



论文

嫦娥一号卫星载激光高度计

王建宇^{①*}, 舒嵘^①, 陈卫标^②, 贾建军^①, 黄庚华^①, 王斌永^①, 侯霞^②

① 中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083;

② 中国科学院上海精密光学机械研究所, 上海 201800

* E-mail: jywang@mail.sitp.ac.cn

收稿日期: 2009-12-03; 接受日期: 2010-03-15

摘要 介绍了嫦娥一号卫星激光高度计的设计和运行情况, 包括系统的总体设计、空间激光器设计、激光发射系统设计、接收系统设计; 分析了激光高度计的测量精度; 阐述了激光高度计的地面测试情况; 最后介绍了激光高度计在轨运行和在轨测试的情况. 该激光高度计是我国第一次自行研制的空间应用的激光主动遥感仪器, 自 2007 年 11 月 28 日在环月轨道上开机后, 获取了共计 912 万点有效月球高层数据, 圆满地完成了探测任务.

关键词 嫦娥一号卫星, 激光高度计, 系统设计

PACS: 00.07.87.+V, 90.95.55.Qf, 40.42.79.QX, 40.42.68.Wt, 40.42.60.-V

激光高度计是我国于 2007 年发射的第一颗月球探测卫星嫦娥一号的主要有效载荷之一. 实现了卫星星下点月表地形高度数据的获取, 为月球表面三维影像的获取提供服务. 通过星上激光高度计测量卫星到星下点月球表面的距离, 为光学成像探测系统的立体成图提供修正参数; 并通过地面应用系统将距离数据与卫星轨道参数、地月坐标关系进行综合数据处理, 获得卫星星下点月表地形高度数据^[1]. 激光高度计技术是从激光测距中演化来的, 激光测距在我国的应用已经有好多年的历史, 但是在此前仅限于在地面或机载的情况, 嫦娥一号激光高度计是我国第一个星载激光高度计, 设备由探头和电路箱两部分组成, 如图 1 所示, 其主要性能参数如表 1 所示. 本文将详细介绍激光高度计的系统设计、核心元件的研制、地面模拟测试、标定和仪器上天后的工作状况.

1 激光高度计设计

1.1 激光高度计信号链路分析和系统设计

嫦娥一号卫星激光高度计任务的核心是激光测距. 该激光高度计中的测量结果是月表目标到卫星的距离. 图 2 显示了激光高度计的测量原理和工作流程, 激光器向目标发射一束功率为 P , 脉宽为 τ 的脉冲激光, 目标表面返回的散射光被光学系统接收, 光电探测器件将发射脉冲的一小部分及探测到的激光回波信号转变为电信号, 分别触发测距计数器开始和结束计时, 由此获得光脉冲飞行时间, 经数据计算得到距离值 $z = c\Delta T / 2$, 其中 c 表示真空中的光速, ΔT 表示激光往返时间.

激光高度计在其内置的计算机产生的控制时序下同步工作. 在总同步脉冲的触发下, 激光器每一秒钟发射一次激光, 与此同时一个激光发射的主波启

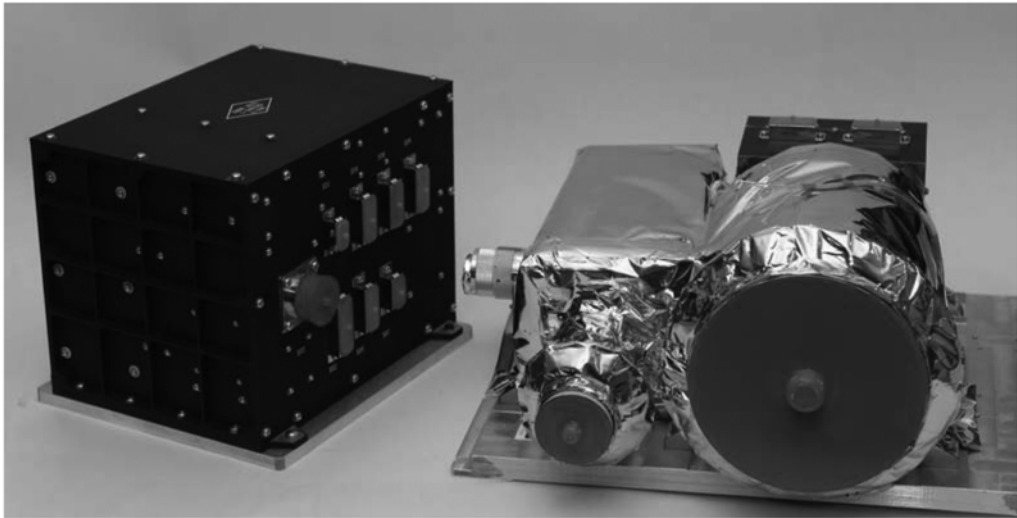


图1 嫦娥一号激光高度计探头和电路箱

表1 嫦娥一号卫星激光高度计主要性能参数

作用距离(km)	月面激光足印大小(m)	激光波长(nm)	激光能量(mJ)	激光脉宽(ns)
200±25	<φ200	1064	150±10	<7
接收望远镜有效口径(mm)	测距频率(Hz)	测距分辨率(m)	测距不确定度(m)	沿卫星飞行方向上月面足印点距离(km)
>120	1	1	5(3δ)	~1.4

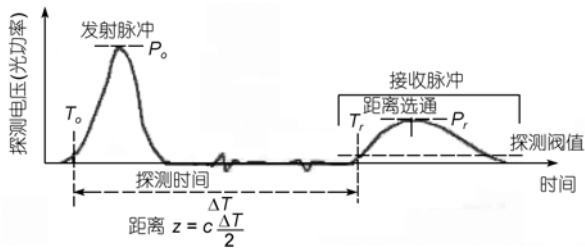


图2 激光高度计工作原理

动信号使得时间测量电路开始计数. 激光回波被探测器接收后, 经放大、阈值检波, 输出激光回波脉冲, 时间测量电路停止计数, 由星上计算机读出计数值, 并计算出高度计到月表的距离值. 同时, 计算机还将接收载荷数据管理系统提供数据注入, 完成激光高度计主要点状态参数监测和控制任务. 激光高度计系统的总体框图如图3所示.

根据激光对漫反射面目标的探测方程, 激光高度计接收到的回波信号功率 P_r 由功率测距方程给出^[2]

$$P_r = \frac{P_t \cdot S_r \cdot T_r \cdot \rho_1 \cdot \cos^2 \theta}{\pi \cdot R^2}, \quad (1)$$

式中 P_t 为激光发射功率, S_r 为有效接收口径面积, T_r 为接收系统光学透过率, ρ 为月面反射率, θ 为激光束与月面之间的夹角, R 为激光高度计与月面距离.

激光高度计的发射功率为

$$P_t = \frac{W_t}{\tau}, \quad (2)$$

其中 W_t 为激光发射能量, τ 为激光发射脉冲的半脉宽.

激光高度计的工作轨道高度距离月面约为(200±25) km, 激光束与月面之间的夹角 θ 接近 90°, 月面最低的反射率 ρ 为 3%, 从表1的激光高度计的其他参数, 根据(1)式可以计算得出在距离远、月面反射率低的时候, 激光高度计接收系统接收到的回波功率约为几十纳瓦左右, 接近激光高度计的设计探测灵敏度. 考虑回波展宽变形以及系统最大测程的系统设计余量, 因此, 系统设计时需对激光光源输出功率稳定性、激光收发光轴同轴稳定度、背景光噪声抑制技术等方面展开研究.

1.2 激光高度计的发射系统设计

激光高度计的发射系统负责向目标发射高能量

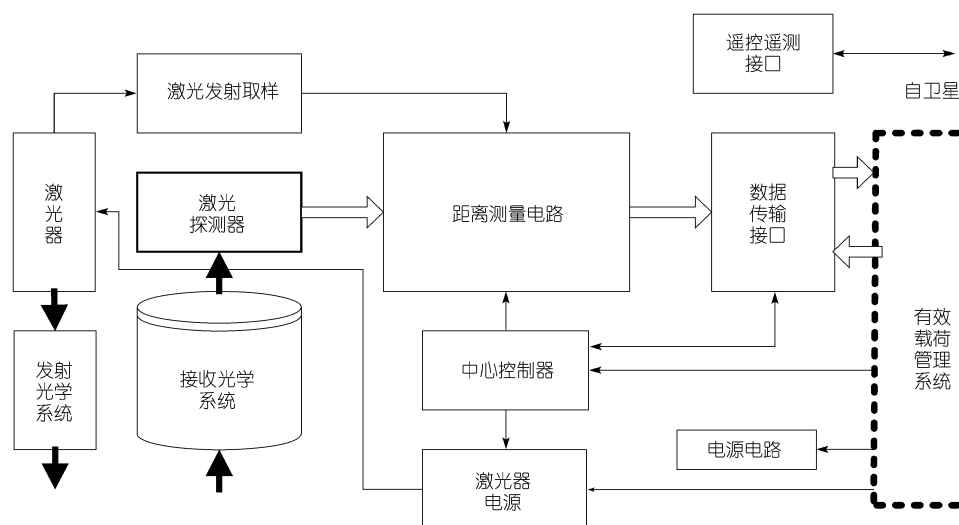


图3 激光高度计总体框图

密度的激光脉冲光束，主要由激光器和激光扩束器组成。考虑到星载激光高度计的作用距离很远，要求脉冲具有较高的瞬时功率，同时体积、重量又有严格的控制，因此，系统采用了Nd:YAG主动电光调Q激光器作为发射激光器。为减少发射光束的发散角，系统采用了激光光束扩束准直技术。为解决发射激光能量过强，激光扩束镜采用伽利略式的球面透镜系统，使得激光在镜筒内具有没有会聚点，可以有效防止激光损伤；系统无中心挡光，不损失发射的激光能量；光路短，且结构简洁等特点。扩束镜的扩束倍数为5倍，扩束后的激光发散角为0.6 mrad。图4为扩束镜和激光器对接的光路示意图。

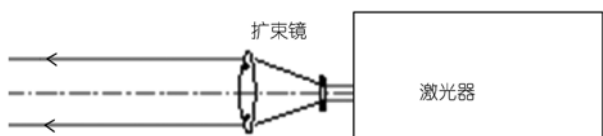


图4 嫦娥一号激光高度计发射系统光路示意图

1.3 激光高度计的接收系统设计

激光高度计的接收系统由接收望远镜和激光回波接收电路组成。接收望远镜用于将目标反射回来的激光能量高效率地会聚到探测器光敏面上；激光探测电路由雪崩二极管探测器、信号处理电路、脉冲形成电路、峰值检测电路和偏压调整电路组成，将收集到的光信号转换为电信号，并进行处理后得到测

量距离数据。

1.3.1 接收光学系统设计

由于月球探测距离较远，为了收集到更多的回波能量，需要接收系统口径较大，为了减小体积和重量，并兼顾到系统焦距设计要求，接收望远镜采用了结构紧凑的双非球面反射式卡式系统。在系统中设置有中继镜组，中继镜组产生平行光路。中继镜组的平行光路中设置有前截止滤光片和窄带滤光片，用于滤除外界的非信号光。光学系统组成如图5所示。设计结果如表2所示。

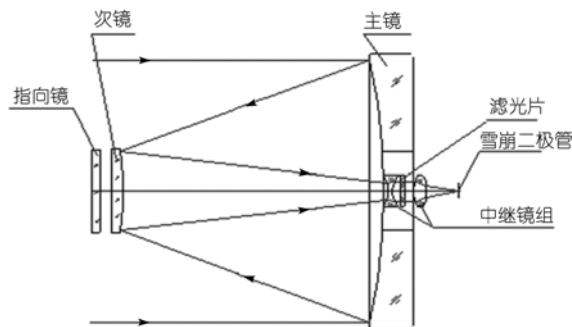


图5 接收光学系统设计结构图

1.3.2 激光回波接收电路设计

激光高度计的回波接收电路工作原理如图6所示，雪崩二极管将回波脉冲光信号转化为电信号，经

表 2 光学系统参数

光学参数	接收望远镜有效口径(mm)	系统焦距(mm)	瞬时视场(mrad)	光学效率	弥散斑直径(μm)
设计值	128(通光口径 134)	533.333	1.5	0.82	<10

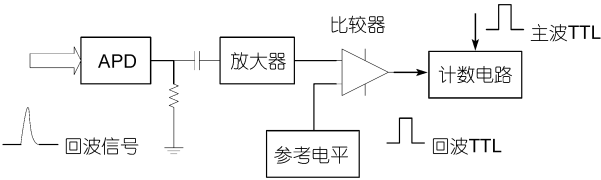


图 6 激光高度计回波接收电路原理图

匹配放大器进行放大后,由阈值检波比较器检出回波 TTL 信号,触发时间计数电路停止计时。

回波接收单元采用的雪崩二极管(APD)为国产 SPD-0522 近红外增强型探测器,主要指标如表 3。

为了达到最佳信噪比,设计匹配放大器的带宽与雪崩二极管带宽相当。当激光回波信号为 1×10^{-8} W 时,雪崩二极管产生的激光回波脉冲信号峰值为 1.4×10^{-3} V。要能达到阈值检波电路的工作范围,匹配放大器设计增益需控制在 60 dB 左右。

激光高度计在对月球的探测过程中,由于月面背景光照条件噪声和雪崩光电二极管工作温度的变化,在放大器的输出端的噪声电平就会不断变化,从而导致在恒定阈值条件下的虚警率变化。由于地面测控系统无法实时对激光高度计的比较阈值进行注入调整,为了保证对应一个阈值门限下的恒定虚警率,需要在不同的工作环境下实现噪声电平的基本不变,以保证不变的虚警率。雪崩光电二极管经匹配滤波器输出的噪声可以近似为高斯分布,如果对该噪声作检波处理,则噪声的包络将是瑞利分布的,其

概率密度为^[3]

$$p_b(x) = \frac{x}{\sigma_0^2} \exp\left(\frac{-x^2}{2\sigma_0^2}\right), \quad (3)$$

σ_0 为噪声方差。噪声包络的统计平均值是

$$M(x) = \int_0^\infty xp_b(x)dx = \sqrt{\pi/2} \cdot \sigma_0. \quad (4)$$

由此可见,噪声包络的统计平均值与总输出噪声的方差成正比,从而在理论上来说,可以先求得噪声的方差值,然后由它去对噪声进行归一化,就可以使噪声恒定,从而达到一定阈值电平下的恒定虚警的目的^[4]。

信号处理框图如图 7。噪声检波后的平滑结果将通过控制器改变探测器的工作状态,从而实现类似的归一化操作,使得电路总输出的噪声电平基本保持恒定。

激光高度计上还设计了回波峰值采样电路,可对月面返回的回波信号进行峰值采样,在一定程度上可以表征月面对 1.06 μm 波段激光能量的反射强度。

1.4 激光高度计的空间适应性设计

嫦娥一号卫星的发射和空间运行环境比较复杂,空间的太阳辐照、紫外辐照、真空、极端温度、等离子体、带电粒子辐射都有可能给系统带来很大的影响,所以在系统设计时要充分考虑到空间环境给系统结构、光学和电路带来的影响,并进行相应的空间适应

表 3 SPD-0522 雪崩二极管参数

工作波长(μm)	最佳工作电压(V)	电压响应度(1.06 μm)	等效噪声功率(1.06 μm)	脉冲响应时间(ns)	工作温度(℃)
0.4~1.1	250~450	$>0.7 \times 10^5$ V/W	<0.35 pW/Hz ^{1/2}	<10	-20~+50

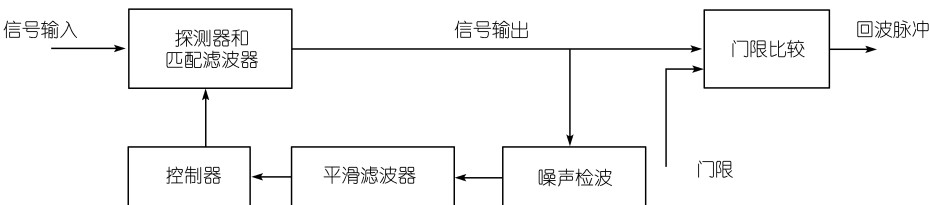


图 7 恒虚警率信号控制框图

性设计.

嫦娥一号卫星激光高度计的研制过程中在材料选型、结构厚度、防辐照加固等方面进行了辐照分析与设计, 并进行了紫外辐照、 Co_{60} 总剂量辐照、单粒子效应试验.

1.4.1 结构的空间适应性设计

激光高度计是一种主动光学系统, 对结构的稳定性要求很高, 它需要保证发射和接收光学系统保持很稳定的同轴关系, 这给结构的强度和抗震性、热变形特性提出了非常高的要求, 尤其是激光器部分, 其光学部件之间的位置关系误差要在秒级范围之内. 所以, 在机械结构设计时, 采取了高强度、高温稳定性设计, 周密设计外形结构和布局. 为了满足力学环境, 激光高度计的所有光学元件均采用修磨基座来调整光路、安装螺钉直接固定的安装. 并按照力学环境鉴定级实验要求, 进行了环境模拟试验, 以确保结构满足空间应用的需要.

1.4.2 光学的环境适应性设计

激光高度计为单波长工作系统, 为了增加探测灵敏度, 探测器采用灵敏度极高的雪崩管. 雪崩管响应波长为 $0.4\sim 1.1\ \mu\text{m}$, 极易受到外部太阳光线的影响. 在光学系统中设计了窄带滤光片和中继光学镜组, 以便减少太阳光直射和辐照对探测器的影响; 设计了遮光罩以抑制空间杂散光进入探测器; 光学系统选用了 JGS1 作镜体材料, 该材料对 $1.064\ \mu\text{m}$ 波长的光有较好的透过率, 并且在空间性能稳定, 能够经受空间恶劣环境(如高真空、温度交变、高能粒子轰击、电子束照射等).

1.4.3 环境适应性热设计

激光二极管是个温度敏感元件, 中心波长随温度的变化率为: $0.3\sim 0.4\ \text{nm}/^\circ\text{C}$. 为了保证激光输出能量的稳定性, 必须对激光器进行温度控制. 激光高度计整机在舱内, 舱内的工作温度是 $-10\sim 45^\circ\text{C}$. 激光发射器的安装板与卫星隔热安装, 通过温度控制, 确保激光二极管工作区域的温度范围达到 $(18\pm 3)^\circ\text{C}$. 结构上光学元件的夹具选择与光学元件接近的材料, 发射部件与导热良好的金属连接在一起, 确保良好的导热. 激光器的底部与安装底板之间采用填钢膜, 增加传热效果.

2 空间激光器设计

嫦娥一号激光高度计中的激光器是我国第一个应用到空间中的激光器, 在综合分析国外星载激光器及国内研制水平和加工工艺的前提下, 其采用的技术路线为^[5]: (i) 激光二极管泵浦的 Nd: YAG; (ii) 采用直角棱镜和平面镜输出的谐振腔形式和直线结构; (iii) 主动电光调 Q. 采用激光二极管泵浦、电光调 Q 的固体 Nd: YAG 激光器, 利用 Porro 棱镜改善激光器的失调灵敏度.

激光器的光学设计主要是指激光谐振腔的设计, 激光器输出后接扩束望远镜, 腔内偏振片输出的一部分激光衰减后, 由 PIN 管接收, 作为能量监测和主波取样. 整个光学系统的组成如图 8 所示.

激光器的结构设计的原则是根据光学设计要求, 满足所有光学元件的安装要求, 确保激光输出达到性能指标. 光学元件的固定结构, 严格根据光学元件的加工净度, 公差设计机械尺寸, 选用与光学元件的热膨胀系数相近的材料, 如紧固各个熔石英材料光学件的各个机械部件均使用钛合金, 避免由热膨胀造成的光学件破坏或者光轴的偏移. 各个光学元件的固定部位留有一定部位用来密封胶, 以达到机械件与光学件之间的“软接触”.

激光器对外界的污染非常敏感, 因此其结构必须实现密封, 使激光器内部光学组件与外界隔绝. 同时在整机存储温度范围内, 要求密封结构的漏气率必须控制在一定的范围内, 避免激光器内的高压电源出现低气压放电情况, 损坏器件. 其密封方式采用橡胶密封方法, 经实物检漏, 在常温下漏率优于 $2\times 10^{-8}\ \text{Pa}\cdot\text{m}^3/\text{s}$, 适用温度范围 $-15\sim 30^\circ\text{C}$. 满足激光器的漏率要求. 激光发射系统的技术指标如表 4 所示.

3 激光高度计的地面标定

激光高度计的主要功能是在距离月表 $200\ \text{km}$ 的轨道上实现测距, 在地面无法对其工作能力进行实际测量, 所以需要在地面通过间接的办法对其测距精度和最大测程进行标定, 以验证其能否具备月表探测的能力.

3.1 地面测距不确定度的标定

测距不确定度综合反映了计数时间分辨率引起

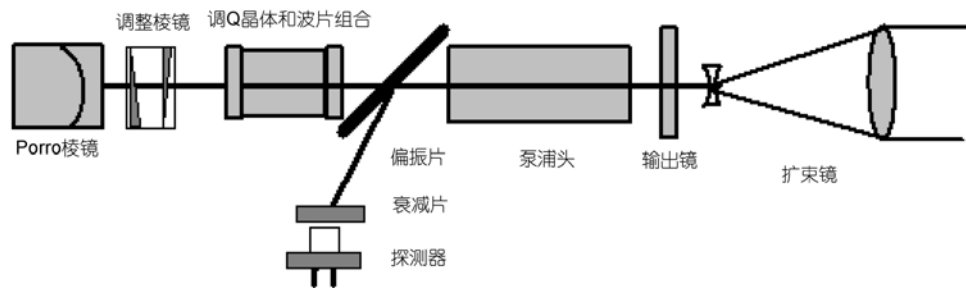


图8 激光器光学系统组成

表4 激光发射系统性能参数

工作波长 (nm)	单脉冲能量 (mJ)	脉冲宽度 (ns)	脉冲重复 频率(Hz)	激光发散角 (mrad)	光斑直径 (mm)	波束指向 稳定度(mrad)	激光模式
1064±1	150, 能量起伏不高于 10%	5~7	1	<0.6 (光束扩展后)	<30	0.05	低阶模, >90%

的量化测距误差 δ_1 、计时晶振的不稳定度引起的测距误差 δ_2 、测距回波信号变形和上升沿抖动引起的测距误差 δ_3 以及定标后引起的系统测距残差 δ_4 ，在这四项误差中的前三项为独立随机事件，而第四项是固定的系统误差^[6]，所以激光高度计的总不确定度 δ 如(5)式所示。这三项分别在地面进行了测试和标定。嫦娥一号卫星激光高度计的测距不确定度指标要求为<5 m。

$$3\delta = 3\sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2 + \delta_3^2} + \delta_4, \quad (5)$$

计数时间分辨率引起的量化测距误差 δ_1 主要由计数电路时间分辨率引起的量化误差，包括主波起始时间量化误差和回波停止时间量化误差，系统的计数晶振频率 $f=155.2$ MHz，经计算由于计数时间分辨率引起的量化误差引起的测距误差 δ_1 为0.422 m。

计时晶振的不稳定度引起的测距误差 δ_2 ，为激光高度计测距电路的计时不确定度， $\delta_{22} = R \times \Delta f_{\text{Tref}}$ ， R 为工作距离， Δf_{Tref} 为时基稳定度，激光高度计采用温补型晶振，时基稳定度是 1.5×10^{-6} ，在200 km距离上对应的计数不确定度 $\delta_2 = 200 \times 10^3 \times 1.5 \times 10^{-6} = 0.3$ m。

测距回波信号变形和上升沿抖动引起的测距误差 δ_3 主要由回波幅度变化所引起的时延误差、回波脉冲宽度变化所引起的时延误差和噪声所引起的时延误差，经分析和测量，该项误差引起的测距误差不超过0.66 m；

$$3 \times \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2 + \delta_3^2} = 2.52. \quad (6)$$

定标后引起的系统测距残差 δ_4 是激光高度计为校正测距中的系统误差而进行的标定过程中留下的

残余误差，经测量该项误差不大于1 m。

综上所述，系统测距不确定度 $3\delta \leq 3.52$ ，满足 ≤ 5 m的总体指标要求。

3.2 地面最大测程模拟

嫦娥一号激光高度计的工作环境是月球外层空间，为真空环境；探测目标是月球表面。根据激光高度计要求的发散角和轨道高度，探测时月球目标可以认为是朗伯体大目标，反射率为3%~7%。最大测程如(7)式所示。

$$R_{\max}^2 = P_t \tau_o \tau_a^2 \rho A_r / \pi P_{r\min}, \quad (7)$$

式中 $R_{\max}$ 为最大测程， P_t 为激光发射功率， τ_o 为光学系统效率， τ_a^2 为双程大气透过率， ρ 为目标反射率， A_r 为系统接收孔径， $P_{r\min}$ 为系统最小探测功率。

由(3)式可以看出，只要求出系统最小探测功率，也即系统探测灵敏度，再结合探测目标和环境，就可以对激光高度计的最大测程进行标定。对于嫦娥一号激光高度计，采用了外场消光比模拟测试和目标回波模拟器进行直接探测的办法对其最大测程进行标定，两种标定方法互为补充。

3.2.1 消光系数法测最大测程

消光系数法是指根据激光高度计对环境条件、距离和目标特性均已知的模拟目标进行测距时，接收到的目标回波等于系统探测灵敏度时所需的消光比 M ，推算得到激光高度计在规定条件下的最大测程。激光高度计对一个已知距离、已知反射率的面目标进行探测，在激光接收路径上放置光学衰减片，不断增

加衰减量,直至探测概率降低到 95%时,以此时激光接收路径上的光学衰减量作为消光比(Extinction Ratio, ER).当激光光路上的光学衰减量衰减到临界值时,激光测距仪接收到的光功率即为系统最小探测功率,如下式所示^[7]:

$$P_{r\min} = \frac{P_t \rho A_r \tau_a^2 \tau_0}{\pi R_b^2} 10^{-\frac{ER}{10}}, \quad (8)$$

式中 R_b 为地面测试时模拟目标的距离.测试框图如图 9 所示.

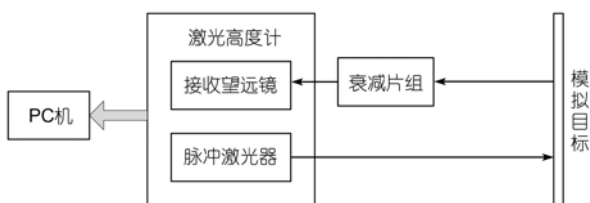


图 9 面目标消光比测试框图

激光高度计研制完成以后,在西安某基地对其进行了最大测程消光比测试.靶面目标距离为 1194.34 m,目标漫反射率为 0.85,尺寸为 1.6 m×1.6 m.测试得出激光高度计的消光比为 60 dB,根据(7)和(8)式得出在月表反射率为 0.03 时,其最大测程为 279.773 km.

3.2.2 目标回波模拟器测最大测程

直接模拟测量法是指当激光高度计的所有其他参数都已经确定后,通过某种设备直接测定系统的探测灵敏度,再根据测距公式计算得到系统的最大测程.嫦娥一号激光高度计专门研制了目标回波模拟器,原理框图如图 10 所示.

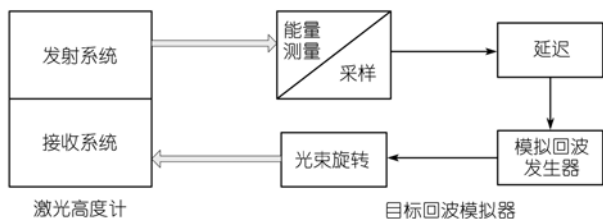


图 10 目标回波模拟器原理框图

该目标回波模拟器可用于产生有一定延时的模拟回波,该模拟回波发散角为 1.5 mrad(与激光高度

计接收系统视场相同),脉宽为 25 ns,回波功率最大可达到 2.6×10^2 W,最小可小于 1.4×10^{-15} W,与主波的延迟在 0~1s 内可调,调整幅度最小为 1 ps.目标回波模拟器可用于直接测量激光高度计系统探测灵敏度得到系统的最大测程,精度达到 $\pm 2.24\%$;还可用于测量发射激光能量、距离范围等参数.该模拟器具有不受外界环境条件影响、适用性强、精度高等特点.

在激光高度计发射之前利用此模拟器对其最小探测灵敏度进行了测试,夜间的最小探测灵敏度为 1.6×10^{-8} W、正午的最小探测灵敏度为 3.2×10^{-8} W.综合激光高度计的系统参数,计算得出激光高度计在假设月面反射率为 0.03 时,结合其他月表环境,根据(2)式得到其正午最大测程为 308.09 km.

4 激光高度计的在轨运行

2007 年 10 月 24 日 18 时 05 分,嫦娥一号卫星发射升空,进入奔月轨道;11 月 5 日成功实施月球捕获;11 月 7 日进入月球 200 km 高的极轨工作轨道;随后开始卫星检查,平台状态调整,进入科学探测阶段.

2007 年 11 月 28 日 1 时 32 分,激光高度计开机,3 时 49 分激光高度计在月球 200 km 轨道向月球表面发出了第一束激光;至 2008 年 10 月 24 日,激光高度计在轨累计开机 3309 h,获得了 1369 轨探测数据,有效测距点 912 万个,对月球表面实现了全覆盖.

在激光高度计获取科学探测数据期间,对每次开机后下行的工程、遥测参数进行实时的监视,入轨后主要的控制均在正常工作范围内,仪器工作正常.开机后的第一阶段为激光高度计在轨测试和状态调整期间,该期间激光高度计的每轨探测率为 82.3%,两极探测率可以达到 90%.经工作参数调整,激光高度计探测率总体在 97%左右,最高时达到了 99%.自 2007 年 12 月 1 日起,激光高度计进入长期管理状态.

激光高度计获取的高程数据结合卫星轨道、姿态、仪器几何参数以及精密星历,通过高程模型解算,制作了空间分辨率为 3 km 全月球 DEM(Digital Elevation Model)图(图 11).

国家天文台月球与深空探测应用中心对激光高度计获取的科学数据进行了处理,并且将之与 Clementine DEM、Apollo DEM 数据的月表定位结果、高程测量结果、撞击坑大小测量结果、地形剖面线总



图 11 由激光高度计数据绘制的全月球 DEM 图

体趋势等比对,证明激光高度计的定位结果正确、高程测量结果正确、地形剖面线反映的月表地形地貌特

征正确. 此结果也验证了激光高度计系统设计的合理性和可靠性.

参考文献

- 1 欧阳自远. 我国月球探测的总体科学目标与发展战略. 地球科学进展, 2004, 19(3): 355—357
- 2 陈育伟, 张立, 胡以华, 等. 对地观测激光成像的回波阵列探测技术. 红外与毫米波学报, 2004, 23(3): 170
- 3 左群声, 徐国良, 马林, 等. 雷达系统导论. 第 3 版. 北京:电子工业出版社, 2006. 30—31
- 4 霍联正. 雪崩光电二极管对空激光测距接收机. 激光技术, 1993, 17(3): 137—141
- 5 侯霞, 陆雨田, 胡企铨, 等. 折返式激光二极管侧抽运 Nd:YAG 激光器. 光学学报, 2004, 10: 11
- 6 黄庚华, 王斌永, 舒嵘, 等. 月球探测卫星激光高度计地面定标与性能验证技术. 红外与激光工程, 2006, 35: 375—377
- 7 国防科学技术工业委员会. 脉冲激光测距仪性能试验方法. GJB2241.2-2006