

遥感图像的采集

遥感是从不同高度的平台上,使用各种传感器,接收来自地球表层的各种电磁波信息,并对这些信息进行加工处理,从而对不同的地物及其特性进行远距离探测和识别的综合技术。遥感平台指放置遥感传感器的运载工具,是遥感中“遥”字的体现者。遥感传感器是遥感中“感”字的体现者,是遥感技术中最核心的组成部分,直接用于测量来自地物的电磁波特性。因此,遥感平台和遥感传感器是遥感图像采集的关键设备。

3.1 遥感平台

3.1.1 遥感平台的种类

遥感平台根据工作高度主要分为地面平台、航空平台和航天平台,如图 3-1 所示。

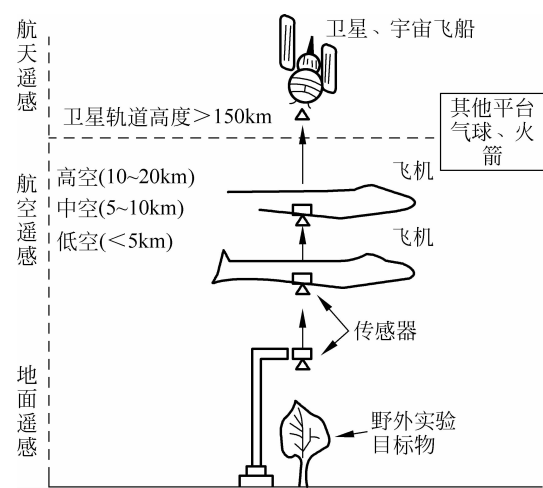


图 3-1 遥感平台的分类

1. 地面平台

地面平台主要包括三脚架、遥感塔、遥感车等,高度在 100m 以下,其主要目的是对地物进行波谱测量。

2. 航空平台

航空平台主要有飞机和气球等,高度在 20km 以内。飞机包括高空无人机和低空航空摄影测量飞机(高度小于 2km)。

值得注意的是,近年来临近空间越来越受世界各国的重视。临近空间是指距海平面高度 20~100km 的空间区域,这一区域既不属于航空范畴,也不属于航天范畴,其独特的资源优势已成为各国关注的热点和军事开发利用的重点。由于临近空间平台具有长时间滞空定点工作、比航天平台(卫星)更靠近地面,比航空平台(飞机)观测范围更大的特点,因此侦察探测是临近空间平台最主要的应用之一。临近空间平台主要有飞艇、飞机和气球等。通常将临近空间平台划归于航空平台一类。

3. 航天平台

航天平台主要有航天飞机、宇宙飞船和卫星等,高度在 150km 以上。根据轨道高度的不同,卫星可分为低轨卫星、中轨卫星和高轨卫星。

低轨卫星的高度为 150~500km,主要用于拍摄大比例尺和高分辨率图像,由于地心引力和大气摩擦的影响,低轨卫星的寿命较短,一般为几天到几周,主要用于军事侦察。

中轨卫星的高度为 500~1000km,主要用于资源与环境遥感,如 NOAA 气象卫星(833/870km),Landsat 1-3(915km),Landsat 4-5(705km),SPOT(832km)。

高轨卫星主要指地球同步卫星,其轨道高度为 35860km,主要用于通信和气象等。

航天遥感具有以下特点:

- (1) “站得高,看得远”,航天遥感的观察范围大,可以发现宏观整体的特征,效率高于航空遥感;
- (2) 航天遥感器可以飞越他国上空获取数据,而地面遥感器和航空遥感器则受限;
- (3) 航天遥感器沿特定轨道飞行,可以连续获取信息,并可实现全球覆盖;而且通过选择合适的轨道,可对目标实现频繁和重复观测,适用于动态监测;
- (4) 获取同样数量的数据时,成本相对较低;
- (5) 分辨率一般低于航空遥感,但已大大改善,近年来一些空间分辨率优于 1m 的遥感卫星已经商业化,这些遥感卫星能够满足大多数商业用户对高分辨率遥感图像的需求;
- (6) 航天平台和航天遥感器的研制和发射成本较高,且通常为一次性使用产品,不利于在轨维修。

3.1.2 遥感卫星的轨道特点

卫星以一定的规律在包含地球在内的平面内运动,这个平面叫轨道面,如图 3-2 所示。卫星轨道在空间的具体形状位置,可由六个轨道参数来确定。

- (1) 升交点赤经 Ω : 卫星轨道的升交点与春分点之间的角距。
- (2) 近地点角距 ω : 卫星轨道的近地点与升交点之间的地心角。
- (3) 轨道倾角 i : 卫星轨道面与地球赤道面之间的夹角。
- (4) 卫星轨道的长半轴 a : 卫星轨道远地点到椭

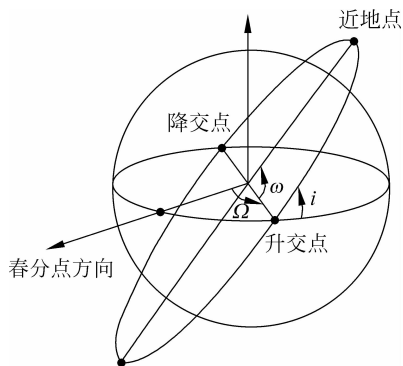


图 3-2 卫星轨道

圆轨道中心的距离。

(5) 卫星轨道的偏心率 e : 卫星椭圆轨道的焦距与长半轴之比。

(6) 卫星过近地点时刻 T : 以近地点为基准表示轨道面内卫星位置的量。

以上六个参数可以根据地面观测来确定。在六个轨道参数中, Ω 、 ω 、 i 和 T 决定了卫星轨道面与赤道面的相对位置, a 和 e 则决定了卫星轨道的形状。其中 e 越小时, 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率和总视场宽度有密切关系。倾角 i 决定了轨道面与赤道面, 或与地轴之间的关系。 $i=0^\circ$ 时轨道面与赤道面重合, $i=90^\circ$ 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。

遥感成像卫星的轨道具有以下特点:

1) 太阳同步轨道

太阳同步轨道是指卫星的轨道面在一恒星年中以与地球的公转方向相同的方向同时旋转的轨道, 如图 3-3 所示。太阳同步轨道意味着卫星轨道面与太阳地球连线之间的夹角不随地球绕太阳公转而改变。太阳同步轨道可以使卫星通过任意纬度的平均地方时保持不变, 即对于同一纬度的地点, 卫星每天在同一地方时同一方向通过, 从而使卫星能够在太阳光照基本相同的条件下对地观测。

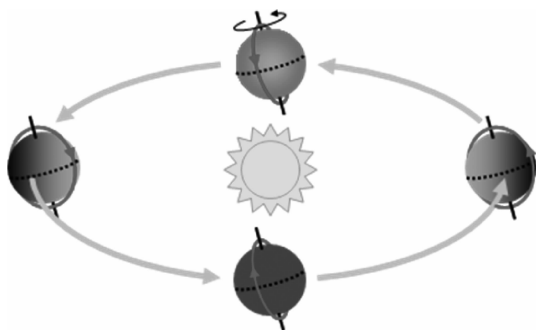


图 3-3 太阳同步轨道

2) 可重复轨道

可重复轨道意味着卫星从某地上空开始运行, 经过若干时间的运行后, 会重新回到该地上空。卫星轨道的重复性有利于对地面地物或自然现象的变化作动态监测。如图 3-4 所示, 以 Landsat 1-3 为例, 卫星运行周期为 103.267min, 卫星每绕地球一圈, 地球赤道由西往东旋转了约 2874km, 去掉卫星进动修正后为 2866km, 即第二条运行轨迹相对前一条运行轨迹在地面上(赤道处)西移 2866km。卫星一天绕地 13.944 圈, 满第 14 圈(即开始第 15 圈)时已进入第二天, 第二天第一圈和第一天第一圈之间差 0.056 圈, 在地面上赤道处为 159km。如此不断累积, 18 天总共绕地 251 圈, 第 252 圈即第 19 天第一圈与第一天第一圈重合。图像的宽度为 185km, 在赤道处相邻轨道间的图像尚有 26km(占 14%)的重叠。

3) 近圆形轨道

近圆形轨道的主要目的是使在不同地区获取的图像比例尺一致。此外, 近圆形轨道使

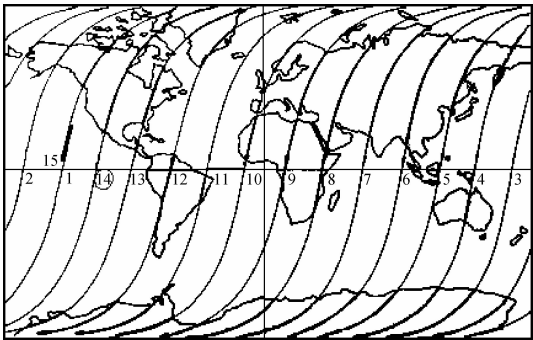


图 3-4 Landsat 1-3 每天的典型轨迹图

得卫星的速度也近于匀速,便于扫描仪用固定扫描频率对地面扫描成像,避免造成扫描行之间不衔接的现象。

4) 近极地轨道

静止轨道的轨道面是与赤道面一致的,而轨道面与连接南北极的线接近的轨道叫做近极地轨道,其轨道倾角为 $90^{\circ} \pm 10^{\circ}$ 。近极地轨道通过两极或两极附近上空,有利于增大卫星对地观测范围。

5) 中等高度轨道

卫星越高,寿命也越长。对于传输式遥感卫星,为了实现重复与持续观测,其寿命一般较长,通常选择中等高度轨道。不选择更高轨道的主要原因在于空间分辨率的制约:在传感器瞬时视场一定的情况下,轨道高度越高,空间分辨率也就越低。中等高度轨道有利于提高遥感影像的空间分辨率。

3.2 遥感传感器

遥感传感器是收集、探测并记录地物电磁波信息的仪器,是遥感系统的核心部分,制约着整个遥感系统的性能。

3.2.1 传感器的构成

遥感传感器的种类很多,但从其结构上看,基本上都由收集器、探测器、处理器和输出器构成(如图 3-5 所示),其中摄影成像类传感器的探测与记录同时在胶片上完成,无须在传感器内进行信号处理。

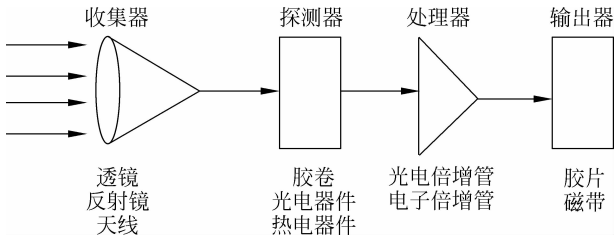


图 3-5 遥感传感器的基本结构

1. 收集器

收集器负责收集地面目标反射或辐射的电磁波能量,并把它聚焦,然后送往探测系统。传感器的类型不同,收集器的设备元件不一样,最基本的收集元件是透镜(组),反射镜(组)或天线。摄影机的收集元件是凸透镜(组),扫描仪用各种形式的反射镜(组)以扫描方式收集电磁波,雷达的收集元件是天线。如果进行多波段遥感,那么收集系统中还包含按波段分光束的元件,典型的分光元件有棱镜、衍射光栅和分光滤光片。

1) 棱镜

通常,物质的折射率随波长而不同,所以入射到棱镜上的光就会按各个波长不同而向不同的方向传播出去,发生色散现象,棱镜就是利用这种原理的分光元件,如图 3-6 所示。棱镜的光谱分辨率比衍射光栅低两个数量级。

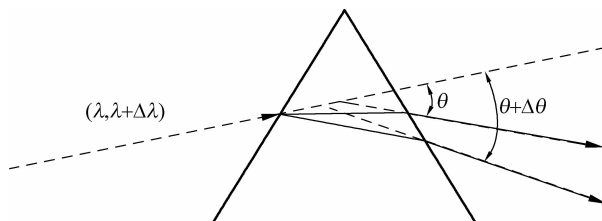


图 3-6 棱镜分光原理

2) 衍射光栅

当光波在光栅上透射或反射时,将发生衍射,形成一定的衍射花样,此时若采用相邻光栅的衍射光的光路差(相位差)为波长的整数倍的光栅,就可以利用光的相位差进行分光,将入射光中不同波长的光分割开来,形成光谱。这种分光元件叫衍射光栅,如图 3-7 所示。

3) 分光滤光片

分光滤光片能够从某一束光中透射或反射特定波长的光线从而进行分光。从功能上分,分光滤光片可分为长波通滤光片、短波通滤光片和带通滤光片。从方法上分,分光滤光片可分为吸收滤光片、干涉滤光片、衍射光栅滤光片和偏振光干涉滤光片。

吸收滤光片是一种包含能吸收特定波段光线的物质的滤光片,例如在玻璃基板上涂着色剂的着色玻璃滤光片。干涉滤光片是利用薄膜产生的光的干涉现象做成的滤光片。如果光入射到薄膜上,就会在薄膜内发生多重反射形成光的干涉,从而仅让特定波长间隔的光透射过去。图 3-8 所示的多层膜干涉滤光片是一种能够同时利用透射光和反射光的二色滤光片(二色镜),通常用于三色分解。

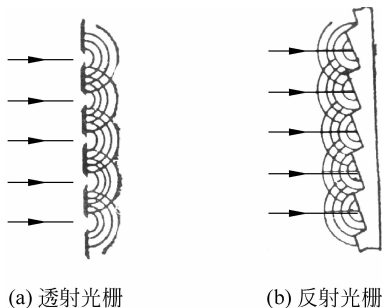


图 3-7 衍射光栅

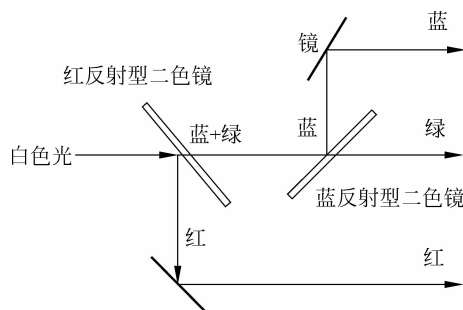


图 3-8 使用二色镜进行三色分解的实例

2. 探测器

探测器的功能是负责能量转换,测量并记录接收到的电磁辐射能量。根据光物作用的不同效应,常用的探测元件主要有感光胶片、光探测元件和波导等。不同的探测元有不同的最佳使用波段和不同的响应特性曲线。探测元件之所以能够探测到电磁波的强弱,是因为探测器在电磁波作用下发生了某些物理或化学变化,这些变化被记录下来并经过一系列处理,成为人眼所看到的遥感影像。

1) 感光胶片

感光胶片通过光化学作用探测紫外至近红外的电磁辐射,其响应波段约为 0.3~1.4 μm 之间,这一波段的电磁辐射能使感光胶片上的卤化银颗粒分解,析出银粒的多少反映了光照的强弱并构成地面物像的潜影,胶片经过显影、定影处理,就能得到稳定的可见影像。各种不同的感光胶片有不同的响应波段及响应度。

2) 光探测元件

探测分光后的电磁波并把它们转换成电信号的元件,叫做光探测元件。根据不同的测量波段和物理原理,光探测元件有多种,大致可分为以下三类:

(1) 利用光电发射(外光电效应)的元件,包括光电管和光电倍增管,主要应用于紫外到可见光波段。

(2) 利用光激发载流子(内光电效应)的元件,包括光电二极管、光电晶体管、电荷耦合器件(CCD)等,主要应用于可见光到近红外波段。

(3) 利用热效应的元件,包括热电偶探测器、热释电探测器,适用于热红外波段。

不同的光探测元件有不同的光谱响应特性,光谱响应特性是图像物理特性的决定因素。表 3-1 给出了不同光探测元件的光谱响应特性。

表 3-1 光探测元件的光谱响应特性

探测元件	响应波长/ μm	工作温度/K
光电倍增管	0.4—0.75	
硅光二极管	0.53—1.09	
锗光二极管	1.12—1.73	
碲化铟(InSb)	2.1—4.75	
碲镉汞(HgCdTe)	3—5	77(−196℃)
硫化铅(PbS)	2—6	77(−196℃)
锗掺汞(Ge:Hg)	8—13.5	38(−235℃)

3) 波导

雷达在接收微波的同时,就把电磁辐射转变为电信号,电信号的强弱反映了微波的强弱。雷达的探测元件称为波导,是一个制成一定尺寸的金属钢管,靠微波在波导腔中的反射来传播,反射消耗小,抗干扰。由天线接收到的微波波束,聚焦后由波导接收和传递微波,不同尺寸的波导接收不同波长的微波信息。

3. 处理器

处理器的主要功能是负责将探测器探测得到的化学能或电能等信息进行加工处理,即进行信号的放大、增强和调制。在遥感传感器中,除了感光胶片无须进行信号转化之外,其他的传感器都有信号转化问题。光探测元件和波导输出的都是电信号,需要通过电光转换,

输出光信号。

4. 输出器

传感器的最终目的是把接收到的各种电磁波信息,采用一定的仪器记录设备(如胶片和磁带等),用适当方式输出,亦即提供原始的资料和数据。

3.2.2 传感器的分类

由于设计和获取数据的特点不同,遥感传感器有多种种类,例如,按照电磁波辐射来源可分为主动式传感器和被动式传感器,按照传感器工作的波段可分为可见光传感器、红外传感器、微波传感器和多光谱传感器,按照数据记录方式可分为成像方式传感器和非成像方式传感器,等等。成像方式传感器的输出结果是目标的图像,非成像方式传感器的输出结果是研究对象的特征数据,如微波高度计记录的是目标距平台的高度数据。成像传感器是目前最常见的传感器类型,按照其成像原理,又可分为摄影成像、扫描成像等类型,如图 3-9 所示。

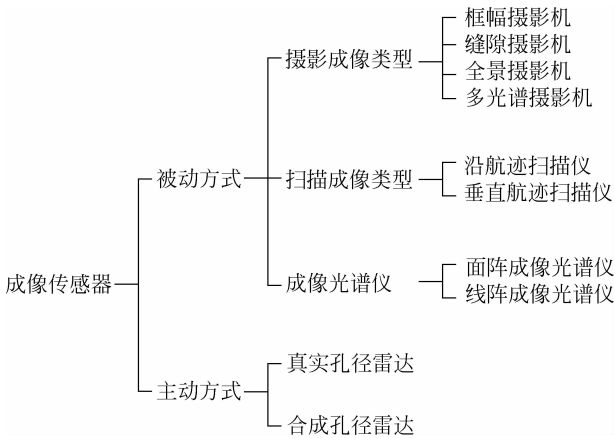


图 3-9 成像传感器的分类

3.3 摄影成像类传感器

摄影成像主要指以胶片摄影方式获取地物影像,成像系统由摄影机、滤色镜、感光胶片组成,其工作波段为紫外到近红外(0.3~0.9 μ m),基本特点是在快门打开后的一瞬间几乎同时收集目标上所有的反射光,聚焦到胶片上成为一幅影像,并记录下来。最初的摄影成像方式与传统照相机的成像方式相同。根据卤化银物质在光照下发生分解的原理,将卤化银物质均匀地涂布在片基上制成感光胶片。摄影时通过镜头将地物反射或发射的电磁波聚焦成像在感光胶片上(该过程称曝光)形成潜像,经处理(显影、定影)后产生图像。摄影成像需采用回收型传感器。

从成像方式看,摄影成像机有框幅式、全景式、缝隙式和多光谱等类型。

3.3.1 框幅式摄影机

框幅式摄影机在某一个摄影瞬间获得一张完整的影像,一张影像上的所有像点共用一个摄影中心和同一个像片面,即共用一组外方位元素,其原理如图 3-10 所示。框幅式摄影机获取的影像是被摄地区的中心投影影像,即来自地面上所有点的光线通过一固定点(投影中心)在像平面上成像。

如图 3-11 所示,框幅式摄影机主要包括物镜、快门、胶片、暗箱和机身等部分。为了保证较高的摄影质量,要求其透镜的像差小,底片需有压平装置。为了实现连续摄影,还需配有自动卷片装置和时间间隔控制器等。框幅式摄影机物镜中心至底片面的距离是固定值,称为摄影机主距,约等于摄影机物镜的焦距,常用 f 表示。镜箱体的后端为一金属框架,研磨成极为精确的平面,称为承片框,其尺寸即为像幅的大小,主要有 $18\text{cm}\times 18\text{cm}$ 和 $23\text{cm}\times 23\text{cm}$ 两种类型。承片框四边的中央设有齿状的机械框,两两相对的框标连线成正交,交点可用以确定像片主点的大概位置。有的摄影机在承片框的四角设有四个光学框标。

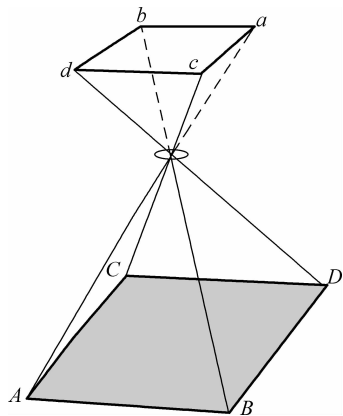


图 3-10 框幅式摄影机的成像原理

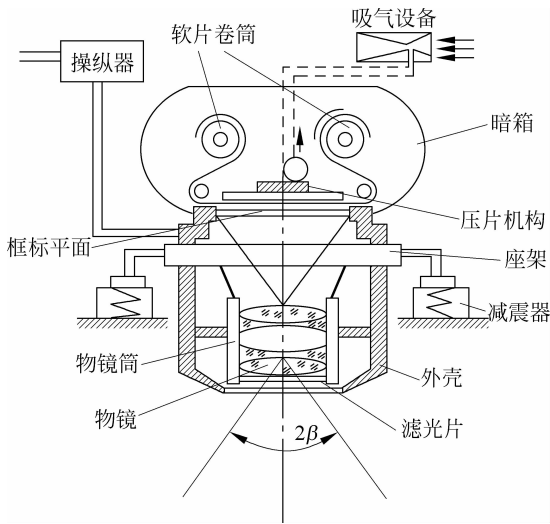


图 3-11 框幅式摄影机

摄影机的参数如表 3-2 所示,实际应用中根据摄影要求的不同选用不同型号的摄影机。可以看出,当像幅固定时,摄影机的焦距和视场角具有对应的关系。在航高固定时,视场角和主距决定了所摄地表的面积,视场角大,主距短,所摄面积就大,摄影比例尺就小。

表 3-2 摄影机的参数

视 场 角	焦 距	
	18cm×18cm	23cm×23cm
常角(小于 75°)	长焦距(大于 200mm)	长焦距(大于 255mm)
宽角(75°~100°)	中焦距(100~200mm)	中焦距(102~255mm)
特宽角(小于 100°)	短焦距(小于 80mm)	短焦距(小于 102mm)

最具代表性的框幅式摄影机当属俄罗斯的 TK-350 立体相机和 KVR-1000 全景相机, 装载于俄罗斯返回式商业遥感卫星 SPIN-2 上。SPIN-2 在轨飞行时间为 45 天左右, 两个相机总的胶片容量可以覆盖大约 1050 km^2 的陆地面积, 回收后对胶片进行处理和数字化。TK-350 相机镜头焦距长达 350 mm , 单景影像覆盖的地理范围为 $200 \text{ km} \times 300 \text{ km}$, 航向重叠度达 80% , 数字化后, TK-350 影像的空间分辨率约为 $10 \text{ m} \times 10 \text{ m}$ 。在影像质量没有明显损失的前提下, 影像比例尺可以放大到 $1:50000$ 。TK-350 相机可采集全色立体影像, 从而生成地理高程数据。KVR-1000 相机镜头焦距长达 1000 mm , 单景影像覆盖的地理范围为 $40 \text{ km} \times 160 \text{ km}$, 航向重叠度较少, 数字化后, KVR-1000 影像的空间分辨率约为 $2 \text{ m} \times 2 \text{ m}$, 是迄今为止地面分辨率最高的商用框幅式航天摄影机, 提供的具有制图质量的影像可以满足 $1:10000$ 比例尺地形图的成图要求。

NASA 的宇航员在航天运载系统运行期间, 定期使用模拟和数码相机系统记录地球影像, 从而生成了一个超过 400000 景的地球影像数据库。在航天飞机运行过程中, Hasselblad 和 Linhof 是最常用的两个模拟相机系统。航天飞机的尾部有四个专门用于获取地球照片的窗口, 只允许通过波长为 $0.4 \sim 0.8 \mu\text{m}$ 的电磁辐射, 因此 Hasselblad 和 Linhof 系统的两种主要片基是可见光彩色胶片和彩红外胶片。

自从 20 世纪 60 年代后期贝尔实验室发明了电荷耦合器件 (Charge Coupled Device, CCD) 以来, CCD 阵列迅速用于影像数据的采集, 成为框幅式数码相机的核心和灵魂。框幅式数码相机用 CCD 面阵列代替普通相机胶片上的卤化银晶体感光乳剂, 用电子而不是化学方法去采集、记录和处理影像。通常会有数千个光敏性感应单元 (像元) 将不同入射波长的光转换为电信号。与传统相机类似, 数字 CCD 面阵列每次曝光都获取整个框幅的地面影像, 如图 3-12 所示。

CCD 面阵所记录地面的地理区域范围与以下参数有关: ① CCD 阵列的行数与列数; ② 相机镜头的焦距 (从镜头的后聚焦点到 CCD 阵列的距离); ③ 飞行器距地面的高度, 搭载相机的飞行器距地面越近, 采集数据的空间分辨率就越高, 但影像所覆盖区域的范围也就越小。如果其他成像条件保持不变, 增加 CCD 阵列的实际大小可以采集更大范围的数据。例如, 在同一次曝光中, 如果 CCD 阵列由 1000×1000 增加到 2000×2000 , 探测范围将增加到原来的 4 倍。

虽然任何人都可以将数码相机对准飞机窗外获得倾斜的航空相片, 然而, 要获取用于摄影测量或遥感数字影像处理应用的高质量航片却没有这么简单, 后者需要使用专门的框幅式数码相机系统, 满足中心投影条件, 并且能利用各种信息 (相机的内外方位元素等) 对影像数据进行校正处理。

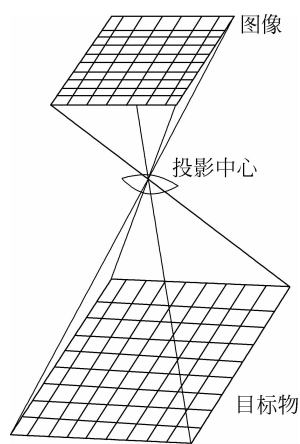


图 3-12 框幅式数码相机

3.3.2 缝隙式摄影机

缝隙式摄影机又称推扫式摄影机。该摄影机在物镜的焦面处有一个与航天器飞行方向垂直的缝隙快门, 其宽度可以调节。在全部摄影时间内, 快门始终是打开的, 地物通过物镜所成的光学影像经缝隙快门在胶片上曝光。如果在摄影过程中, 胶片不断地进行卷绕, 且卷

绕速度与地面的光学影像通过缝隙的移动速度相等,就能在胶片上得到连续的二维影像,如图 3-13 所示。

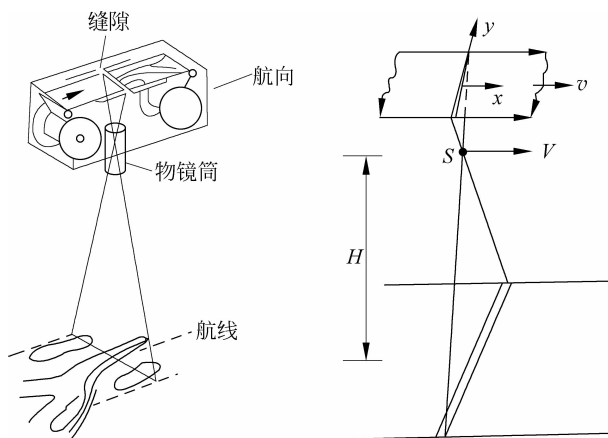


图 3-13 缝隙式摄影机

缝隙摄影机获取二维影像是由摄影机缝隙成像和航天器飞行(胶片卷绕)组合完成的,即摄影机的缝隙实现垂直于飞行方向的成像,而航天器的飞行实现飞行方向上的成像。若航天器高度为 H ,飞行速度为 V ,摄影机主距为 f ,要获得清晰的影像,胶片的移动速度必须满足:

$$v = \frac{f}{H} V \quad (3-1)$$

缝隙式摄影机实行动态摄影(连续曝光),获得的影像为行(或列)中心摄影影像,即每条影像带有一个投影中心。如果摄影机的姿态在整个摄影过程中不发生变化,那么只要上式得到满足,就能得到清晰的影像,否则影像便会出现重叠和遗漏。由于实际摄影时难以保持合适的卷片速度,摄影机姿态在摄影过程中会发生变化,因而缝隙式摄影机已很少应用,但缝隙式摄影机的思想却是目前广泛应用的线阵 CCD 遥感器的基础。

3.3.3 全景式摄影机

全景摄影机在物镜的焦面上平行于飞行方向设置一条狭缝,并随物镜作垂直于航线方向扫描,得到一幅扫描成像的图像,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,因此称为全景摄影机,又称扫描摄影机。美国的侦察卫星 KH-1 到 KH-4 都使用全景式摄影机。不论各种全景式摄影机具体结构有何差异,其成像原理都是一样的,如图 3-14 所示。

全景式摄影机的二维成像靠平行于飞行方向的缝隙和物镜在垂直于飞行方向上的摆动实现,在摄影瞬间得到的是地面上平行于航迹线的一条很窄的影像,每条影像带有一个投影中心,因此全景摄像为多中心投影。

全景摄像机的成像特点:

- (1) 焦距长,可达 600mm;
- (2) 扫描视场大,可达 180° ;

(3) 存在全景畸变。像距不变,物距随扫描角的增大而增大,出现两边比例尺逐渐缩小的现象,整个影像产生全景畸变;扫描时,飞机向前运动,扫描摆动的非线性因素,使畸变复杂化,如图 3-15 所示。

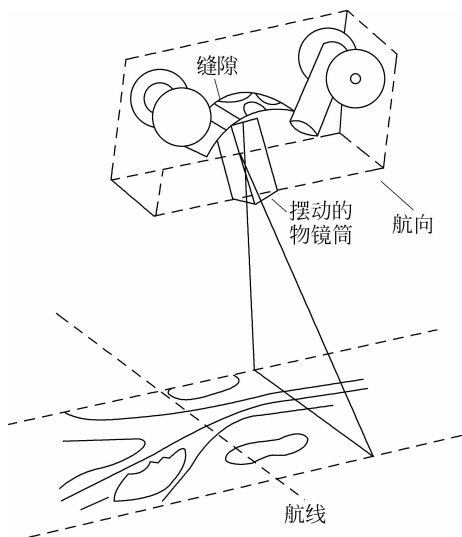


图 3-14 全景式摄影机

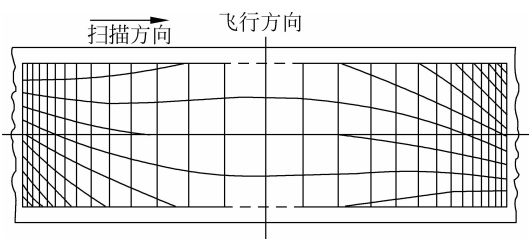


图 3-15 成像畸变

3.3.4 多光谱摄影机

多光谱摄影机就是对同一地区,在同一瞬间摄取多个波段影像的摄影机,可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,以提高对目标的判读识别能力。

多光谱摄影机主要有以下三种类型:

1) 多摄影机型多光谱摄影机

将几个相同的相机组装在一起,每个相机配以不同的滤光片和胶片进行同步摄影,如图 3-16(a)所示。该类型的摄影机,其优点是相机的数量、滤光片和胶片类型可以按需要自由选择,但对快门的同步精度、各物镜主光轴平行度要求较高。

2) 多镜头型多光谱摄影机

在一个相机上装几个镜头,在镜头前配以不同的滤光片,在一张胶片上记录不同波段的影像,如图 3-16(b)所示。这种类型是一种多镜头单胶片的摄影方式。其优点是在一张胶片上同步拍摄到不同波段的影像,故能同时进行显影处理,并便于保存,但由于用同一胶片记录影像,摄影光谱性能受到限制。

3) 光束分离型多光谱摄影机

通过一个镜头后的光线,经半透明的平面镜分光,再经不同滤光片在各自的胶片上构像,如图 3-16(c)所示。单镜头型摄影机可以确保同步获得的不同波段图像之间严格配准,可根据不同目的变更滤光片和胶片,以获得所需要的多光谱像片。但光束分光后能量损失较大,尤其各波段的能量损失不等,因此会影响影像质量。

无论哪一种多光谱摄影机,对某一个波段,在某一个摄影瞬间获得的是一张框幅式中心投影影片。由于目前感光胶片的光谱响应能力有限,一般在 $0.35 \sim 0.90 \mu\text{m}$,限制了多光谱

摄影的光谱范围。

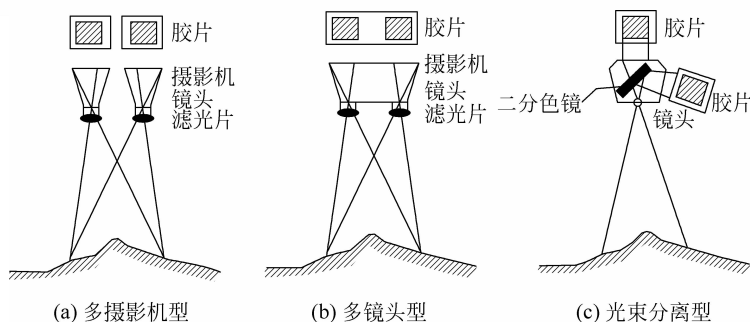


图 3-16 多光谱摄影机

3.4 扫描成像类传感器

扫描成像是指依靠探测元件和扫描镜对目标地物以瞬时视场角为单位进行取样,得到一定谱段的图像,其工作波段为紫外到热红外,感测范围比摄影成像类传感器宽。扫描成像可用两种方法实现:垂直航迹扫描(Across-Track Scanning,又称扫帚式扫描,以 Landsat 卫星传感器为代表)和沿航迹扫描(Along-Track Scanning,又称推帚式扫描,以 SPOT 卫星传感器为代表)。

3.4.1 垂直航迹扫描

垂直航迹扫描的工作过程如图 3-17 所示。扫描仪安装在飞行器上,从地物来的红外和可见光辐射进入光机扫描仪,经扫描镜反射进入聚光系统,由分光单元分光,将同一瞬时视场的辐射分成若干波段。扫描仪的扫描镜旋转,使接收的瞬时视场作垂直于飞行方向的运动,从而实现行扫描。由于飞行器的向前运动,扫描仪完成二维扫描。地物景像被逐点扫过,并逐点分波段测量,从而获得多光谱的遥感图像信息。

1. 瞬时视场

瞬时视场(Instantaneous Field of View, IFOV)定义为某一瞬时探测系统所接收的总辐射通量,通常用入射能量聚集在探测器上的圆锥角表示(如图 3-18 的 β),以 mrad(毫弧度)为单位。圆锥角 β 的大小由仪器的光学系统和探测器的大小来决定,在设计时已确定。

IFOV 值大意味着当扫描仪的镜头掠过地面分辨单元时,在探测器上聚集的总能量增大,使得视场辐射率的测量更加敏感,能够有效地提高信噪比和辐射分辨率,但是大的 IFOV 值会导致影像空间分辨率的下降,因此在设计扫描仪时需要在高空间分辨率与高辐射分辨率之间取得平衡。

在某一瞬时,IFOV 内所有传送到仪器里的能量都会引起探测器的响应。因此在给定的时间瞬间,IFOV 中包含不止一种土地覆盖类型或要素,探测器记录下来的是它们的复合信号响应。这样可能造成图像中一个像素代表的可能为单一或者混合地区,即纯像元和混合像元,如图 3-19 所示。因此,一幅典型的图像通常由纯像元和混合像元组合而成,其组合程度取决于 IFOV 和地面特征的空间(组成)复杂性。

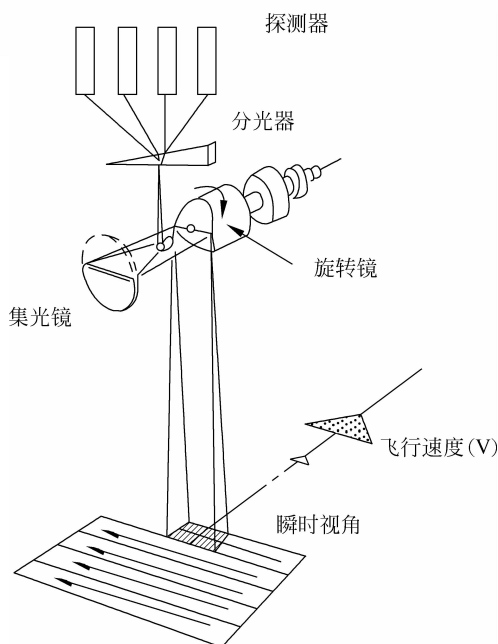


图 3-17 垂直航迹扫描仪

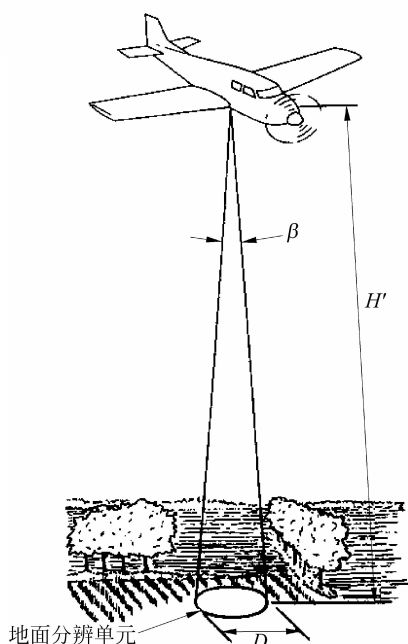


图 3-18 瞬时视场

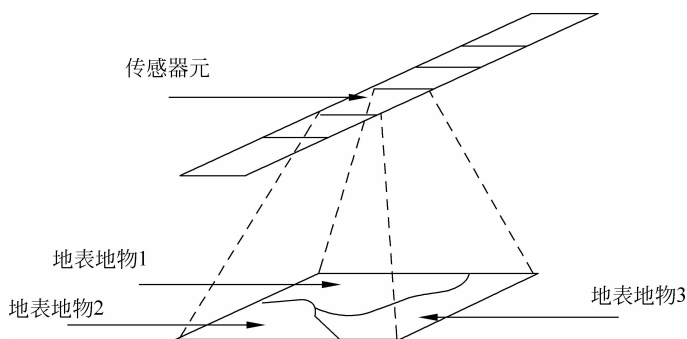


图 3-19 混合像元

2. 地面分辨率与比例尺切向畸变效应

从图 3-18 可以看出,在某一瞬时被感测到的地面区域的面积可以用一个直径为 D 的圆来表示:

$$D = \beta H \quad (3-2)$$

其中 H 为航高。该直径被近似看成系统的地面分辨率,即传感器所能分辨的最小地面目标的尺寸,通常以 m 为单位。传感器已设计后,其地面分辨率只与航高 H 有关。 H 越大, D 的值越大,地面分辨率就越差。

如图 3-20 所示,对地面扫描时,扫描镜以恒定的角速度旋转,但随着天底点与地面分辨单元之间的距离的增大,天底点各边上的地面分辨单元的大小也对称地增加。因此,图像边缘的地面分辨单元比靠近图像中心的大,即远离天底点的各点上图像比例尺缩小,造成了比

必须注意的是,垂直航迹扫描的地面分辨率并不等同于图像分辨率。图 3-22 以 Landsat 卫星的 MSS 传感器为例进行说明。从探测器输出的电信号经 AD 转换器进行采样的频率

大约为每秒 100000 次,一条 185km 的扫描线大约需要采样 3300 次,使得连续两个读数之间的地面距离为 56m,因此图像形成一个像元的地面分辨率为 $56\text{m} \times 79\text{m}$ 的矩阵,但每个像元的亮度值是由 $79\text{m} \times 79\text{m}$ 这个完整的地面分辨单元得来的,重叠区域像元的亮度值提供给邻近像元作为参考。

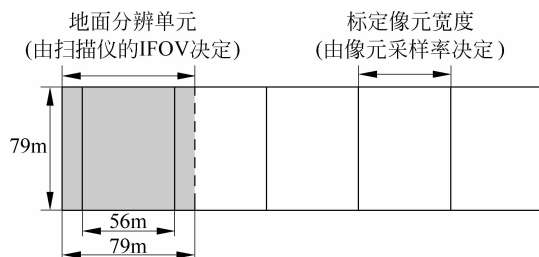


图 3-22 Landsat MSS $79\text{m} \times 79\text{m}$ 投影到地面的原始瞬时视场与重采样率之间的关系

3. 扫描带宽与扫描线的衔接

扫描带宽定义为地面刈幅宽 (Ground Swath Width, GSW), 即扫描镜在一次完整的横向扫描过程中所采集的地面条带宽度, 是传感器系统的总视场角 E 和传感器距地面高度 H 的函数

$$F = \tan\left(\frac{E}{2}\right) \times H \times 2 \quad (3-3)$$

在卫星的星下点向前移动距离为地面分辨率 D 的时间之内, 扫描仪必须完成一次行扫描, 实现相邻两条扫描线的衔接, 即有

$$Wt = D = \beta H \quad (3-4)$$

因此有

$$\frac{W}{H} = \frac{\beta}{t} \quad (3-5)$$

只要速度 W 与航高 H 之比为一常数, 就能使扫描线正确衔接, 不至于出现扫描线空隙和重叠的情形。

3.4.2 沿航迹扫描

沿航迹扫描的工作过程如图 3-23 所示。与垂直航迹扫描系统一样, 沿航迹扫描记录的也是沿着飞行器正下方的一片长而宽的地带的图像数据, 也是利用飞行器的向前移动, 通过记录与轨迹垂直的连续扫描线来建立一帧二维图像。不同的是, 沿航迹扫描使用的是一个由探测器组成的线性阵列。典型的线性阵列为大量首尾相连的电荷耦合装置 (CCD)。地面分辨率单元的大小取决于投影到地面的单个探测器的 IFOV。

沿航迹扫描的典型代表为 SPOT 系列卫星。SPOT 卫星有两个 HRV 传感器。每个 HRV 包含四个 CCD 阵列, 用于记录全色模式 10m 分辨率数据的 CCD 阵列由

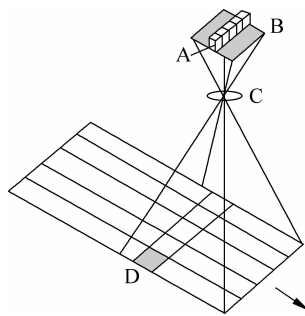


图 3-23 推帚式扫描仪成像原理

6000 个探测元件组成,用于记录多光谱模式 20m 分辨率数据的 CCD 阵列,由 3000 个探测元件组成。

沿航迹扫描图像的像元地面分辨率与垂直扫描相反,在航迹方向上由采样时间间隔决定,在垂直航迹方向上由 IFOV 决定。

与垂直航迹扫描相比,沿航迹扫描的优势主要体现在:

1) 更高的信噪比

衡量传感器的一个重要参数是信噪比(SNR),信噪比是遥感器采集到的信号和噪声的比值,噪声来自探测系统背景电子噪声,信噪比和图像的空间分辨率、光谱分辨率是相互制约的。提高信噪比的方法包括扩大探测器工作波段,扩大瞬时视场和增加凝视时间等。推帚式扫描仪不需要通过镜面的来回扫描以获取数据,使得探测器能够以更长时间凝视地面,从而记录更为精确的地面光谱辐射通量,因此可以有效地提高信噪比。

2) 更好的几何完整性

记录在每条扫描线上的探测器元件之间有确定的关系,沿着每一数据行(扫描线)的排列与摄影成像所得的单张影像是相似的。在感测过程中,由于垂直航迹扫描仪的扫描镜的速度变化而导致的数据排列错误在沿航迹扫描中是不存在的。

3.4.3 成像光谱仪

成像光谱仪专门针对高光谱成像而言,特指以获取大量窄波段连续光谱图像数据为目的的光谱采集设备。高光谱图像的光谱分辨率可达 $0.01\mu\text{m}$,波长范围一般为 $0.4\sim 2.5\mu\text{m}$,即可见光—近红外区间,相邻波段有光谱重叠区。

与传统的多光谱扫描仪相比,成像光谱仪能够得到上百个波段的连续图像,并且每个图像像元都可以提取一条光谱曲线。成像光谱技术把传统的空间成像技术和地物光谱技术有机地结合在一起,在用成像系统获得被测物空间信息的同时,通过光谱仪系统把被测物的辐射分解为不同波长的谱辐射,能在一个光谱区间内获得每个像元几十甚至上百个连续的窄波段信息。

与地面光谱辐射计相比,成像光谱仪不是在点上的光谱测量,而是在连续空间上进行光谱测量,因此它是光谱成像的;与传统多光谱遥感相比,其波段不是离散的而是连续的,因此从它的每个像元均能提取一条平滑而完整的光谱曲线。成像光谱仪的出现解决了遥感领域“成像无光谱”和“光谱不成像”的历史问题。

成像光谱仪基本上属于扫描仪,其构造与 CCD 线阵推扫式扫描仪和多光谱扫描仪相同,区别仅在于通道数多,各通道的波段宽度很窄。按其结构的不同,可分为以下两种类型:面阵探测器加推扫式扫描仪和线阵探测器加光机扫描仪。

1. 面阵探测器加推扫式扫描仪

如图 3-24 所示,这种成像光谱仪利用线阵列探测器进行扫描,利用色散元件将收集到的光谱信息分散成若干个波段后,分别成像于面阵列的不同行。即利用色散元件和面阵探测器完成光谱扫描,利用线阵列探测器及沿轨道方向的运动完成空间扫描。

这种成像仪的优点是:像元凝视时间大大增加,信噪比较高,有利于提高系统的空间分辨率和光谱分辨率;没有光机扫描机构,仪器的体积小。缺点是扫描宽度窄,视场增大困难。

典型代表为 PHI 成像仪 (Pushbroom Hyperspectral Imagers), 光谱范围为 450 ~ 850nm, 波段数 244, 光谱分辨率小于 5nm。

2. 线阵探测器加光机扫描仪

如图 3-25 所示, 这种成像光谱仪利用点探测器收集光谱信息, 经色散元件后分成不同的波段, 分别成像于线阵探测器的不同元件上, 通过点扫描镜在垂直于轨道方向的面内摆动以及沿轨道方向的运行完成空间扫描, 而利用线阵探测器完成光谱扫描。

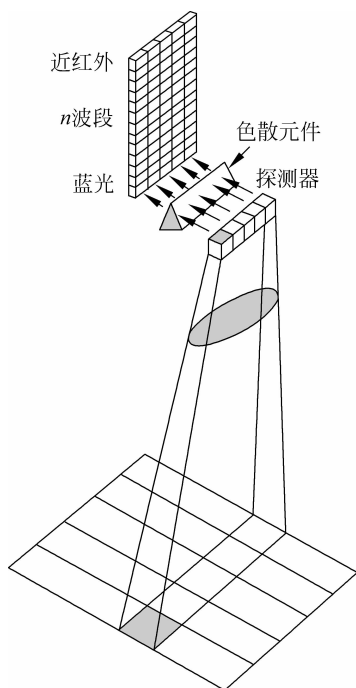


图 3-24 带面阵的成像光谱仪

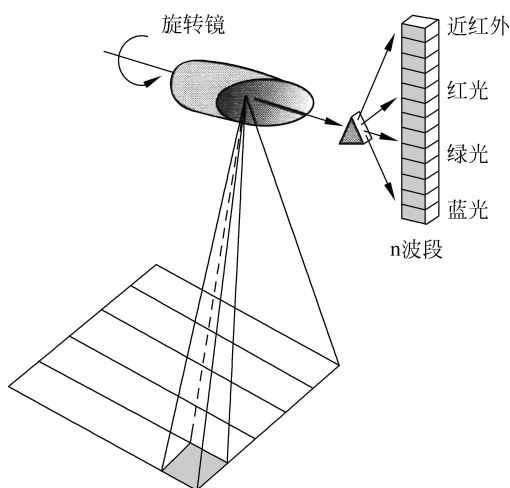


图 3-25 带线阵的成像光谱仪

这种成像仪的优点是：扫描宽度宽，视场大；进入物镜后再分光，光谱波段范围可以做得很宽。缺点是像元凝视时间短，提高光谱和空间分辨率以及信噪比相对困难。

典型代表为 AVIRIS 成像仪 (Airborne Visible Infrared Imaging Spectrometer)。光谱范围为 450 ~ 2450nm, 波段数 224, 光谱分辨率约为 9.6nm。飞机在 20km 高空飞行时，幅宽约为 10km, 图像的地面分辨率可达 20m。

3.5 雷达成像仪

3.5.1 侧视雷达

侧视雷达系统的工作原理如图 3-26 所示。雷达发射器通过天线在很短的微秒级时间内发射一束能量很强的脉冲波, 当遇到地面物体时, 被反射回来的信号再被天线接收。由于系统与地物距离不同, 同时发出的脉冲, 接收的时间不同。图 3-27 中通过在连续的时间间隔内指明波前位置来显示一个脉冲的传播。以实线表示开始(1~10), 脉冲从飞机上以辐射

方式发射出来,经过短暂的时间,到时间 6 以后,脉冲抵达房屋,到时间 7 显示一个反射波(以虚线表示)。在时间 13,返回信号到达天线并同时被记录到天线响应图上。在时间 9,发射波阵面被树返回,这个返回信号在时间 17 时到达天线。因为树对雷达信号的反射率低于房屋的反射率,所以下一个记录是较弱的返回信号。

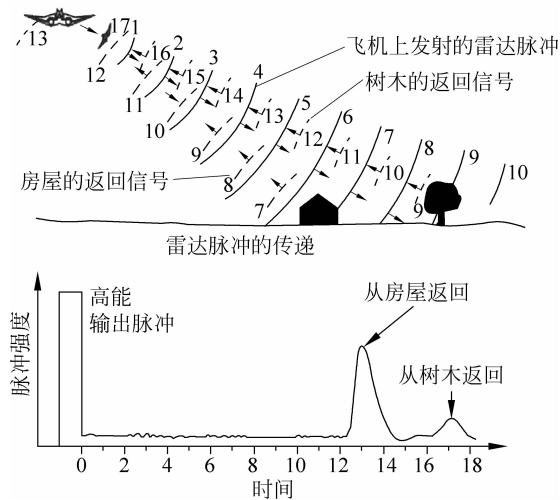


图 3-26 侧视雷达系统的工作原理

如图 3-27 所示,遥感平台向前飞行,天线发射和接收雷达脉冲交替进行。在波束宽度范围内,地面不同的地物由于距离不同而在不同的时间反射回波,返回的信号被天线接收并记录为一条图像扫描线。雷达成像时,垂直于雷达飞行方向的方向称为距离向,平行于雷达飞行方向的方向称为方位向。因此根据后向反射电磁波返回的时间排列就可以实现距离向的扫描。通过平台的前进,扫描面在地面上移动,进而可以实现方位向的扫描。

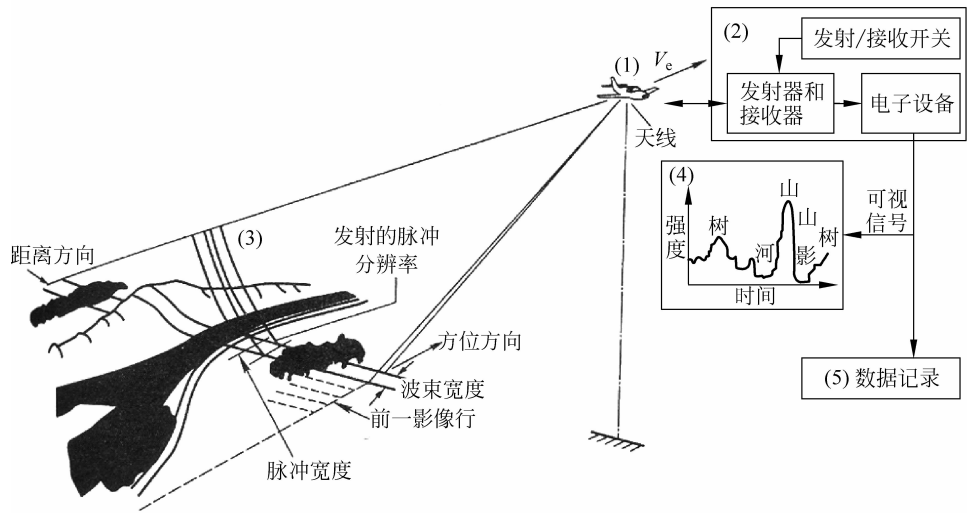


图 3-27 侧视雷达系统的工作方式

空间分辨率是雷达图像的重要指标,指雷达对两个相邻目标的分辨能力。对雷达而言,空间分辨率包括距离向空间分辨率与方位向空间分辨率(分别简称为距离向分辨率和方位向分辨率,如图 3-28 所示),它们分别定义为距离向和方位向点目标冲激响应半功率点处的宽度(亦即 3dB 主瓣宽度)。

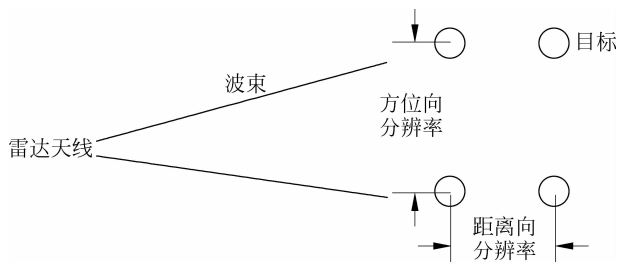


图 3-28 距离向分辨率和方位向分辨率示意图

1. 距离向分辨率

两个目标位于同一方位角,但与雷达间的距离不同时,二者能被雷达区分出来的最小间距称为距离向分辨率。从信号显示的角度,距离向分辨率定义为:当较近目标回波脉冲的后沿(下降沿)与较远目标回波的前沿(上升沿)刚好重合时,达到可分辨的极限,此时两目标间的距离就是距离向分辨率,如图 3-29 所示。



图 3-29 距离向分辨率波形示意图

距离向分辨率决定了雷达区分相同方位上多重目标的能力,它由脉冲宽度 τ 和光速 c 决定。根据图 3-30,距离向的斜距分辨率定义为:

$$R_d = \frac{c\tau}{2} \quad (3-6)$$

距离向的地距分辨率相应为:

$$R_r = \frac{c\tau}{2\cos\beta} \quad (3-7)$$

因此,两个不同距离的目标产生两个回波,要使两个回波不完全重叠,分清是哪一个目标回来的信号,目标之间的距离必须小于地距分辨率。例如,图 3-30 中目标 1 和 2 不能分辨,目标 3 和 4 能够分辨。

因此,若要提高距离向分辨率,需要减小脉冲宽度。脉冲宽度越小,脉冲宽度分辨率越好。当 τ 为 $1\mu\text{s}$ 时,距离向分辨率为 150m。脉冲宽度是由雷达发射机决定的,它并不受雷达到目标之间距离的影响。因此可以得出以下结论:距离向分辨率与距离无关。由于脉冲宽度过小会使雷达发射功率下降,回波信号的信噪比降低,两者的矛盾使得距离向分辨率难以提高。为了解决这一矛盾,一

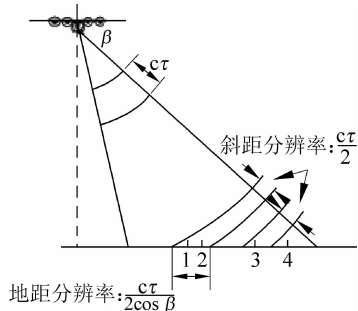


图 3-30 距离向分辨率示意图

般采用脉冲压缩技术来提高距离向分辨率。

脉冲压缩技术是指利用线性调频调制技术将较宽的脉冲调制成振幅大、宽度窄的脉冲的技术。如图 3-31 所示,若原脉冲的宽度为 τ ,振幅为 A_0 ,经线性调频调制后,将它用天线发射并接收目标后向散射的电磁波,对接收的信号用与发射时具有相反频率特性的匹配滤波器处理后,就相当于用较窄脉冲宽度的发射电磁波得到了振幅是原来 $\sqrt{\tau \cdot \Delta f}$ 倍,脉冲宽度为原来 $\frac{1}{\tau \cdot \Delta f}$ 的输出波形。为了提高距离方向上的分辨率,在真实孔径雷达和合成孔径雷达中都采用这种脉冲压缩方法。

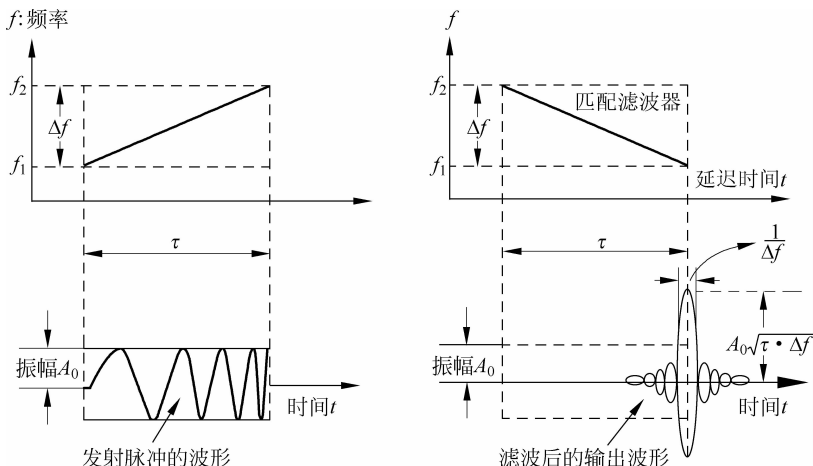


图 3-31 脉冲压缩原理

2. 方位向分辨率

两个目标在位于同一距离,但方位角不同的情况下,能被雷达区分出来的最小角度称为方位向分辨率。从信号显示的角度,方位向分辨率定义为:当一个目标的回波强度到达峰值点时,另一个目标的回波强度开始从零上升,由天线理论,处于这种状态时的两目标之间的角度就是雷达方位分辨的极限,即方位向分辨率,如图 3-32 所示。

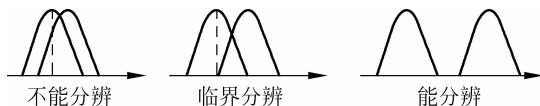


图 3-32 方位向分辨率波形示意图

方位向分辨率决定了雷达区分相同距离上多重目标的能力。它由天线的有效波束宽度确定。相同径向距离的目标,若间距大于天线波束宽度,就能被区分,反之则不能被区分,如图 3-33 所示。图中目标 A 和 B 在波束范围内,雷达不能分辨; C 与 D 在波束范围外,雷达可以分辨。因此,雷达天线波束越窄,方位向分辨率越好。

由天线理论可知,波束宽度与电磁波的波长和天线尺寸有关:

$$\beta = \frac{\lambda}{D} \quad (3-8)$$

方位向分辨率为波束宽度 β 与到达目标的距离 R 之积,即:

$$R_{\beta} = \beta R = \frac{\lambda}{D} R \quad (3-9)$$

由此可知,波长越小,天线尺寸越大,雷达天线波束越窄,方位向分辨率越好。观测距离越近,方位向分辨率越好。

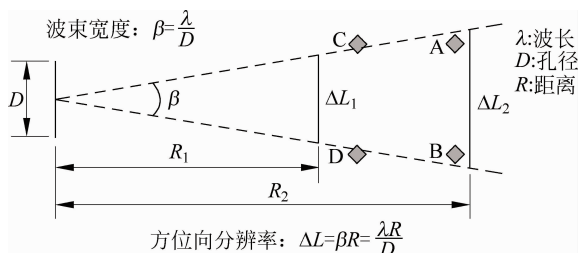


图 3-33 方位向分辨率

3.5.2 合成孔径雷达

由以上讨论可知,要提高方位向分辨率,需要采用波长较短的电磁波(即提高雷达工作频率),加大天线孔径和缩短观测距离。这几项措施无论在飞机上还是卫星上使用都受到限制。目前主要采用合成孔径雷达来提高侧视雷达的方位向分辨率。

合成孔径雷达的基本原理是,利用短的天线,在沿飞行航迹方向上形成一个天线阵列,在不同位置上接收同一地物的回波信号,进行相关解调压缩处理,产生很长孔径天线的效果,等效于通过加长天线孔径来提高观测精度,如图 3-34 所示。

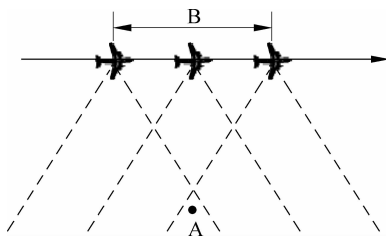


图 3-34 合成孔径雷达基本原理

因此,合成孔径雷达是在不同位置上接收同一地物的回波信号,而真实孔径雷达是在一个位置上接收回波信号。如果把真实孔径天线划分成许多小单元,则每个单元接收回波信号的过程与合成孔径天线在不同位置上接收回波的过程十分相似,如图 3-35 所示。

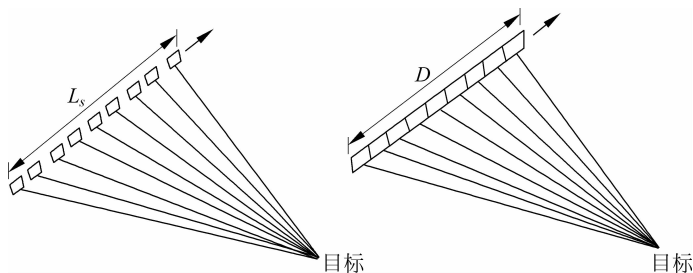


图 3-35 两种天线接收信号的相似性

合成孔径天线对同一目标的信号不是在同一时刻得到的,而是在每一个位置上都要记录一个回波信号,每个信号由于目标到天线之间的距离不同,其相位和强度也不同,形成干涉影像,如图 3-36 所示。需要经过相关解调压缩处理,才能得到实际影像。

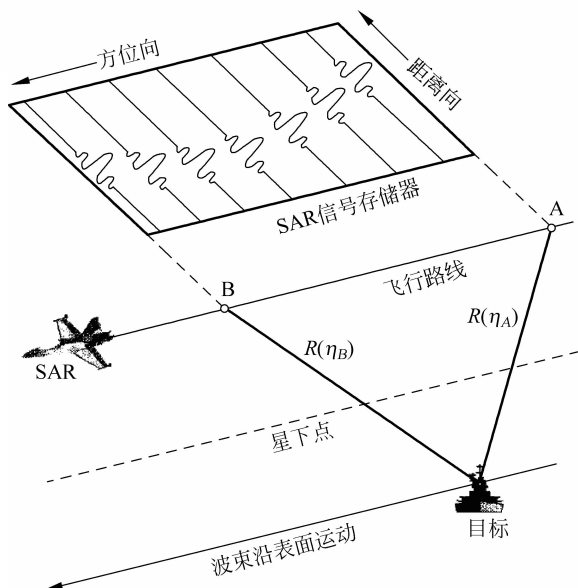


图 3-36 合成孔径雷达在不同位置上接收反射波

合成孔径雷达的距离向分辨率与真实孔径雷达的相同,而方位向分辨率则有较大改进。下面以图 3-37 为例说明合成孔径雷达的方位分辨率。天线孔径为 8m,波长为 4cm,目标与飞机间的距离为 400km 时,其方位分辨率为 2km。若采用合成孔径技术,合成后的天线孔径为 L_s ,则其方位分辨率为

$$R_s = \beta R = \frac{\lambda}{L_s} R \quad (3-10)$$

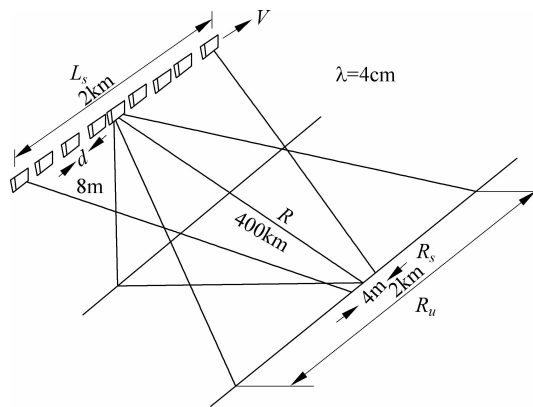


图 3-37 合成孔径雷达的方位分辨率

合成孔径雷达长度由实际天线的波束宽度 β 决定,从天线波束开始照射目标,到离开目标,走过的距离 L_s 即为合成孔径长度,即真实天线波束所能覆盖的最大范围:

$$L_s = \beta R = \frac{\lambda}{D} R \quad (3-11)$$

若雷达平台的运动速度为 v ,则合成孔径时间与合成孔径长度由以下关系:

$$L_s = v \cdot T_s \quad (3-12)$$

在一个合成孔径时间内,只有一个目标点总是在雷达波束的照射范围内,也就是只有一个目标点总是有回波信号,所以,雷达只有飞过两个合成孔径时间,才能完整地照射一个合成孔径长度的区域。

由于合成孔径雷达的发射和接收是共用一副天线,雷达信号的行程差是双程差,即任意两阵元至目标的波程差是单程传播时的两倍,阵元间隔长度对相位差的影响加倍,相当于使其等效阵列长度大了一倍($2L_s$),因此锐化了波束。合成孔径阵天线的等效波束(半功率波束)宽度为:

$$\beta_s = \frac{1}{2} \frac{\lambda}{L_s} \quad (3-13)$$

因此,合成孔径雷达的方位向分辨率为

$$R_s = \beta_s R = \frac{1}{2} \frac{\lambda}{L_s} R = \frac{D}{2} \quad (3-14)$$

式(3-14)说明合成孔径雷达的方位分辨率只与实际使用的天线孔径有关,与波长和距离无关。

3.6 常用的遥感卫星与传感器

在各种数据获取手段中,航天遥感是最理想的,它不仅使人类能从宇宙空间观测地球及其变化,而且把人类的视觉从可见光范围扩展到紫外、红外以及微波辐射区,使人类对地球的观察和认识进入了一个崭新的阶段。现代科技的发展表明,对地观测卫星在当今全球环境日益恶化和资源日趋紧张的情况下,具有越来越重要的作用。下面介绍国内外几种典型的地球观测系统。

3.6.1 Landsat 系列卫星

美国的 Landsat 系列卫星是世界上开发和应用最早的地球资源卫星,1972~1999 年,共发射了 7 颗卫星。其发射和运行现状如表 3-3 所示。

表 3-3 Landsat 卫星基本情况

卫星	发射时间	传感器	运行状况
Landsat-1	1972 年 2 月 23 日	MSS,RBV	1978 年 1 月 6 日终止工作
Landsat-2	1975 年 1 月 22 日	MSS,RBV	1982 年 2 月 5 日终止工作
Landsat-3	1978 年 3 月 5 日	MSS,RBV	1983 年 3 月 31 日终止工作
Landsat-4	1982 年 7 月 16 日	MSS,TM	2001 年 6 月 15 日终止工作
Landsat-5	1984 年 3 月 1 日	MSS,TM	正常工作
Landsat-6	1993 年 10 月 5 日	ETM	发射失败
Landsat-7	1999 年 4 月 15 日	ETM+	正常工作

注:

MSS: 多光谱扫描仪(Multispectral Scanner)。

RBV: 反束光摄像机(Return Beam Vidicon)。

TM: 专题制图仪(Thematic Mapper)。

ETM: 增强型专题制图仪(Enhanced Thematic Mapper)。

ETM+: 再增强型专题制图仪(Enhanced Thematic Mapper+)。

Landsat 卫星的结构如图 3-38 所示。

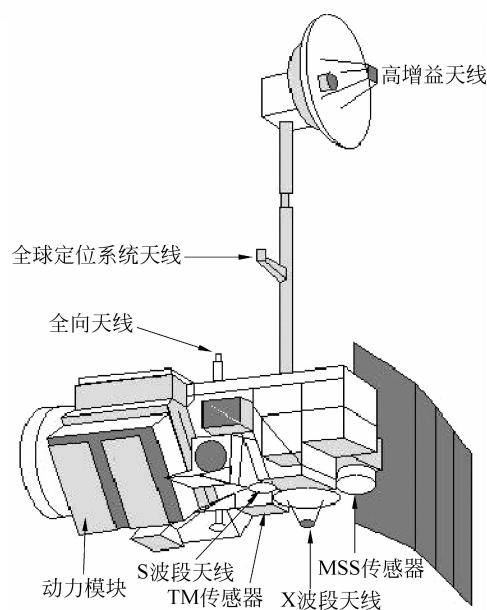


图 3-38 美国 Landsat 卫星

Landsat-7 卫星的轨道参数如表 3-4 所示。

表 3-4 Landsat-7 卫星轨道参数

卫星	轨道高度	轨道倾角	轨道类型	降交点时刻	轨道周期	重复周期
Landsat-7	705km	99.2°	极地太阳同步轨道	上午 10:00	99 分	16 天/233 圈

Landsat 卫星传感器的发展经历了 MSS、TM 和 ETM+，虽然其携带的有效载荷都是光学传感器，然而其空间分辨率和波谱分辨率有很大的提高，如表 3-5 所示。ETM+ 具有 8 个波段，工作于可见光、近红外、短波红外和热红外波段，其中热红外波段的分辨率提高到 60m，并首次采用了分辨率为 15m 的全光谱段。

表 3-5 MSS、TM 和 ETM+ 技术参数比较

类 型	MSS	TM	ETM+
空间分辨率	79m	30~120m	15/30/60m
光谱范围	0.5~1.1 μ m	0.45~12.5 μ m	0.45~12.5 μ m
波段数	4~5	7	8
重复周期	16/18 天	16 天	16 天
扫描宽度	185km	185km	185km
立体能力	无	无	无

ETM+传感器的波段设置如表 3-6 所示。

表 3-6 ETM+传感器的技术参数

波 段	空间分辨率	波 段	空间分辨率
PAN: 0.50~0.90 μm	15m	CH4: 0.76~0.90 μm	30m
CH1: 0.45~0.52 μm	30m	CH5: 1.55~1.75 μm	30m
CH2: 0.52~0.60 μm	30m	CH6: 10.4~12.5 μm	60m
CH3: 0.63~0.69 μm	30m	CH7: 2.08~2.35 μm	30m

3.6.2 SPOT 系列卫星

法国的 SPOT 卫星是继美国的 Landsat 之后发展起来的商业遥感卫星,其全称为 Satellite Pour l’Observation de la Terra。从 1986 年以来,共发射了 6 颗卫星,目前正常工作的为 SPOT-4、SPOT-5 和 SPOT-6,其基本情况如表 3-7 所示。

表 3-7 SPOT 卫星基本情况

卫星	发射时间	传感器	运行状况
SPOT-1	1986 年 2 月	HRV	1990 年 12 月停止运行,后重新启用
SPOT-2	1990 年 1 月	HRV	2009 年 7 月停止运行
SPOT-3	1993 年 12 月	HRV	1996 年 11 月停止运行
SPOT-4	1998 年 3 月	HRVIR,VGT	正常工作
SPOT-5	2002 年 5 月	HRG,HRS	正常工作
SPOT-6	2012 年 9 月	HRG,HRS	正常工作

注：
HRV：高分辨率可见光(High Resolution Visible)。
HRVIR：高分辨率可见光红外(High Resolution Visible and Infrared)。
VGT：植被成像仪(Vegetation)。
HRG：高分辨率几何(High Resolution Geometry)。
HRS：高分辨率立体(High Resolution Stereo)。

法国 SPOT 卫星的结构如图 3-39 所示。

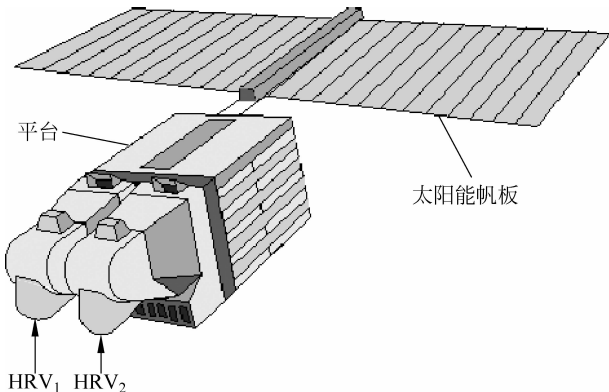


图 3-39 法国 SPOT 卫星

SPOT 系列卫星的轨道参数完全相同,如表 3-8 所示。

表 3-8 SPOT 卫星轨道参数

卫星	轨道高度	轨道倾角	轨道类型	降交点时刻	轨道周期	重复周期
SPOT	832km	98.7°	太阳同步轨道	上午 10:30	101 分	26 天/369 圈

SPOT 卫星的 HRV 扫描仪包括两种视场模式:垂直视场和倾斜视场。如图 3-40 所示,在垂直视场(星下点成像)下,每个 HRV 图像的地面宽度为 60km,两个相邻图像上的重叠部分宽度为 3km,因此获得图像的总列宽为 117km。在倾斜视场(非星下点成像)下,在最大旋转角度(27°),每个 HRV 拍摄的图像宽度为 80km。

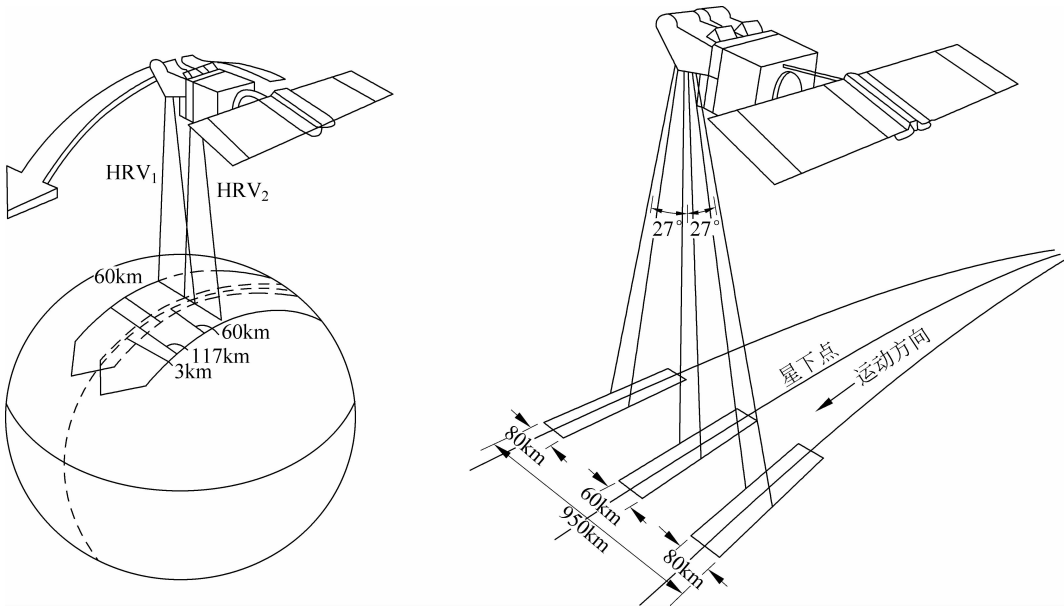


图 3-40 HRV 扫描仪的扫描过程

如果 HRV 仪器只对星下点观测,那么任一给定区域的重访周期为 26 天。如果允许非星下点成像,HRV 的平面反射镜可绕指向卫星前进方向的滚动轴旋转,可以在不同的轨道间实现立体观测。在 26 天的观测周期内,赤道附近可分别在 7 条轨道间进行立体观测,相邻轨道差 5 天。纬度 45°处轨道间距变小,重复观测的机会增多,可在 11 条轨道间进行立体观测,其中有六次机会获得连续两天的跨轨立体像对。因此,给定区域的重复观测周期为 1~5 天。

SPOT-5 传感器的技术参数如表 3-9 所示。

表 3-9 SPOT-5 传感器的技术参数

波 段	HRG	VGT	HRS
PAN: 0.49~0.69 μ m	2.5m 或 5m	—	10m
CH1: 0.43~0.47 μ m	—	1km	—
CH2: 0.49~0.61 μ m	10m	—	—
CH3: 0.61~0.68 μ m	10m	1km	—
CH4: 0.78~0.89 μ m	10m	1km	—
SWIR: 1.58~1.75 μ m	20m	1km	—

为了获得更高的分辨率,SPOT-5 采用了一种新的技术——Supermode,在成像装置的焦平面上同时放置两条 1.2 万像素的 5m 分辨率的 CCD 阵列,这两条 CCD 在 X 方向和 Y 方向错开半个像元。一般情况下,只有一条 CCD 接受常规的 5m 分辨率的图像,当有 2.5m 分辨率需求的时候,地面控制中心发出指令,打开另外一条 CCD。这样同时接收两幅在 X 方向和 Y 方向错开半个像元的 5m 分辨率的图像,经过地面处理(进行重采样,通过内插产生缺少的点),可以得到 2.5m 分辨率的图像,如图 3-41 所示。

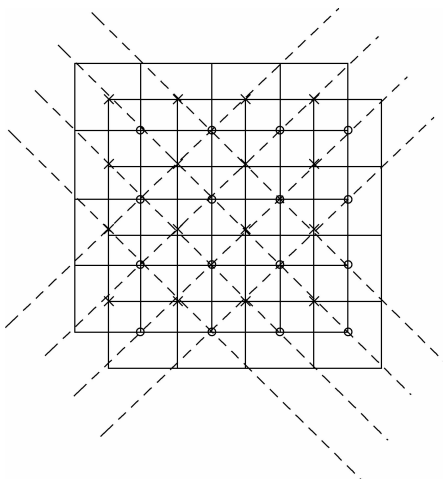


图 3-41 Supermode 示意

3.6.3 IKONOS 卫星

IKONOS 是世界上第一颗提供近 1m 空间分辨率全色图像和近 4m 空间分辨率多光谱图像的商业光学遥感卫星,于 1999 年 9 月发射并投入使用。IKONOS 是空间成像公司(Space Imaging)为满足高解析度和高精度空间信息获取而设计制造的,是高分辨率商业遥感卫星发展史上的一个里程碑,它首次在民用领域将星载传感器的地面分辨率提高到 1m 以内,大大缩小了卫星影像与航空像片之间分辨能力的差距,打破了较大比例尺地形图测绘只能依赖航空遥感的局面。



图 3-42 IKONOS 卫星

IKONOS 卫星的结构如图 3-42 所示。

IKONOS 卫星的轨道参数如表 3-10 所示。

表 3-10 IKONOS 卫星轨道参数

卫星	轨道高度	轨道倾角	轨道类型	降交点时刻	轨道周期	重复周期
IKONOS	681km	98.1°	太阳同步轨道	上午 10:30	98.3 分	3 天

IKONOS 卫星传感器的技术参数如表 3-11 所示。

表 3-11 IKONOS 传感器的技术参数

波 段	空间分辨率(星下点)	空间分辨率(平均)	幅 宽
PAN: 0.45~0.90 μm	0.82m	1m	11.3 $\times$ 11.3km
CH1: 0.45~0.52 μm (blue)	3.28m	4m	11.3 $\times$ 11.3km
CH2: 0.51~0.60 μm (green)	3.28m	4m	11.3 $\times$ 11.3km
CH3: 0.63~0.70 μm (red)	3.28m	4m	11.3 $\times$ 11.3km
CH4: 0.76~0.85 μm (infrared)	3.28m	4m	11.3 $\times$ 11.3km

与 Landsat 和 SPOT 卫星相比,IKONOS 卫星的成像方式更加灵活。其传感器系统采用独特的机械设计,可以灵活地以任意方位角成像。IKONOS 卫星的影像采集模式包括跨轨往复扫描、顺轨往复扫描、顺轨条带扫描和单景扫描,如图 3-43 所示。跨轨往复扫描和顺轨往复扫描通过连续几次成像,可以增加影像幅宽。

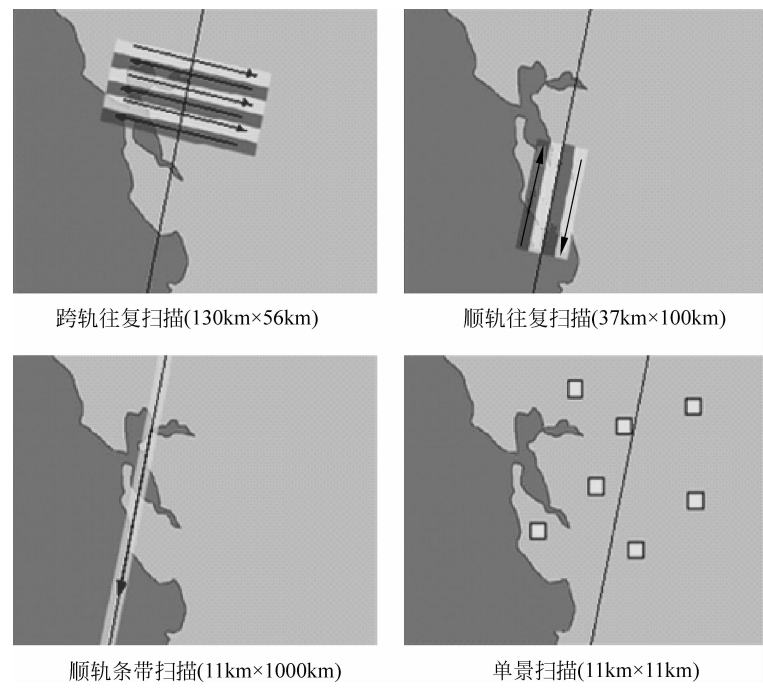


图 3-43 IKONOS 采集模式

IKONOS 卫星既可侧摆成像以获取异轨立体图像或缩短重访周期,也可通过沿轨道方向的前后摆动同轨立体成像。如图 3-44 所示,当卫星接近目标时,传感器光学系统先沿着轨道向前倾斜(摆动角可偏离星下点 26°),照准目标区域并采集第一幅影像,接着控制系统操纵传感器向后摆动,大约 100s 后再次照准目标区域并采集第二幅影像。

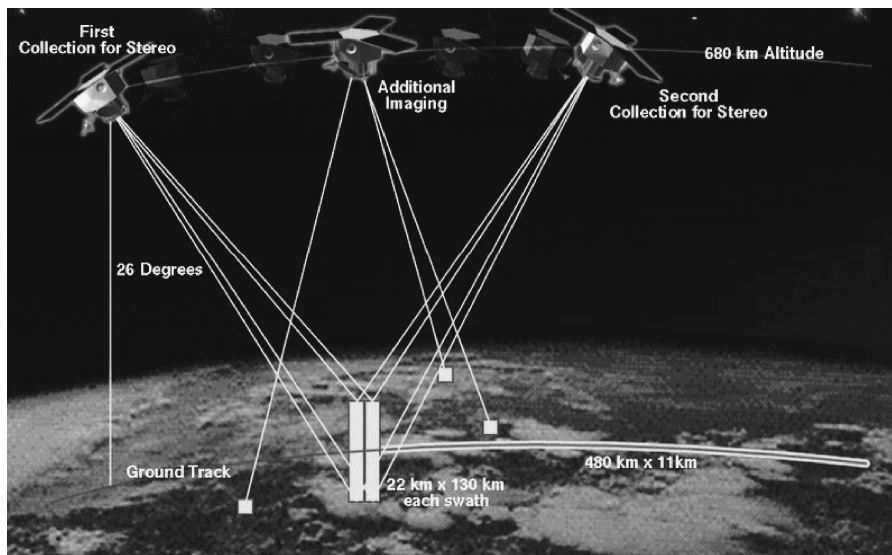


图 3-44 IKONOS 立体像对

3.6.4 TerraSAR-X 卫星

TerraSAR-X 是一颗用于科学研究和商业运行的高分辨率 SAR 卫星,由德国联邦教育和研究部(BMBF)、德国航空航天局(DLR)、欧洲航空防务和航天公司下属的阿斯特留姆公司(EADS Astrium)三家单位合作研制,于 2007 年 6 月在拜科努尔发射场发射,是德国国家雷达地球观测任务的主要卫星。

如图 3-45 所示,TerraSAR-X 卫星主要由 X 波段雷达天线、X 波段下行数据传输天线、太阳能发电机、推进器等部分组成,另外星上载有激光通信终端(用于卫星与卫星或卫星与地面之间的通信连接)以及跟踪、掩星测量和距离修正仪,包括一台双频 GPS 跟踪接收机和一台激光反射器,用于高精度轨道定位和掩星测量,轨道定位精度优于 20cm。

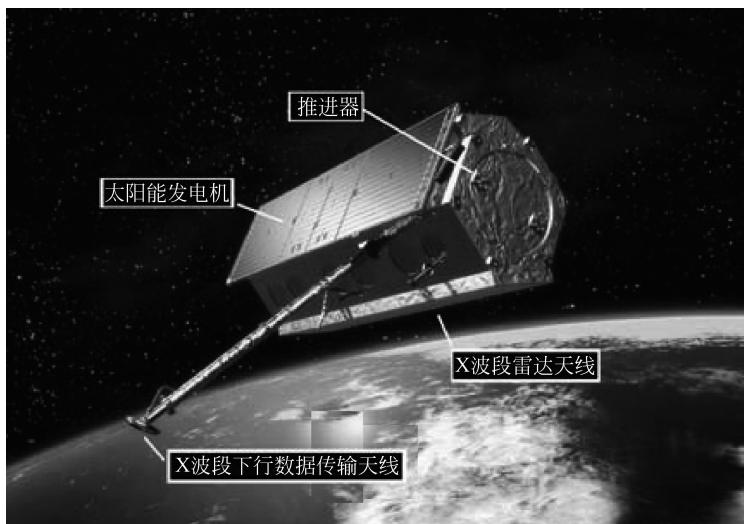


图 3-45 TerraSAR-X 卫星

TerraSAR-X 卫星的轨道参数如表 3-12 所示。

表 3-12 TerraSAR-X 卫星的轨道参数

卫星	轨道高度	轨道倾角	轨道类型	重复周期
TerraSAR-X	514km	97.4°	太阳同步轨道	11 天

TerraSAR-X 卫星 SAR 主要参数如表 3-13 所示。

表 3-13 TerraSAR-X 技术参数

极化方式	HH,VV,HV,VH	侧视方向	右侧视
波长	3.2cm	天线类型	有源相控阵天线
频率	9.65GHz	天线尺寸	4.8m×0.8m×0.15 m
方位向扫描角	±0.75°	波束宽度	方位向 0.33°,距离向 2.3°
距离向扫描角	±20°	峰值输出功率	2260W
脉冲重复频率(PRF)	3.0~6.5kHz	数据传输速度	300Mbps(X 波段下行)
星上数据存储能力	256 Gb	成像能力	300sec/orbit
脉冲带宽	5~300MHz	系统噪声	5.0dB

TerraSAR-X 有多种成像模式,主要有聚束成像 (Spotlight, SL) 模式、条带成像 (Stripmap, SM) 模式和宽扫成像 (ScanSAR, SC) 模式 (如图 3-46 所示),可以采用单极化、双极化、全极化等不同的极化方式成像。其基本成像模式参数如表 3-14 所示。

表 3-14 TerraSAR-X 基本成像模式参数

成像模式	聚束 (SL)	条带 (SM)	宽扫 (SC)
覆盖范围(方位向×距离向)	5km~10km×10km	50km×30km	150km×100km
单极化成像分辨率(方位向×距离向)	1m,2m×1m	3m×3m	16m×16m
数据采集范围	15°~60°	15°~60°	20°~60°
全效率范围	20°~55°	20°~45°	20°~45°

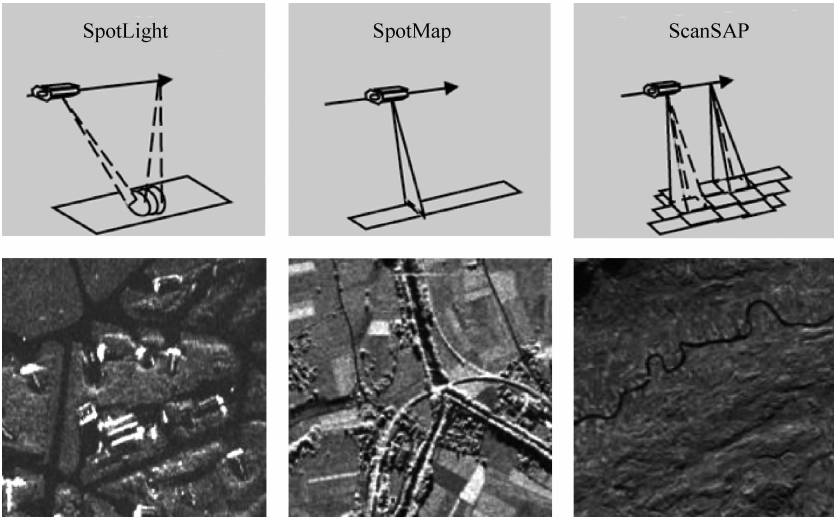


图 3-46 TerraSAR-X 成像模式