效噪声温度的 2—6 倍。

### (3) 扫描线的衔接

当扫描镜的某一个反射镜面扫完一次后，第二个反射镜面接着重复扫描，飞机的飞行使得两次扫描不会完全重叠。如何让相邻两条扫描线很好的衔接，可由以下的关系式来确定。假设旋转棱镜扫描一次的时间为  $t$ ，一个探测器地面分辨力为  $a$ ，若要使两条扫描线的重叠度为零，但又不能有空隙，则必须是：

$$W = \frac{a}{t}$$

式中  $W$  为飞机的地速。

当时  $Wt > a$  时，将出现空白扫描条纹，当  $Wt < a$  时，则扫描线之间有部分重叠。

$$\text{又 } a = \beta H \quad \text{则 } Wt = \beta H$$

$$\text{移项后有：} \quad \frac{W}{H} = \frac{\beta}{t}$$

其中瞬时视场角和扫描周期都为常数，所以只要速度  $W$  与航高  $H$  之比为一常数，就能使扫描线衔接，不会出现条纹。

### (4) 热红外像片的色调

热红外像片上的色调变化与相应的地物的辐射强度变化函数关系。地物发射电磁波的功率与地物的发射率  $s$  成正比，与地物温度的四次方成正比。因此，影像上的色调也与这两个因素成相应关系，而且热红外扫描仪对温度比对发射本领的敏感性更高，因为它与温度的四次方成正比。温度

的变化能产生较高的色调差别。

## (二)Mss 多光谱扫描仪

### 1. Mss 多光谱扫描仪的结构和成像过程。

图 3—12 表示的是陆地卫星上的 Mss 多光谱扫描仪的结构示意图。

Mss(Multispectral Scanner)是由扫描反射镜，校正器、聚光系统、旋转快门、光学纤维、滤光器和检波器等组成。

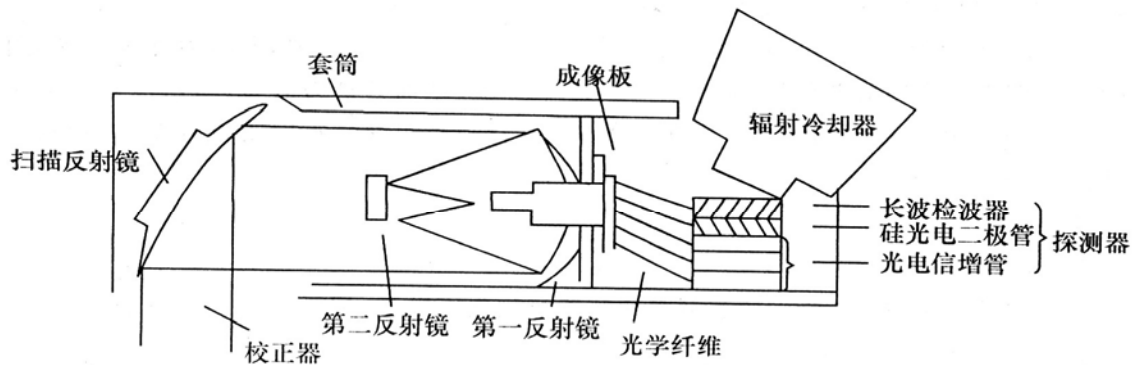


图 3—12 Mss 多光谱扫描仪结构示意图

扫描反射镜是一个表面镀银的椭圆形铍反射镜，长轴 33cm 短轴 23cm，它与地面和聚光镜的光轴均成  $45^\circ$  角，扫描镜围绕正常位置摆动的幅度大约为  $\pm 2.89^\circ$ ，摆动频率为 13.62Hz，对垂直于卫星轨迹方向的地面进行扫描(纵向扫描)，星下视场角为  $11.56^\circ$ ，被扫的地面刈幅宽度约为 185km，沿卫星轨迹方向的扫描(纵向扫描)由卫星沿轨迹的运动来实现。由于卫星的运行周期为 103.267 分钟，星下地面点相对卫星沿轨迹方向的移动速度为 6.47km / s，扫描镜摆动一次(一个摆动周期)的时间为 73.42 毫秒，在摆动周期内星下地面点相对移动约 474m，为使扫描能连续地进行，并保持一定的分辨力，Mss 多光谱扫描仪每个探测器的瞬时视场，设计成从标称轨道上对地面  $79 \times 79 \text{m}^2$  的地区(即 0.88 毫弧度)。共用 6 个探测器排成一列，列长相应地面上的长度也约为 474m。如图 3—13 所示。这样第一条横向扫描经过一个周期回扫至起点，进行下一次横向扫描时，正好与上一次横向扫描的第 6 条扫描线相邻连线，形成连续对地面扫描。即在进行横向扫描的同时，利用卫星的运行速度实现纵向扫描。图 3—14 为连续扫描得到的影像，是地面上 185km 宽的一条连续的条带，而不象摄影机是一幅一幅获取。

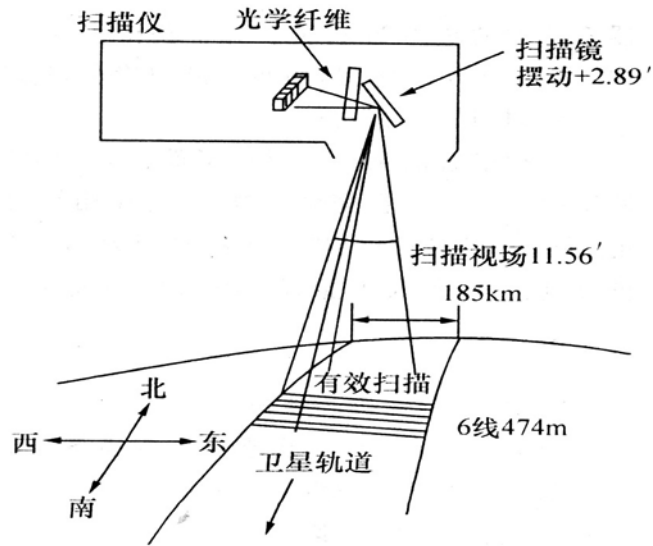


图 3-13 扫描过程图

回扫期间(即扫描镜从东向西摆动时), 快门轮关闭了光学纤维板对地球的通视, 校准灯光源通过安装在快门轮上的一个可变中性密度滤光器投射到光学纤维板上。这样在回扫间隔中便把一个校准楔引入到光谱带 1 至 4 的视频数据里来; 对每幅影像提供一个 15 级的灰标。在地面处理时用于纠正像片的辐射误差和避免像片上出现由于 6 个探测器可能出现的增益变化而造成的条纹。

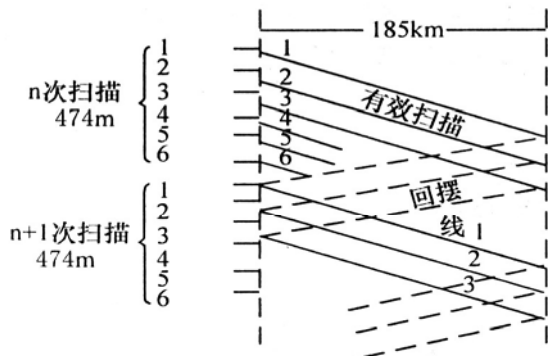


图 3-14 扫描线的衔接

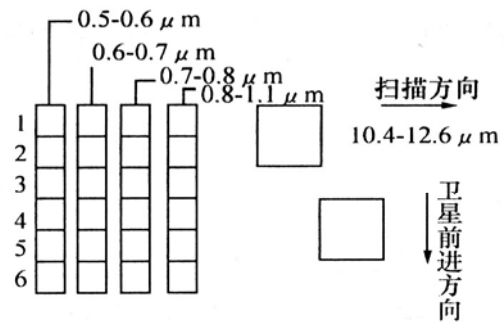


图 3-15

地面光学讯号经扫描反射镜, 反射至第一和第二反射镜组成的光学聚焦系统, 聚焦在光学纤维上, 光学纤维按 4X6 矩阵形式排列, 共有 24 个像元, 如图 3-15 所示。

在扫描过程中, 每条扫描线所摄影像都依次掠过与之相应的四个像元, 它们的光谱范围分别是:

$$Mss-4 \quad 0.5 \sim 0.6 \mu m$$

Mss—5      0.6~0.7 $\mu$ m

Mss—6      0.7—0.8 $\mu$ m

Mss—7      0.8~1.1 $\mu$ m

Landsat—3 号上增加了一个热红外通道 Mss8，它的光谱范围是 10.4 $\mu$ m~12.6 $\mu$ m，瞬时视场较前四个大 3 倍，因此光学纤维板排成两块，其地面分辨力也变为 120X120m。

光学纤维板上各像元的光讯号经滤光器分光后，由光学纤维传导至 24 个探测元件(Landsat3 号上有 26 个探测元件)。其中 Mss—4、5、6 谱段为 18 个光电倍增管，Mss—7 为 6 个硅光电二极管。Mss—8 采用 2 个汞—镉—碲红外探测元件，其能量是通过靠近纤维矩阵的一条缝隙来接收的，并由中继光学系统传入构成场光阑的这些探测器中。热探测器用一个无源辐射冷却器使之冷却到大约 100°k 左右。

对于 24 个通道中的每一个而言，将在扫描仪输出端产生一路视频信号。这些信号进入模 / 数转换器，以 9.958 微秒的间隔进行采样和数字化，，采样间隔相应地面上为 56m，编码用 6 个比特表示一个像元的亮度值，再通过一个多路调制器编入串联的数据流，向地面作实时发送，或在地面接收站视界以外，贮存在宽带视频带记录器中，作延时回放。

## 2. Mss 多光谱扫描仪的数据接收、处理和输出的产品

Mss 多光谱扫描仪的数据由陆地卫星地面接收站接收。地面站由如图 3—16 所示组成，Mss 数字信号经地面站接收天线接收后，由接收装置输往记录装置。记录装置将 Mss 数据记录在高密度数字磁带上(HDDT—High Density Digital Tape)，处理装置受理 Mss 的高密度数字磁带，对 Mss 数据进行加工处理，处理方式分粗处理、精处理和特殊处理。粗处理包括对 Mss 数据的辐射校准、几何校正，以及分幅和注记。

精处理是选择一些粗处理的图像，利用地面控制点进行更精确的几何校正并纳入某种地图投影，特殊处理是将 HDDT 上的 Mss 数据转换加工成计算机兼容磁带 CCT(computer compatible tape)。

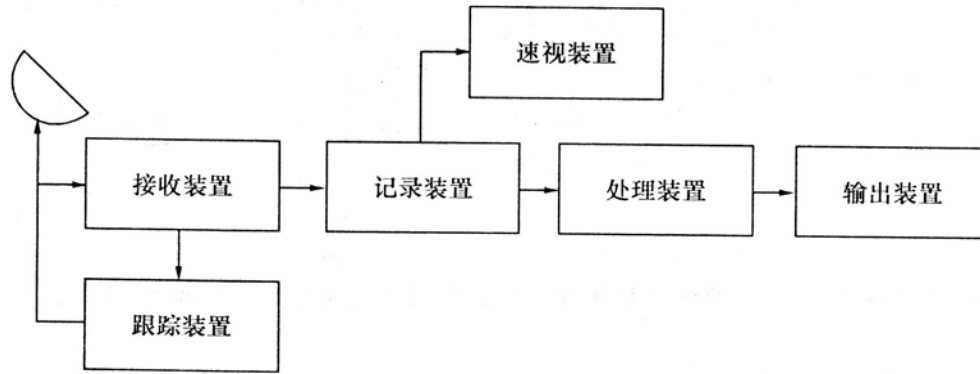


图 3—16

经处理后输出的 Mss 产品有：

粗制的 1：100 万和 1：336.9 万比尺的黑白、彩色的底片或像片。精制产品的比例尺和形式同上，但只提供部分经过选择的地区。此外是粗制和精制 CCT 磁带。

### (三)TM 专题制图仪

TM(Thematic Mapper)专题制图仪装于 Landsat4 号 5 号卫星上。它也是一台多光谱扫描仪。它由扫描镜，主、次反射镜组成的望远镜，扫描行改正器，滤波器，探测器，中远红外的分光折射镜，致冷设备和辐射参考源，电子处理器件等组成。TM 中增加了一个扫描改正器，目的之一是使扫描行垂直于飞行轨道；其二是使往返双向都对地面进行扫描，收集影像数据。

TM 的探测器共有 100 个，分七个波段。各波段的波长范围，显示和判读特征如表 3—3 所示。

TM 中的扫描镜也是由铍制成，用一个轻型卵网结构支撑，具有低惯性和抗弯曲性能。望远镜中的主、次反射镜，都选用低膨胀系数的玻璃制成。望远镜的焦距为 2.28m，望远镜的实际孔径为 0.41m，相对孔径为 f/5.6。

TM 采用带通滤光片分光。

为作辐射校正，扫描仪内设有一个白炽灯作可见光和近红外波段的标准源，TM6 的校正源，是一个按地面指令控制温度的黑体源。

扫描仪中的电子处理器件，对全部波段的探测器输出信号作前置放大，编码和传输。每个像元的亮度值用  $2^8$  编码。卫星向地面传送数据是通过中继通讯卫星作实时发送，星上不再带磁带记录仪，数据传输率为  $84 \times 10^8 \text{bit/s}$ 。

表 3-3

通道	波长范围 um	特    征
TM <sub>1</sub>	0.45~0.52 (蓝)	这个波段的短波端相应于清洁水的峰值,长波端在叶绿素吸收区,这个蓝波段对针叶林的识别比 Landsat1,2,3 的能力强。
TM <sub>2</sub>	0.52~0.60 (绿)	此波段在两个叶绿素吸收带之间,因此相应于健康植物的绿色。波段 1 和 2 合成,相似于水溶性航空彩色胶片 SO-224,它显示水体的蓝、绿比值。能估测可溶性有机物和浮游生物。
TM <sub>3</sub>	0.63~0.69 (红)	此波段为红色区,在叶绿素吸收区内,在可见光中这个波段是识别土壤边界和地质界线的最有利的光谱区,在这个区段,表面特征经常展现出高的反差,大气朦雾的影响比其它可见光谱段低。这样影像的分辨能力较好。
TM <sub>4</sub>	0.76~0.90 (红外)	这个波段相应于植物的反射峰值,它对于植物的鉴别和评价十分有利。TM <sub>2</sub> 和 TM <sub>4</sub> 的比值对绿色生物量和植物含水量敏感。
TM <sub>5</sub>	1.55~1.75 (红外)	此波段叶面反射强烈地依赖叶湿度,一般讲这个波段在对收成中干旱的监测和植物生物量的确定是有用的,另外,1.55~1.75um 区段内水的吸收率很高,所以区分不同类型的岩石,区分云,地面冰和雪就十分有利。湿土和土壤的湿度从这个波段上也很容易看出。
TM <sub>6</sub>	10.4~12.6 (热红外)	此波段对植物分类和估算收成很有用。在此波段来自表面发射的辐射量,按照发射本领和湿度来测定。可用于地热制图和热惯量制图实验。
TM <sub>7</sub>	2.08~2.35 (热红外)	这个波段主要的价值是用于地质制图,特别是热液变岩环的制图,它同样可用于识别植物的长势。

#### (四)ETM+

##### 1. 仪器设计

Landsat7 上的 ETM+是由 TM(Landsat4, 5)和 ETM(Landsat6)发展而来的。它是一个正对星下点成像、多光谱、垂直轨道扫描、可获取高地面分辨率影像的辐射计。扫幅宽度为 185 公里。如同以前的 Landsat 卫星一样,ETM+使用一个扫描行纠正器去除因扫描和轨道运动引起的行间重叠或行间隔。

ETM+在可见光和近红外(VNIR)范围内有 4 个分色波段,另有一个全色波段(Pan),这 5 个波段的传感器位于新开发的大规模硅探测阵列上,硅



探测阵列安装于主焦面(温焦面)上。在冷焦面上分布有两个短波红外波段(SWIR)的 InSb 探测器和一个长波红外(LWIR)或称热红外波段的 HgCdTe 探测器。可见光、近红外和短波红外 6 个波段的探测器阵列各有 16 个探测器,沿轨道方向错开排列,每个探测器对应地面  $30*30\text{m}^2$  大小。长波红外波段探测器阵列有 8 个探测器。对应地面大小为  $60*60\text{m}^2$ ,比以前 TM 上的热红外波段的分辨率提高了一倍。全色波段是新加的,探测器阵列包含 32 个探测器,每个探测器对应地面  $15*15\text{m}^2$  大小。ETM+各波段的描述见表 3—4。

表 3—4 ETM+Band Descriptions

Band	Type	Wavelength( $\mu\text{m}$ )	Detector	Resolution
1	Blue-Green	0.45—0.515	Si	30m
2	Green	0.525—0.605	Si	30m
3	Red	0.63—0.69	Si	30m
4	Near IR	0.775—0.90	Si	30m
5	SWIR	1.55—1.75	InSb	30m
6	LWIR	10.4—12.5	HgCdTe	60m
7	SWIR	2.09—2.35	InSb	30m
Pan	Panchromatic	0.52—0.90	Si	15m

探测到的信号将经过一个模拟信号放大器,一个复合处理器(包括模拟复合,模数转换和数字复合),最后传给输出格式化器。输出格式化器生成错误检测和校正码,根据空间数据系统咨询委员会(CCSDS)的规范格式化数据,并通过两个 75Mbps 通道提供数据。一个通道含格式 1 数据,包括 1—6 波段数据;另一个通道含格式 2 数据,包括 6, 7, 8(Pan)波段数据。两种格式都含波段 6 数据。

## 2. 仪器校正

星载仪器中辐射校正系统在每次扫描末尾,将为探测阵列提供辐射灯和黑体,分别用来校正反射波段和热波段。ETM+含有两个新的太阳辐射校正器。部分孔径太阳辐射校正器(PASC)在每圈卫星初见太阳时,将太阳影像传给探测器孔径一次。全孔径太阳辐射校正器(FASC)大约每月将太阳辐射散射入探测器的全视场一次。ETM+还将通过地面实测进行校正。上述 4 种辐射校正的联合使用,将获得最佳校正系数,可以满足总辐射精

度±5%的要求，比以前的 Landsat 卫星提高了 1—2 倍。

FASC 是一个涂白颜色的板，该板置于 ETM+孔径前，将太阳辐射散射入传感器孔径内。FASC 的活动表面涂有按传统配方比的 YB71，YB71 是一种全无机涂料，专门针对空间飞行器的热特性而设计的。它具有近朗伯体特性，高反射率和在太空中的高稳定性。涂板采用特殊技术设计，主要是出于重量方面的考虑，板的活动部分直径达 50.8cm。

为了简化设计，增加可靠性，FASC 的散射板做成绕轴旋转的。不用时旋入贮存处，保护处的表面不受紫外光辐射，减少其它宇宙污染。需要时旋出置于传感器孔径下面。当处在校正位置时，传感器至星下点连线与散射板法线方向的夹角为  $23.5^\circ$ ，大于  $24^\circ$  时将会有地球漫射光射入。以板为基面，当太阳高度角为  $0\sim 23^\circ$  时，阳光照亮散射板。大于  $23^\circ$  时，仪器挡住光线。

### 3. 几何精度与辅助校正数据

Landsat 系统要求在平行和垂直轨道方向成像的地理定位精度为 250 米 (10)。为了达到这一要求，必须知道飞行器的状态(包括时间、位置、高度角、振颤等)。这些数据由飞行器上的相关仪器采集，并插入图像数据中，作为一个整体宽带数据流传至地面。这些插入的数据称为辅助校正数据 (PCD)，内含 PCD 的宽带数据流使得数据用户可对影像进行几何校正。

如同 Landsat4, 5 一样，震颤由回转仪和一个叫做角位移敏感器(ADA)的装置共同确定。回转仪安装在仪器的后固定板上，可测量 3 个轴方向的低频振颤(0Hz 至 2Hz)，角位移敏感器直接安装在仪器机身上，可测量 3 个轴方向的次低频振颤。这两种数据都是 PCD 的内容，地面处理中可用其纠正因微振引起的图像不均匀的问题。

### 4. 数据记录与传送

两个 75Mbps 数据流可分别实时传给地面，也可先记录在卫星上的记录仪上，待以后再传给地面接收站。星载固态记录仪的记录容量为 378Gbits，可记录 3.6Gbits 的 ETM+数据 100 景。记录的数据通过 X 波段传至位于美国南达卡塔州的地面主站地球资源观测系统(EROS)数据中心，或位于阿拉斯加的地面辅站。

卫星可以同时以 150Mbps 的速率实时向三个国际地面站传输数据，总

的传输能力为 450Mbps,或同时以 300Mbps 的速率向一个美国站、150Mbps 的速率向一个国际地面站(如加拿大)传送数据。300Mbps 是星载记录仪记录速度的两倍。在记录仪回放数据时,也可同时对地成像。X 波段通信通过三根可控天线实现。三根天线通过一组开关分别与 4 个发射器连接。发射器、频率、天线情况见表 3—5。通过星历数据和各地面站的位置信息,卫星天线可以同时瞄准三个有接收计划的地面站,7°角的窄天线波可将数据传送给请求接收数据的地面站。

3—5 Landsat X-band Frequency Allocations

Transmitter	Channel	Center Frequency	Antennas
XTM1	Mid	8212.5MHz	GXA # 1
XTM2	Mid	8212.5MHz	GXA # 1,GXA # 3
XTH	High	8342.5MHz	GXA # 2,GXA # 3
XTL	Low	8082.5MHz	GXA # 2,GXA # 3

### 5. 固态记录仪设计

Landsat7 固态记录仪的设计和制造由位于新泽西州的 Lockheed Martin 通讯系统公司负责。它采用了将存贮器进行 3 维排列的独特技术,每个模块为 64Mbits(4\*16Mibts DRAM),塑料封装的微电路按堆栈方向排列。每个卡安装 256 个存贮器模块,共 16Gbits,整个记录仪有 24 个这样的卡,总容量在卫星上天之初约为 400Gbits。按这样的设计,即使存贮器有部分失效时,在 5 年后卫星设计寿命届满时,仍能保证有 378Gbits 的可用容量,能记录大约 100 景 ETM+数据。有一块控制板用于管理数据的记录与回放。记录仪可记录来自仪器的两个 75Mbits 的数据流,总速率为 150Mbps。回放速度可达 300Mbps。

### 6. 运行思想

Landsat7 的运行思想基于一个基本目标,即利用获取阳光照射下的、无云或少云的陆地影像,周期性地更新全球地表档案。为了达到这个目标,Landsat 科学部正在发展所谓的“长期计划”这一计划规定了 ETM+数据的获取战略,安排 ETM+接收,最终将既尽可能多地获取全球表面信息,形成地球档案资料,又考虑到科学界的要求。“长期计划”是一个包含了对每个 WRS 景的推荐获取条件和重复频率的文件。每天获取数据时,计划

安排软件首先考虑“长期计划”并设置优先级。做计划时要考虑的其它因素还有云量预测、仪器校正、太阳角限制及特殊要求等。

位于马里兰州的 Goddard Space Flight Center 的任务运行中心(MOC)负责任务计划和卫星运行。MOC 负责日常的仪器安排及卫星的安全运行。星上载有一个窄波通讯系统用来接收来自 MOC 的命令以及将卫星状态数据发射回 MOC。一个额外的 S 波段脉冲转发器集联至两个全向天线，一个朝向天顶，一个朝向星下点。前者经过跟踪与数据中继卫星，以较低速率进行命令及状态信息和双向多普勒跟踪信息的通信。后者用于与构成“地球使命”地面网的 4 个地面站通讯。这 4 个地面站分别于美国的南达卡他、阿拉斯加、弗吉尼亚和挪威。它们也可以接收 X 波段来自 Landsat 及其它组成“地球使命”的卫星的科学数据。

向卫星发送指令的站主要是位于阿拉斯加的地面站。因为地处高纬度地区，该站每天能看到卫星 9 次过境。它的地理位置也很理想，卫星飞越阿拉斯加后很长一段是太平洋，没有成像计划，因而是上行发送新的一天接收计划、新的星历及进行飞行器时钟调整的理想时间。

如前所述，Landsat 图像数据主要由南达卡他站和阿拉斯加站接收，在与其它卫星接收任务严重冲突情况下，也可使用挪威站，挪威站也有高纬度地区的优点，可见到 Landsat 卫星的每一圈飞行。接收宽带下行数据的主要单位是位于南达卡他的 EDC。这种选择是因为南达卡他位于美国大陆中心，在 EDC 视线范围内，卫星可完全覆盖 48 个州。另外，所有的数据处理、归档、分发系统也在 EDC。

Landsat7 也将根据所签协议，向各国际站直接发送数据。只要接收范围有重叠，Landsat7 可同时向 3 个国际站发送数据。考虑到记录数据、美国的实时覆盖以及传送给国际站的景的需要，Landsat7 将在全球每天大约 850 个陆地景中，平均获取 532 景左右。按每景 3.6Gbits 算，这意味着每天约有 2Terabits 数据传向地面。

## 7. 数据获取与处理

Landsat7 的所有数据处理都在 EDC 完成。当卫星每天 5 或 6 次飞越 EDC 时，位于 EDC 的地面站通过 10 米天线接收两个数据流。两个数据流(格式 1 和格式 2)再交给处理系统。

Landsat7 处理系统的指标之一是每天捕获、处理和归档 250 景数据能力。然而，EDC 每天接收 5 或 6 个轨道，不够 250 景。因此阿拉斯加站也用来接收本州数据，并提供给 EDC 处理。阿拉斯加的数据通过磁带或磁盘送至 EDC。

数据接收后，立即送往计算机进行流水线处理，生成 OR 级数据(重新格式化，内含卫星高度、星历数据、辐射校正参数及质量数据)，中间数据和浏览数据，然后将这些数据存档或分发。

OR 级处理的第一步是 CCSDS 解码和误码检测与纠正。然后进行主帧组合和数据间隔块确定。间隔块是拥有连续时间码的一小段数据集，是适合于处理系统的数据单元。第三步，从每行的主帧及 PCD 数据中抽取校正数据和扫描镜纠正数据，然后进行波段分离、正反扫描对齐，PCD 周期加入和景标识确定。下一步，确定景中心、计算景的四个角点。这些数据连同数据质量统计数据组成一个中间数据文件，和 OR 级产品放在一起。

由图像数据生成波段文件集，另外，由格式 1 数据生成一个浏览文件。云量评估是基于辐射校正后的格式 1 数据完成的。设计人员为 Landsat7 图像云量的自动评估设计了一种新的算法，在最近的典型试验中，这种算法证明比以前的算法有很大改进。

最后的 OR 级产品是一个文件集，内容包括：9 个波段文件(格式 1 和格式 2 数据均含 band6 数据)，两种格式数据的 PCD、MSCD 和校正数据文件，浏览图像文件(仅格式 1) 和一个中间文件。

作为“地球使命”的组成部分，位于 EDC 的处理部门根据用户需要，读取存于档案中心(DAAC)的 OR 级产品，将其处理成 1R 级(辐射校正)和 1G 级(系统几何校正)数字图像产品，每天处理能力为 25 景。1R 级为经辐射校正但未作几何重采样的产品，1G 级则为既经过辐射校正又经过几何校正和地理配准的产品。处理时用户可以指定一些选择，如投影、采样大小、波段、输出格式等等。系统校正的 1G 级图像产品的地理定位精度为 250 米( $1\sigma$ )，波段间像元配准精度为 0 点几个像元。

## 8. 数据存档与分发

Landsat 处理系统处理出来的 Landsat 图像数据均存档于 EDC 的 DAAC。这包括 EDC 每天处理出来的 250 景 OR 级产品，但不包括 25 景

1R 和 1G 产品。此外，DAAC 也保存其它国家地面站的中间数据文件，至于浏览或图像数据则必须从各站直接订购。

DAAC 具有每天向用户分发 100 景数据的能力，数据为 OR 级或最多可包括 25 景 1G 级产品。一旦有了数据，DAAC 即可根据订单将它们分发给用户+有关浏览数据的查询和请求是免费提供的。任何用户均可订购。级和 1 级产品，只收完成任务所需的成本费。预计费用将比目前的商业价格有明显的减少。

ETM+接收计划的安排不是基于个别用户的要求，而基于科学部的“长期计划”，这一计划的目标是尽可能全面地不断获取地表图像，形成档案，同时兼顾科学界的要求。在做接收计划时还要结合考虑云层覆盖的预报情况，以便尽量获取无云或少云图像。目标是使档案库里的数据能满足用户的需求并不断有新的数据增加到档案库中。将不断地接收美国大陆 48 个州和阿拉斯加的数据，因而目前的接收计划将自动满足想要美国景的用户。然而，一些特殊要求，主要是环境和国家(级)紧急情况，根据需要也可在作计划时加以考虑。关于用户对非美国景的接收请求及如何尽可能将其作到计划中的办法目前正在研究之中。

## 9. 图像评估

Landsat7 地面系统的设计包括一个图像评估系统(IAS)，目的是为 ETM+数字影像的生成提供必要的辅助信息。位于 NASAGoddard 空间飞行中心的 Landsat 项目科学部负责监督 IAS 的开发。他们伪目的是设计和建造这样一个系统：

- (1)抽样评估 DAAC 存档数据(OR 级)的质量；
- (2)校正 ETM+仪器和卫星的辐射及几何参数；
- (3)为 DAAC 生成 1 级产品提供最终校正和配准参数，为订购 OR 级 ETM+数据的用户，或仅仅想要参数的用户提供相关参数。

为了达到这些目标，IAS 必须完成如下任务。

- (1)辐射校正和几何配准 OR 级 ETM+数据，生成 1 级数字图像；
- (2)进行辐射校正；
- (3)进行几何校正；
- (4)数据质量评价。

这些任务高度相关,并且在完成4项任务的过程中会有许多反馈信息。IAS 只对 ETM+获取的很少一部分数据进行图像评估,约为每天1—5景。回放检查的数据与提供给用户的 OR 级产品一模一样。

IAS 结合了辐射人造模拟纠正和绝对辐射校正技术以克服过去的校正方法在精度方面的固有限制。从分析 TM 存档数据和 ETM+发射前有关试验数据得到的 ETM+仪器特性的认识,有助于仪器人造模拟源的确定。在 IAS 算法的设计中,将利用这种先验知识,以尽量减少噪声源对 ETM+图像和校正数据的影响。地面测量系统跟踪记录星载校正器参数,估计出 ETM+探测器的增益与偏置,再在复合辐射模型(CRAM)中代入发射前仪器增益与偏置参数,即可为每个通道生成改进后的绝对增益和偏置值。通过观察和记录这些参数的变化趋势,可以帮助建立探测器增益与偏置作为时间和仪器状态的函数模型。IAS 辐射校正方法是通过使用预校正,人造模拟纠正以及 CRaM 增益与偏置确定,为 ETM+提供了比以前 TM 校正方法更为稳定一致的绝对辐射校正。

总之,IAS 将评估 ETM+数据质量和校正传感器的辐射与几何特性。IAS 提供的数据帮助数字图像产品生产实现以下目标:绝对辐射精度5%,波段间配准精度0.3个像元,在不使用地面控制点的情况下,地理定位精度为250米(1口)。

#### 10. 与 EOS AM1 结伴飞行

1998年,作为 NASA“地球使命”计划的两个重要组成部分,Landsat-7 卫星和第一个地球观测系统平台(EOS AM1)被发射到705公里上空的太阳同步轨道。Landsat7 携带 ETM+传感器,而 EOS AM1 上的主要仪器则是一个中分辨率的成像光谱仪(MODIS)。ETM+的主要性能是:

- (a)地面扫描宽度为185公里;
- (b)在可见光、近红外、短波红外段有6个分辨率为30米的波段;
- (c)每16天重复覆盖全球一遍。

与此相应,EOS AM1 上的 MODIS 传感器的主要性能是:

- (a)地面扫描宽度为2048公里。
- (b) 在可见光、近红外、短波红外和热红外段有29个星下点分辨率约为1公里的波段;灰度位为12bit。此外还有两个分辨率为250米的 VNIR

波段和 5 个分辨率为 500 米的 VNIR / SWIR 波段。

(c)每两天重复覆盖全球一遍。

“计划”要求两个飞行器按同天轨道飞行，前后相隔 15—60 分钟，理想情况下 Landsat-7 飞越赤道时间为上午 10:00，EOS AMI 为上午 10:15。这样，可在几乎相同的大气和植被生长条件下同时获取具有高分辨率(30 米)和中粗分辨率(250—1000 米)的多光谱数据。预料在多级、多光谱采样方法中使用这些数据，将有很大的优点。将 Landsat-7 和 EOS AMI 结伴飞行的优点包括：大陆和全球范围植被特性计算；不同比例尺产品集成和对比验证；MODIS 数据的辐射校准；Landsat 数据的大气辐射校正；Landsat 数据的其它时间产品的内插；EOS 数据与 20 多年存档 Landsat 数据的关联等。事实上，NASA 已经赞同将 MODIS 与另一个高级的 TM 类仪器一起放置到计划于 2004 年发射的 EOS AM2 平台上的设想。

#### (五)HRV 扫描仪

##### 1. HRV 扫描仪的结构和成像过程

法国 SPOT 卫星上装载的 HRV(High Resolution Visible range instruments)是一种线阵列推扫式扫描仪。仪器中有一个平面反射镜，将地面辐射来的电磁波反射到反射镜组，然后聚焦在 CCD 线阵列元件上，CCD 的输出端以一路时序视频信号输出。由于使用线阵列的 CCD 元件作探测器，在瞬间能同时得到垂直于航线的一条影像线，不需要用摆动的扫描镜，像缝隙摄影机那样，以“推扫”方式获取沿轨道的连续的影像条带。SPOT 卫星上的 HRV 分两种形式，一种是多光谱型式的 HRV，共分在三个谱段，分别为：

波段 1 0.50~0.59 $\mu\text{m}$

波段 2 0.61~0.68 $\mu\text{m}$

波段 3 0.79~0.89 $\mu\text{m}$

每个波段的线阵列探测器组，由 3000 个 CCD 元件组成。每个元件形成的像元，相对于地面上为 20m\*20m。因此一行 CCD 探测器形成的影像线，相对于地面上为 20m\*6km。每个像元用 8bit 对亮度进行编码。

另一种是全色 HRV，它用 6000 个 CCD 元件组成一行。地面上总的视场宽度仍为 60km，因此每个像元地面的大小为 10m\*10m，编码采用相邻



像元亮度差进行，以压缩数据量，由于相邻像元亮度差值很小，因此只需用 6bit 的二进制数进行编码。

为了在 26 天内达到对全球覆盖一遍，SPOT 卫星上平排安装二台 HRV 仪器。每台仪器视场宽度都为 60km，两者之间有 3km 重叠，因此，总的视场宽度为 117km。相邻轨道间的间隔约为 108km(赤道外)，垂直于地面观测时，相邻轨道间的影像约有 9km 重叠。这样共观测 369 圈，全球在北纬 81.3°和南纬 81.3°之间的地表全部覆盖一遍。

## 2. HRV 扫描仪的立体观测

HRV 的平面反射镜可绕指向卫星前进方向的滚动轴(X 轴)旋转，则可在不同轨道间实现立体观测。由于轨道偏移系数为 5，所以相邻轨道差 5 天，也就是说，如果第一天垂直地面观测，则第一次立体观测要待到第 6 天实现。纬度 45°处轨道间距变小，因此，重复观测的机会增多，这时可在 11 条轨道间进行立体观测。

立体图像的基线高度比在 0.5~1.0 之间。不同轨道间，对同一地区进行重复观测，除建立立体模型，进行立体量测外，主要用来获取多时相影像，分析影像信息的时间特性，监视地表的动态变化。

## 3. HRV 扫描仪的输出产品和注记

HRV 扫描仪的输出产品设计为三级，分别为：

一级产品：作辐射校正和部分几何改正，但未作姿态改正。用于监察、目视判读和区域范围的分类等。

二级产品：在一级产品的基础上，增加姿态改正，并用 5~30 个地面控制点作较精确的几何改正。

三级产品：除用地面控制点进行几何校正外，还使用了数字地面模型与影像匹配，制作 1/10 万比例尺的影像地图，并进行多时相数据比较。

HRV 产品使用的注记格式大致为以下这些部分：

卫星名称(SPOT—1)，传感器名称(HRV<sub>1</sub>，或 HRV<sub>2</sub>)，成像方式(多光谱或全色)，获取的日期和时间(用世界时)，轨道数、周期、扫描角(平面反射镜视线与铅垂线之间的夹角)，影像的经纬度及方位角等。

## (六)印度 IRS 系列卫星上的传感器

新一代卫星，IRS—1C 和 IRS—1D，装备有 3 种传感器：分辨率为 23m

的多光谱传感器 LISS—III；分辨率为 5.8m 并具备立体成像能力的全色波段传感器 Pan 和分辨率为 188m 的宽视场传感器 WiFS。LISS—III 和前两颗星的 LISS—I、LISS—II 相比，不仅分辨率提高，波段也作了调整，去掉了相当于 TM1 的蓝波段，增加了相当于 TM5 的短波红外波段，调整后的波段能产生更实用的一些波段组合。Pan 用于高分辨率和立体成像，而 WiFS 则可进行大范围的遥感观测，WiFS 所选波段和 NOAA 卫星 AVHRR 的两个通道接近。

IRS 系列卫星的基本情况见表 3—6。

IRS 的应用和 TM 类似，主要适合于旱涝灾情监测、农作物估产、土地利用制图、林业资源调查、环境污染监测等。IRS—IC、ID 由于增加了新的传感器，其应用可进一步扩展到测绘、城市规划、军事等方面。

### 三、微波成像型传感器

#### (一)微波辐射计

微波辐射计是 70 年代发展起来的成像传感器，是一种无源遥感器(被动式)，它的工作原理是测量自然界物体之间的亮度温度差。由于物体的性质不同，其发射率也不同，因此产生不同物体的不同亮度温度。由于自然界大多数物体并不是完全黑体，所以习惯上常用一个叫做亮度温度的量  $T_B$  来表示。所谓亮度温度是指亮度与这个被表征的物体相同的一个黑体的温度。它与物体的真实温度  $T$  之间的关系为：

$$T_B = \epsilon T$$

其中  $\epsilon$  为物体的表面发射率，其值在  $0 \leq \epsilon \leq 1$  之间。就是说，物体的亮度温度总是低于它的真实温度。只有  $\epsilon = 1$  的黑体，两者才相等。

微波辐射计接收的是地物在微波段内微弱的热辐射能量，因此，要求这种辐射计要有极高的灵敏度。与地物的红外辐射一样，微波辐射功率也由地物温度和发射率决定。测定物体的微波辐射能量的公式为： $P = KBT_B$ 。

其中  $K$  为普朗克常数， $B$  为辐射计带宽， $T_B$  为物体温度。

表 3-6 印度 IRS 系列卫星及所携传感器

IRS-1A & 1B	IRS-1C & 1D
* * * LISS-I 和 LISS-II * * * 蓝:0.45~0.52 $\mu\text{m}$ 绿:0.52~0.59 $\mu\text{m}$ 红:0.62~0.68 $\mu\text{m}$ 近红外:0.77~0.86 $\mu\text{m}$ 分辨率:72.5m(LISS-I) 36.25m(LISS-II) 幅宽:148km(LISS-I) 146km(LISS-II) 赤道处重复周期:22 d	* * * LISS-III * * * 绿:0.52~0.59 $\mu\text{m}$ 红:0.62~0.68 $\mu\text{m}$ 近红外:0.77~0.86 $\mu\text{m}$ 短波红外:1.55~1.70 $\mu\text{m}$ 分辨率:23m(Band2,3,4) 70m(Band5) 幅宽:142km(Band2,3,4) 148km(Band5) 赤道处重复周期:24 d * * * Pan * * * 波段范围:0.5~0.75 $\mu\text{m}$ 分辨率:5.8m 幅宽:70km 赤道处重复周期:24d (用 $\pm 26^\circ$ 侧视成像,5d可重见同一地点) * * * WiFS * * * 红:0.62~0.68 $\mu\text{m}$ 近红外:0.77~0.86 $\mu\text{m}$ 分辨率:188m 幅宽:774km 赤道处重复周期:5d

一个微波辐射计主要由三个部分组成:

1. 提供分辨能力, 收集能量的天线;
2. 将接收到的噪声功率转为电压的接收机部分。
3. 记录或显示设备。

微波辐射计所使用的天线有三种类型: 即反射器天线, 透镜天线, 阵列天线。

## (二)微波扫描仪

微波辐射计不能成像, 要获取目标的微波影像, 需对地面进行扫描。这种有扫描功能的微波辐射计称为微波扫描仪。

实现扫描的方式有两种, 一种是机械方式, 另一种是电子方式。机械方式与通常机械扫描仪相似, 使高定向性天线对景物进行单行扫描, 然后通过飞机飞行获取二维影像。其优点是可实现多频扫描。电子方式是采用可控射束定向天线(相控阵天线), 通过位相消降或增强的方法, 改变天

线的指向，实现对目标的扫描。其优点是简单、灵巧。

微波扫描仪对地面扫描得到的是地面微波辐射亮度温度曲线，经变换和处理，可用正比于亮度温度的灰度来表示。这样就得到可见的微波影像。

### (三)雷达

它是有源微波遥感器，它使用人工辐射源向目标发射波束，然后接收回波，由于各种物体对波束的散射特性各不相同，测量到的物体回波强度也就不同，因此可以确定物体的散射特性。

雷达(Radar)是一个缩写词的译音，其原意是“无线电探测和测距”(Radio detecting and ranging)。雷达能够测量距离、速度和方位，从回波的强度还可以识别目标的性质。前面讲述的散射计和高度计都是雷达的一种，均属于非成像的雷达。遥感用的成像雷达有活动天线系统雷达、真实孔径侧视雷达和合成孔径侧视雷达。

活动天线雷达系统最常见的是旋转天线雷达，通过天线的旋转对四周进行成像探测。由于系统昂贵和其它特点，主要用于军事侦察目的，如预警飞机等。

侧视雷达是装载在飞行器(飞机或卫星)上，雷达波束射向航向侧面的成像系统。雷达每个发射脉冲所照射的区域，随着飞行器的运动，可以形成一个与航线平行的长条带状雷达图像。

早期的侧视雷达都属于真实孔径机载侧视雷达(SLAR)。这种雷达的地面分辨力与 天线尺寸成正比，与飞行器高度成反比，因而它只能是机载的。尽管机载真实孔径雷达的分辨力受限，但在合成孔径雷达出现之前，它在军事、热带雨林地区的测绘、地质探矿等方面仍发挥了巨大的作用。

#### 1. 真实孔径侧视雷达

真实孔径侧视雷达工作原理如图 3—17 所示，天线装在飞机或卫星的侧面，发射机向 侧面内发射一束窄脉冲，地物反射的微波脉冲，由天线收集后，被接收机接收。由于地面各 点到飞机的距离不同，接收机接收到许多信号，它们到飞机距离的远近，先后依次记录。信 号的强度与辐照带内各种地物的特性、形状、坡向等有关。如图 3—17 中的 a、b、c、d、e 等 各处的地物，a 处由于地物隆起，反射面朝向天线，出现强反射。b

处为阴影，无反射。c 处为草地，是中等反射。d 处金属结构，导电率大，出现最强反射。e 处平滑表面，出现镜面反射，回波很弱。

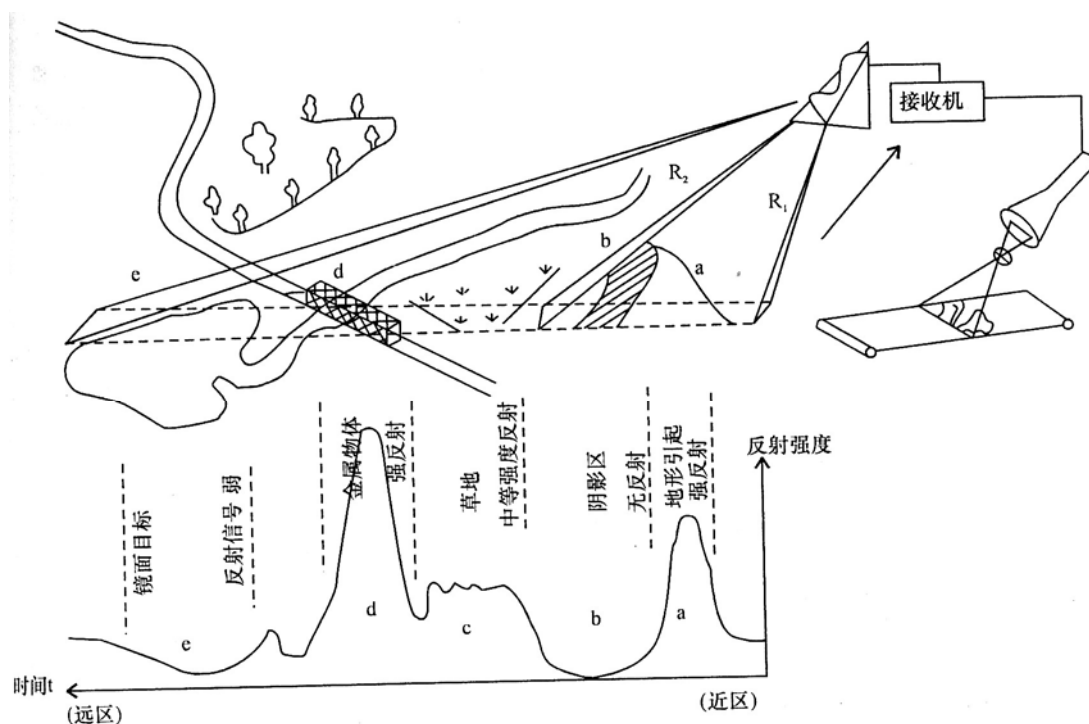


图 3-17 真实孔径侧视雷达工作原理图

回波信号经电子处理器的处理，在阴极射线管上形成一条相应于辐照带内各种地物 反射性的影像线，记录在胶片上。飞机向前飞行时，对一条一条幅照带连续扫描，在阴极射线管处的胶片与飞机速度同步转动，就得到沿飞机航线侧面的由回波信号强弱表示的条带影像。

真实孔径侧视雷达的分辨力包括距离分辨力和方位分辨力两种，距离分辨力是在脉冲发射的方向上，能分辨两个目标的最小距离，它与脉冲的

宽度有关，可用下式表示：
$$R_r = \frac{\tau c}{2} * \sec \varphi$$
 式中： $\tau$  为脉冲宽度， $\varphi$  为俯角。

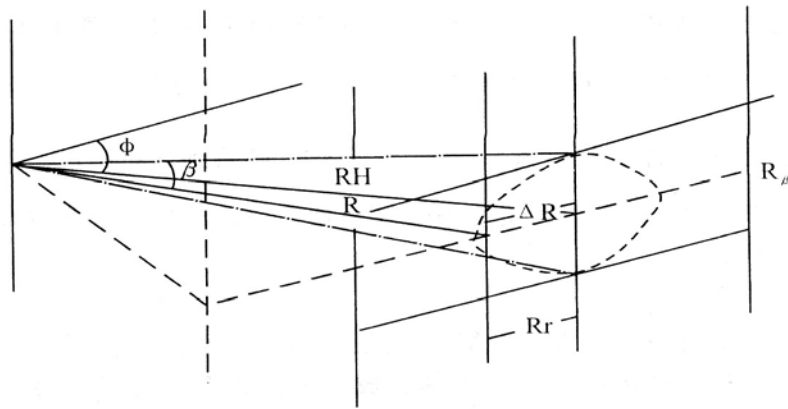


图 3—18

如图 3—18 所示，设有一个侧视雷达的发射脉冲宽度  $\tau$  为  $0.1\mu\text{s}$ ，俯角为  $45^\circ$ ，则距离分辨力为 21 米。距离分辨力与距离无关，若要提高距离分辨力，则需减少脉冲宽度，但这样将使作用距离减小。为了保持一定的作用距离，这时需要加大发射功率，造成设备庞大，费用昂贵。目前采用脉冲压缩技术来提高距离分辨力。

方位分辨力是指相邻的两束脉冲之间，能分辨两个目标的最小距离；它与波瓣角  $\beta$  有关，如图 3—18 所示。这时的方位分辨力为： $R_\beta = \beta * R$  式中  $\beta$  为波瓣角， $R$  为斜距。波瓣角  $\beta$  与波长  $\lambda$  成正比，与天线孔径  $d$  成反

比。因此方位分辨力又为：

$$R_\beta = \frac{\lambda}{d}$$

从上式可以看出，要提高方位分辨力，需要采用波长较短的电磁波，加大天线孔径和缩短观测距离，这几项措施无论在飞机上或在卫星上使用都受到限制。目前采用合成孔径侧视雷达来提高侧视雷达的方位分辨力。

## 2. 合成孔径侧视雷达

合成孔径侧视雷达的基本思想，是用一个小天线作为单个辐射单元，将此单元沿一直线不断移动，如图 3—19 所示，在移动中选择若干个位置，在每一个位置上发射一个信号，接收相应发射位置的回波信号贮存记录下来。存贮时必须同时保存接收信号的幅度和相位。当辐射单元移动一段距离  $L_s$  后存贮的信号和实际天线线阵列诸单元所接收的信号非常相似。合成孔径天线是在不同位置上接收同一地物的回波信号，真实孔径天线则在一个位置上接收目标的回波。

合成孔径雷达的方位分辨力  $R_s = \frac{\lambda}{L_s}$ ，若用合成孔径雷达的实际天线孔径来成像，则其分辨力将很差。若天线孔径为 8m，波长为 4cm，目标与飞机间的距离为 400km，则真实孔径侧视雷达的方位分辨力为 2km，现改用

合成孔径技术，合成后天线孔径为  $L_s$ 。其方位分辨力为  $R_s = \frac{\lambda}{L_s} * R$ ，由于天

线最大的合成孔径为  $L_s = R_s = \frac{\lambda}{d} * R$ ，则得到  $R_s = d$ ，说明合成孔径雷达的方位分辨力与距离无关，只与实际使用的天线孔径有关。此外由于双程相移，方位分辨力还可以提高一倍，即  $R_s = d / 2$

### 3. 加拿大 RADARSAT 卫星上的合成孔径雷达系统

RADARSAT 卫星上的合成孔径雷达系统，工作于 C 波段，极化方式为 HH(水平发射，SAT 水平接收)。极化是微波辐射的重要特点，地物表面对不同极化的微波辐射不同，例如，水平极化比垂直极化更易于区分水和冰。

表 3—7 RADARSAT 星载雷达工作模式

工作模式	幅宽(km)	分辨率(距离向×方位向)(m)	入射角(°)
标准波束	100	25×28	20~50
宽幅波束	150	25×28	20~40
精分辨波束	50	11×9	37~48
窄幅 ScanSAR	300	50×50	20~40
窄幅 ScanSAR	500	100×100	20~50
超高入射角波束	75	25×28	50~60
超低入射角波束	75	25×28	10~20

RADARSAT 具有波束可调的特点，在常规模式下天线入射角从 20°~50° 可调，并能实现超高(50°~60°)和超低(10°—20°)入射角成像，用户可以根据应用要求和地形条件选择合适的角度获取图像，地面覆盖周期也因此可以缩短。此外，可调波束提供了立体成像的能力。

多波束工作模式和分辨率情况见表 3—7。

宽束模式 ScanSAR，以牺牲分辨率为代价，可高频度探测同一地区，这一模式是 ADARSAT 首先应用到遥感卫星上的。

不同的成像模式为用户提供了分辨率 10—100m 的图像，利于用户将

RADARSAT 数据与其它传感器和数据库数据复合。

由于 SAR 的成像机理与光谱传感器有很大的不同，它主要对地物的介电常数和粗糙度敏感，又由于 SAR 具有全天候、全天时成像的特点，使得 RADARSAT 遥感数据与 TM 等光学谱段数据有很大的互补性。它在作物估产、森林普查、灾害监测、海洋应用、地质勘探、军事侦察等方面存在着巨大的应用潜力。