

地月第二拉格朗日点卫星激光测距技术研究

何芸¹, 刘祺^{1,2}, 田伟², 段会宗², 叶贤基^{2*}, 范淑华², 李语强³

(1. 华中科技大学 物理学院, 武汉 430074; 2. 中山大学 物理与天文学院, 天琴引力物理研究中心, 珠海 510275;
3. 中国科学院 云南天文台, 昆明 650011)

摘要: 介绍了月球/中继星激光测距的科学意义、研究状况和发展趋势; 研究了地月第二拉格朗日点(L2点)纯反射式激光测距技术和任务设计, 主要包含单体大孔径激光角锥反射器的设计与研制, 以及基于云南天文台1.2 m望远镜的月球/中继星激光测距系统研究。研究结果表明: 采用单脉冲能量3 J和10 ns脉宽脉冲激光器, 预期系统能接收到的单脉冲回波光电子数约为0.74, 单光子测距精度优于1 m。

关键词: 地月第二拉格朗日点; 月球激光测距; 激光反射器

中图分类号: P184.5

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2017)02-0130-08

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2017.02.005

引用格式: 何芸, 刘祺, 田伟, 等. 地月第二拉格朗日点卫星激光测距技术研究[J]. 深空探测学报, 2017, 4(2): 130-137.

Reference format: He Y, Liu Q, Tian W, et al. Study on laser ranging for satellite on the second lagrange point of Earth-Moon system [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(2): 130-137.

0 引言

月球激光测距技术是研究引力物理、月球内部结构和地球物理的重要手段。自从1969年人类首次实现月球激光测距以来, 测距精度由最初的米级提高到目前的厘米级, 相关参数的测量精度也相应提高了两个数量级。激光测月台站测距的能力在不断升级, 比如美国的Apache Point台站标准点数据达到了毫米的(随机误差)精度水平, 新台站的加入(比如将来南半球激光测月台站的加入)和新一代的月球激光反射器的研制^[1-2]将共同促进下一代毫米级精度(包含随机误差和系统误差)的月球激光测距发展。

毫米级精度的月球激光测距对引力物理的研究(包括等效原理的检验、万有引力常数随时间的变化、地月距离尺度的牛顿反平方定律的检验、后牛顿参数的测量等)具有极其重要的价值(见表1)^[3-5]。由于上述引力和相对论检验是利用地球和月球质心之间的距离进行各种物理效应的推算, 而月球激光测距测量的是月球表面(反射镜)和地球表面(测距台站)的两点间距。因此, 月球激光测距数据被用于研究地月系统动力学的同时, 也可被用于对地球和月球的非球形和粘弹性等性质的研究(包括地月系统动力学、月球内部结构、地球物理/大地测量学等)^[6-7]。

表1 下一代毫米级月球激光测距实验在引力物理方面的科学目标

Table 1 The scientific objectives in gravitational physics for the next generation of lunar laser ranging experiments with mm-level precision

项目	根据现有测距数据的引力实验精度	测距精度达到毫米级时的引力实验精度
弱等效原理检验	$\Delta\alpha/\alpha < 10^{-13}$	10^{-14}
强等效原理检验	$\eta = 4\beta - \gamma - 1 < 4 \times 10^{-4} \times 10^{-5}$	
万有引力常数的时间变化	$\dot{G}/G < 9 \times 10^{-13} \text{ yr}^{-1}$	$5 \times 10^{-14} \text{ yr}^{-1}$
反平方定律检验	$\alpha < 3 \times 10^{-11}$	10^{-12}
后牛顿参数测量	$\beta - 1 < 10^{-4}$	10^{-5}

我国探月工程“嫦娥4号”将在月球背面进行着陆探测, 并将于2018年发射一颗通信中继星。中继星将围绕地月系统的第二拉格朗日点(L2点)沿半径约为1.2万 km的晕轨道运行, 距离地球约45万 km^[8-11]。中继星将搭载大孔径空心激光反射器, 配合地面激光测距台站进行激光测距实验; 同时检验大孔径激光反射器的性能, 也为下一代月球激光反射器提供技术验证。

1 研究进展与发展趋势

卫星激光测距技术始于20世纪60年代, 1964年, 美国国家航空航天局(NASA)戈达德空间飞行中心(Goddard Space Flight Center)第一次成功对装有角

反射器的卫星Beacon Explorer B进行了激光测距。卫星激光测距的基本原理为测量激光脉冲在观测站和卫星之间的往返飞行时间,从而得到观测站和卫星之间的距离。具有对电磁干扰不敏感,测量精度高、测量速度快等优点,主要用于对卫星轨道的高精度测量。此外,还在地球动力学、大地测量学、地球物理学以及天文学方面有很多的科学研究,例如参与建立全球大地参考框架、确定地球质心和时变重力场、研究大陆板块构造运动机制等。

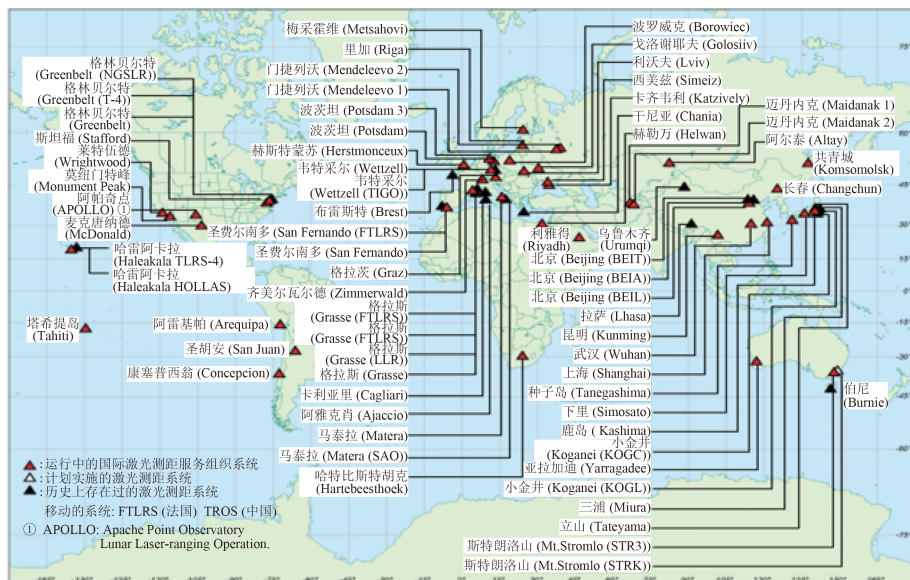
1.1 研究进展

目前,国际上共有近70个激光测距观测站。1998年9月,国际激光测距服务组织(International Laser Ranging Service, ILRS)成立,对所有观测站的观测和数据应用进行指导和协调^[12]。所有的观测数据都可通过网络共享。我国共有5个固定观测站,分别是北京、上海、武汉、昆明和长春站。此外,还有1个位于武汉的流动观测站,1个位于阿根廷的海外合作观测站,以及3个北斗专用站。

卫星激光测距技术发展50多年以来,提高测距精度和观测数据量是两大主要的目标。卫星激光测距的精度最初仅有几米。随着高能量的短脉宽激光器的发

展,目前的精度已经达到几毫米。新型固体激光器技术的不断发展,也使得测距频率从几十Hz发展到目前的kHz甚至是10 kHz,从而有效地获取了更多的观测数据。1994年,美国首先提出了针对近地卫星的高重复频率测距的SLR2000系统^[13]。1999年,奥地利Graz观测站成为国际上首个实现kHz常规观测的台站^[14]。近年来,随着各种滤波技术发展和卫星轨道预报精度的提升,白天卫星激光测距技术得到了长足的发展,使得基于激光测距的全天时卫星精密定轨和针对太阳同步轨道卫星的观测成为现实。两者相结合的白天kHz卫星激光测距成为了新的热点和趋势。2009年以来,我国的激光测距台站也先后实现了白天kHz的卫星激光测距^[14]。

目前,卫星激光测距主要的观测目标大都集中于距地400 km的低轨到3.6万 km的地球同步轨道,并采用双程激光测距技术(即记录激光脉冲的往返传输时间)。对于中低轨道卫星,反射器一般采用球形或者半球形的角锥阵列结构;对于高轨卫星,一般采用平面的角锥阵列结构。限于观测台站的观测时数,国际激光测距组织一般仅选取约50颗搭载激光反射器的飞行器进行常规的激光测距。



注: 本图下载网址为: <https://ilrs.cddis.eosdis.nasa.gov/>

图1 国际激光测距服务组织观测站分布

Fig. 1 The distribution of laser ranging stations of International Laser Ranging Service.

1.2 发展趋势

近年来,随着深空探测任务的增多,深空卫星激光测距正成为热门。对于月球或者超月球距离的空间飞行器,由于距离非常远,传统的双程激光测距技术得不到测距信号。为了解决回波光光子数极少的难题,

应答式的单程激光测距技术(即测量脉冲的单向飞行时间)正在成为普遍选择。2009年6月,NASA成功发射了月球勘测轨道飞行器(Lunar Reconnaissance Orbiter, LRO),10个激光测距站对其进行了单程激光测距,标准点数据的精度达到5~10 cm。作为S频段

测轨技术的参考和补充,激光测距将LRO的径向测轨数据精度提高到了15 cm^[16-18]。2016年3月,欧洲航天局(ESA)成功发射了Exobiology On Mars (ExoMars)火星探测器,其上搭载可进行单程激光测距的载荷^[19]。2015年4月,日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)成功发射了“隼鸟2号”(Hayabusa-2)小行星探测飞船,并且在其66万 km的近地点成功实现了单程激光测距^[20-21]。

单程激光测距技术依靠在轨道飞行器上安装的光电探测器和时间计时器,需要占用飞行器一定的资源,具有一定的技术复杂性。此外,测距精度的提高受限于测站和轨道飞行器的时间同步精度。若在超过地月的距离实现双程激光测距,深空卫星激光测距的精度有望得到显著提高。2010—2013年期间,美国阿帕奇点观测站对LRO进行了10次双程激光测距试验,但没有收到任何回波信号^[22]。原因是LRO搭载的反射器反射截面太小,仅有月面Apollo 11反射器的1/50。搭载大口径的单体激光反射器,同时提高反射截面和减小反射光发散角,是实现双程深空卫星激光测距的最优方案^[23]。

下一代激光测距台站将采用波长1 064 nm的高功率脉冲激光器取代现有的波长532 nm激光器。主要原因是:1)波长1 064 nm激光的大气穿透率比波长532 nm的激光更高;2)在其他规格相同的情况下,波长1 064 nm激光的功率比波长532 nm的激光更大。

2 激光测距任务设计

地月系统的第二拉格朗日点(L2点)与地球的平均距离约为45万 km,距月背的距离小于8万 km。我国探月工程中的“嫦娥4号”的中继星将围绕L2点运行,其轨道为半径约1.2万 km的晕轨道,如图2所示。针对月球中继星,本节介绍了对其进行激光测距的设计方案。

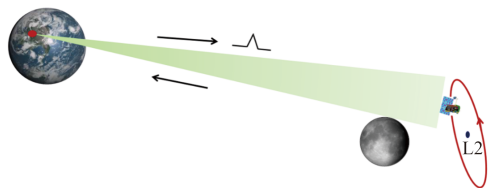


图2 地月第二拉格朗日点卫星激光测距方案示意图

Fig. 2 The schematic diagram of laser ranging for satellite on the second Lagrange point of Earth-Moon system

中继星激光测距的基本原理是通过精确测定激光脉冲从地面观测站到中继星激光反射器间的往返时间间隔(用 Δt 表示),从而算出地面观测站至目标的距离(用 R 表示), R 和 Δt 的关系式为: $R=c \cdot \Delta t/2$,其中 c 为光速。

激光测距方程如公式(1)所示

$$Ne = \frac{E_0 \cdot T_e \cdot T_r \cdot T_a^2 \cdot A_r \cdot A_s \cdot \rho_t \cdot QE \cdot \alpha}{h \cdot \nu \cdot \pi^2 \cdot (R \cdot Div/2)^2 \cdot (R \cdot Div1/2)^2} \quad (1)$$

其中: Ne 为单脉冲回波光电子数; E_0 为激光单脉冲能量; T_e 为发射系统的光学效率; T_r 为接收系统的光学效率; T_a 为大气透过率; A_s 为目标反射面积; A_r 为接收望远镜有效面积; ρ_t 为目标反射率; QE 为探测器量子效率; α 为衰减系数; R 为距离; Div 为激光发散角; $Div1$ 为(角反射器)反射光束发散角; h 为普朗克常数; ν 为激光频率。

月球激光测距的距离约为38万 km,根据式(1),测距回波光电子数目与距离的4次方成反比关系,可接收到的光子数目非常有限,通常达到单光子甚至亚单光子量级。对于对地球的距离,中继星比月球远约8万 km,实现激光测距的难度更大。为了进一步增加回波光电子数目,我们将从地面激光测距系统和中继星反射镜两方面的设计考虑。任务将从以下两个方面提出解决方案:1)提高激光反射器的反射性能——在中继星载荷重量要求的范围内设计反射面积尽量大、反射光发散角尽量小的激光反射器;2)采用高功率激光发射和大口径望远镜接收——利用云南天文台现有1.2 m望远镜系统和10 ns脉宽的高功率脉冲激光器(单脉冲能量为3 J)。

2.1 激光反射器

2.1.1 激光反射器选型

现有的月球激光测距实验都是利用美国和前苏联20世纪70年代初放置于月球表面上的反射装置。目前月球上共有5个反射器,它们分别是美国“阿波罗登月计划”过程中安装的“Apollo 11号”“Apollo 14号”和“Apollo 15号”号反射器,以及安装在前苏联月球车“Lunakhod 1号”和“Lunakhod 2号”上的法国制造的反射器^[24]。这些反射器经过近半个世纪的使用,反射性能已经大大降低(Apollo系列下降了10倍左右,而Lunakhod系列退化得更加严重^[25])。各个反射器的主要参数见表2,其中Apollo 15反射器因为反射面积最大而贡献了最多的月球激光测距数据,占月球激光测距数据总量的77.3%^[2]。

表2 月球上现有的反射器参数一览

Table 2 The corner cube retroreflectors on the Moon

名称	安装时间	CCR孔径 /cm	CCR数目	阵列面积 /cm ²	贡献数据量% (1970—2009)
A-11	1969.07	3.8	100	46 × 46	10
A-14	1971.02	3.8	100	46 × 46	9.8
A-15	1971.07	3.8	300	104 × 61	77.3
L-1	1970.11	11	14	双排	0.1
L-2	1973.01	11	14	双排	2.8

随着纳秒级高功率脉冲激光技术的成熟发展，国际上的月球激光测距台站利用重复测量的手段已经把测距的统计误差降低到毫米水平。但是由于月球天平动效应的影响，月球上现有反射器的角锥反射镜阵列结构将会使激光脉冲发生展宽，导致15~45 mm的测距不确定度^[5]，是目前限制月球激光测距精度进一步提高的瓶颈。因此，新一代月球激光反射器将采用具有单一光学反射中心的单体大孔径角锥反射镜设计。

中继星搭载的激光反射器将采用单体170 mm孔径的设计方案，并且选用空心的反射镜结构（见图 3）。这个设计方案有以下4点优势：①相比同孔径大小的实体激光反射器，其重量仅为实体结构的一半；②入射光在3个反射面通过反射膜反射，而非实体结构则在镜体介质内部进行折射。因此，环境温度的涨落导致的镜体形变和介质折射率变化对光束传播路径（光程）的影响更小^[26]；③单体结构消除了阵列结构（具有多个反射点）的测距不确定度^[1-2, 5]；④根据衍射理论，较大的孔径将使反射光束的发散角更小，反射到地面的激光光斑能量更加集中，有利于提高接收的回波光子数目^[27]。

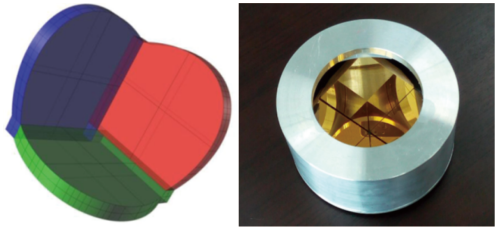


图 3 单体空心激光反射器原理图（左）和实物原型图（右）
Fig. 3 The schematic diagram (left) and prototype (right) of single and hollow laser retroreflector

2.1.2 激光反射器技术参数

为使地面台站得到足够的回波光子数目，需要使中继星激光反射器与月球上最大的Apollo 15反射器有接近等效的反射性能。根据公式（2）的估算，170 mm孔径的反射器可以满足这个要求。选取了反射率为0.6的中空反射器（理想Apollo 15反射器为0.9），原因为：与中空反射器相比，阵列反射器的角锥数目虽然较多，但是由于大孔径反射器具有较小光束发散角的优势，其综合结果是单一170 mm角锥反射器的反射效率等同于具有300个38 mm角锥阵列的Apollo 15反射器。

$$\frac{I_{\text{Apollo15}}}{I_{170\text{ mm}}} = \frac{300}{1} \cdot \left(\frac{3.8}{17}\right)^2 \cdot \left(\frac{3.8}{17}\right)^2 \cdot \frac{0.9}{0.6} = 1.12 \quad (2)$$

中继星激光反射器的具体参数如表 3所示。镜体的材料为3片来自康宁公司的极低热膨胀玻璃（ULE 7972），其热膨胀系数优于 $1 \times 10^{-7}/\text{K}$ ，采用碱性催化粘

结技术将3片玻璃粘接在一起（Hydroxide Catalysis Bonding）^[28-29]。

表 3 激光反射器技术参数

Table 3 Technical specifications of corner-cube retroreflector		
设备	项目	参数
激光反射镜	有效孔径	Φ170 mm
	镜体重量	≤ 1.6 kg
	二面角	<0.6"
	发散角	≤ 2"
	材料	Corning ULE 7972
	反射中心波长	532 nm
反射器整体	载荷质量	≤ 3.5 kg
	总体反射率	>0.6

2.1.3 激光反射器二面角精度

反射器的发散角可用以下公式计算： $\theta = 3.26n\delta$ 。其中 n 为折射率，对于空心反射镜可取1。若要使激光反射器的反射光束发散角小于2"，则其二面角相对90°的允许偏差 δ 为0.6"。如图 4所示，我们计算二面角偏差为0.6"时的夫琅和费远场衍射图案，从而定量评估地面激光测距台站可以接收到的相对光强。

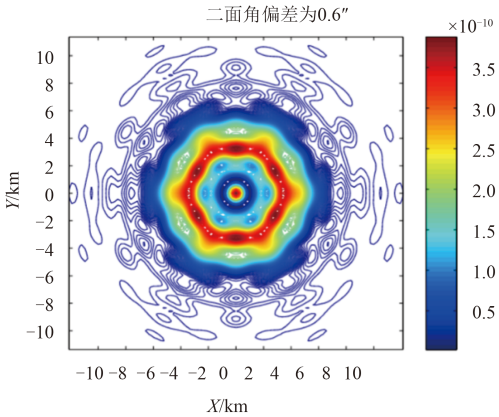


图 4 3个二面角相对90°偏差均为0.6"的远场衍射图案
Fig. 4 The far field diffraction pattern of the CCR retroreflector for dihedral angle offsets of 0.6 arc-second

我们计算了不同二面角时的地面回波相对强度（见表 4），并以二面角偏差为0.6"情形下的云南天文台的强度做归一化。当二面角较小时，由于远场衍射接近艾里斑，光行差效应导致台站在衍射光斑的能量中心外。随着3个二面角同时增大，远场衍射光斑开始扩大，大部分光强集中于由6个衍射分量组成的环状带上。当二面角偏差为0.3"时，台站可接收到的光强最大。二面角偏差为0.6"时，测距回波强度是最优情况（二面角偏差0.3"）的大约1/4；二面角偏差为0.8"时，远场衍射光强相比0.6"时下降2个数量级；如果二面角补偿超过0.8"，完全无法得到测距回波信号。

表 4 不同二面角偏差时远场衍射光斑在台站位置的相对强度

Table 4 The variation of relative intensity of far field diffraction pattern at ranging station with different offsets of dihedral angle

二面角偏差/ (°)	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8
昆明 (26° N)	2.04	3.60	4.52	4.00	2.49	1.00	0.20	0.02

2.2 地面月球/中继星激光测距台站

2.2.1 测距系统设计

地面台站主要包括望远镜、激光器、跟踪控制系统、激光发射系统、回波接收系统、时间频率系统、测距控制系统、目标成像系统、环境监测系统、中继

星激光测距软件系统等，测距系统示意图如图 5 所示。通过各分系统协调工作，最终完成中继星的精密跟踪、精确指向，激光发射、回波探测等任务。

中继星激光测距系统将基于云南天文台 1.2 m 口径望远镜来设计，主要光路如图 6 所示，表 5 给出了激光测距系统的主要参数选取情况。云南天文台 1.2 m 口径的望远镜经过改造（重新镀膜），系统光路的效率得到了显著的提高，是进行中继星激光测距的理想选择。此外，将选用脉冲宽度为 10 ns，单脉冲能量为 3 J 的 532 nm 波长脉冲激光器，确保首先取得米级精度的中继星激光测距数据。然后，再将脉冲激光升级为脉

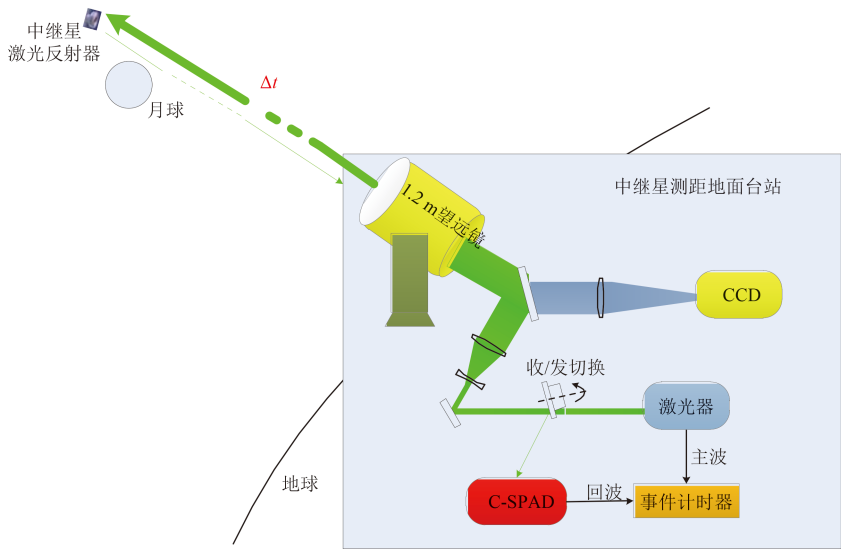


图 5 中继星激光测距系统示意图

Fig. 5 The schematic diagram of laser ranging mission for relay satellite

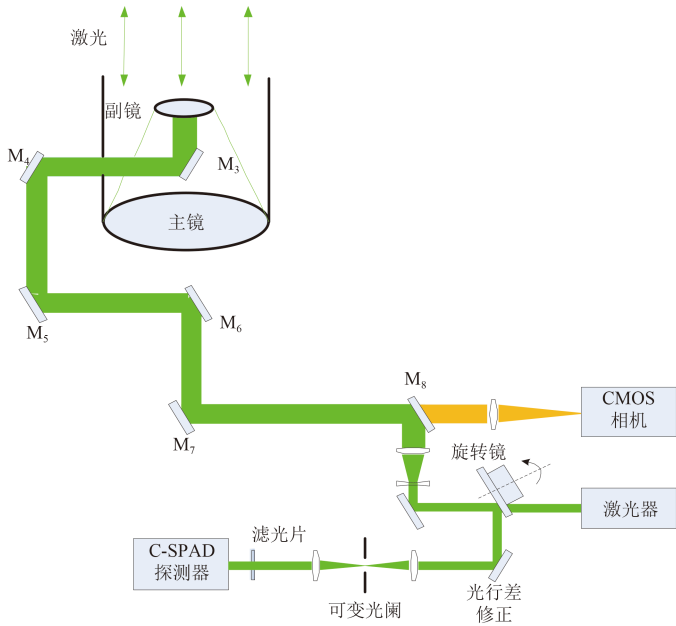


图 6 1.2 m 望远镜中继星激光测距系统光路图

Fig. 6 The optical path of relay satellite laser ranging system based on 1.2 m aperture telescope

宽小于100 ps的激光器（脉冲能量减少为100 mJ），用它进行月球与中继星激光测距，目标是使测距数据达到毫米精度。这些技术参数的具体分析详见2.3.2节。

表 5 激光测距系统主要参数

Table 5 The major parameters of laser ranging system	
项目	参数
激光器单脉冲能量	3 J@532 nm
激光脉冲宽度	10 ns
激光重复频率	10 Hz
望远镜口径	1.2 m
望远镜指向精度	优于1"
系统光路	共光路系统
探测器量子效率	60%@532 nm
出射光发散角	2"

2.2.2 系统激光测距能力分析

根据激光测距方程可以计算激光反射器发散角为2"时的激光测距回波光子数目，并与国际上已实现月球激光测距的台站的测距回波光子数进行了对比，结果见表 6。

表 6 不同测站对Apollo 15进行月球激光测距与云南天文台对
中继星激光测距的回波光子数对比

Table 6 Comparison of received photons between lunar laser ranging to Apollo 15 by other ranging stations in the world and relay satellite laser ranging by Yunnan ranging station.					
目标	Apollo 15				中继星
台站	McDonald	Grasse	Apollo	云南天文台	云南天文台
激光单脉冲能量 E_0/J	1.5	0.25	0.115	3	3
接收口径 D/m	0.75	1.5	3.5	1.06	1.06
激光发散角 $div/ (^{\circ})$	3	2	1	2	2
角反射器发散角 $div_l/ (^{\circ})$	8	8	8	8	2
发射系统的光学效率 T_e	0.53	0.45	0.6	0.4	0.4
接收系统的光学效率 T_r	0.38	0.22	0.4	0.2	0.2
大气透过率 T_a	0.6	0.6	0.6	0.6	0.6
目标反射率 ρ_t	0.9	0.9	0.9	0.9	0.6
目标反射面积 A_s/m^2	0.34	0.34	0.34	0.34	0.022 7
距离 $R (\times 10^4 km)$	38.4	38.4	38.4	38.4	45.0
激光重复频率 $Freq/Hz$	10	10	20	10	10
衰减系数 α	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
探测器量子效率 $QE/ (%)$	30	20	30	60	60
单脉冲回波光电子数 N_e	0.28	0.14	4.95	1.98	0.74
成功探测概率 $Pe/ (%)$	24	13	99	86	52
每秒钟探测器触发次数	2.4	1.3	19.8	8.6	5.2

利用云南天文台改造后建成的1.2 m望远镜月球/中继星激光测距系统对中继星进行测距时，经探测器接收转换后的平均光电子数仅有0.74，不考虑噪声情况下探测器被触发的概率为52%，每秒钟探测器被信号触发的次数为5.2，高于Grasse与McDonald测站的月球

激光测距回波强度。

2.2.3 测距误差分析

激光测距的误差来源包括系统误差和随机误差，如表 7所示。随机误差可以利用重复测量（积累更多数据）进一步降低；但是系统误差无法利用统计方法消减，而必须依靠更准确的（误差）模型进行修正。

表 7 中继星激光测距误差表

Table 7 Error budget of laser ranging to relay satellite		
项目	误差源	误差值/mm
随机误差内符合精度（优于1 m）	大气湍流带来的误差	亚毫米量级，可忽略
	计时设备的测时误差	1
	C-SPAD引起的误差	3
	主波探测器引起的误差	75
	激光脉冲宽度带来的误差	750
	总的随机误差	约754
系统误差（可标校）	光电时延所带来的误差	2
	大气延时误差	3~10

误差主要来源于主波探测器以及激光器脉宽。系统接收单个光子的总随机误差为754 mm，因此，系统内符合精度优于1 m。系统误差可通过地靶测量获得激光测距系统的精确延迟，地面靶常规标校误差约为2 mm。在激光测距领域中，普遍采用Marini-Murray于1973年提供的大气延迟修正模型，对于中继星处于仰角20°以上时由该模型的修正所带来的系统误差为3~10 mm^[30]。

4 结束语

月球/深空卫星激光测距技术是进行基础物理学和地月系统研究的重要工具，目前我国还没有月球和深空探测器激光测距的成功先例。开展地月L2点激光测距研究，其成果不仅可以在空间环境下检验下一代“单体大孔径”月球激光反射器的性能与技术成熟度，同时带动我国地面激光测距台站的升级和测距能力的进一步发展。下一代月球激光测距将利用高功率高重频的先进脉冲激光器，配合单体大孔径角锥反射器，将激光测距精度提高至少一个数量级。我国科学家应当把握国家月球探测快速发展的契机，尽快将相关工作推进到国际先进水平，未来能在月球/深空卫星激光测距研究领域发挥相应的国际影响力。

参 考 文 献

[1] Currie D, Dell’Agnello S, Monache G. A lunar laser ranging retroreflector array for the 21st century [J]. Acta Astronautica, 2011, 68: 667-680.

[2] Turyshev S, Williams J, Folkner W, et al. Corner-cube retro-reflector instrument for advanced lunar laser ranging [J]. Experimental Astronomy, 2013, 36: 105-135.

- [3] Dickey J, Bender P, Faller J, et al. Lunar laser ranging: a continuing legacy of the Apollo program [J]. *Science*, 1994, 265: 482-490.
 - [4] Murphy T, Adelberger E, Strasburg J, et al. Testing gravity via next-generation lunar laser-ranging [J]. *Nuclear Physics B(Proceedings Supplements)*, 2004, 134: 155-162.
 - [5] Murphy T. Lunar laser ranging: the millimeter challenge [J]. *Reports on Progress in Physics*, 2013, 76, 076901.
 - [6] Williams J, Boggs D, Yoder C, et al. Lunar rotational dissipation in solid body and molten core [J]. *Journal of Geophysics Research*, 2001, 106: 27933-68.
 - [7] Khan A, Mosegaard K, Williams J, et al. Does the Moon possess a molten core? probing the deep lunar interior using results from LLR and Lunar Prospector [J]. *Journal of Geophysics Research*, 2004, 109, E09007.
 - [8] 于登云, 吴学英, 吴伟仁. 我国探月工程技术发展综述[J]. *深空探测学报*, 2016, 3(4): 307-314.
Yu D Y, Wu X Y, Wu W R. Review of technology development for Chinese Lunar Exploration Program [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(4): 307-314.
 - [9] 叶培建, 于登云, 孙泽洲, 等. 中国月球探测器的成就与展望[J]. *深空探测学报*, 2016, 3(4): 323-333.
Ye P J, Yu D Y, Sun Z Z, et al. Achievements and prospect of Chinese lunar probes [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(4): 323-333.
 - [10] 吴伟仁, 崔平远, 乔栋, 等. 嫦娥二号日地拉格朗日L2点探测轨道设计与实施[J]. *科学通报*, 2012, 21: 1987-1991.
Wu W R, Cui P Y, Qiao D, et al. Design and performance of exploring trajectory to Sun-Earth L2 point for Chang'E-2 mission [J]. *Chinese Science Bulletin*, 2012, 21: 1987-1991.
 - [11] 吴伟仁, 罗辉, 湛明, 等. 面向日地拉格朗日L2点探测的深空要测数传系统设计与试验[J]. *系统工程与电子技术*, 2012, 34(12): 2559-2563.
Wu W R, Luo H, Chen M, et al. Design and experiment of deep space telemetry and data transmission system in Libration points 2 exploring [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2012, 34(12): 2559-2563.
 - [12] Gurtner W, Noomen R, Pearlman M. The International laser ranging service: current status and future developments [J]. *Advances in Research*, 2005, 36: 327-332.
 - [13] John D. SLR2000 Project: engineering overview and status [C]//The 11th International Workshop on Laser Ranging. Deggendorf, Germany: [s.n.], 1998.
 - [14] Kirchner G, Koidl F. Graz kHz SLR system: design, experiences and results [C]// The 14th International Workshop on Laser Ranging. Ferondo, Spain: [s.n.], 2004.
 - [15] Zhang Z, Zhang H, Meng W, et al. Chinese SLR network and its contributions to the sub-network of GGOS in China [C]//EGU General Assembly Conference. Vienna, Austria: EGU, 2015.
 - [16] Chin G, Brylow S, Foote M, et al. Lunar Reconnaissance Orbiter overview: the instrument suite and mission [J]. *Space Science Reviews*, 2007, 129: 391-419.
 - [17] Bauer S, Hussmann H, Oberst J, et al. Demonstration of orbit determination for the Lunar Reconnaissance Orbiter using one-way laser ranging data [J]. *Planetary and Space Science*, 2016, 129: 32-46.
 - [18] Mao D, McGarry J, Mazarico E, et al. The laser ranging experiment of the Lunar Reconnaissance Orbiter: Five years of operations and data analysis [J]. *Icarus*, 2017, 283: 55-69.
 - [19] Dell'Agnello S, Monache G, Porcelli L, et al. INRRI-EDM/2016: the first laser retroreflector on the surface of Mars [J]. *Advances in Space Research*, 2017, 59(2): 645-655.
 - [20] Mizuno T, Kase T, Shiina T, et al. Development of the Laser Altimeter(LIDAR) for Hayabusa2 [J]. *Space Science Review*, 2016, 1-15, doi: 10.1007/s11214-015-0231-2.
 - [21] Noda H, Kunimori H, Mizuno T, et al. Laser link experiment between Hayabusa2 laser altimeter and SLR stations [C]//The 20th International Workshop on Laser Ranging. Potsdam, Germany: [s.n.], 2016.
 - [22] Murphy T, Adelberger E, Battat J, et al. APOLLO performance and data quality [C]//Proceedings of the 19th International Workshop on Laser Ranging. Annapolis, Maryland: [s.n.], 2014.
 - [23] He Y, Liu Q, Duan H, et al. A 170 mm hollow corner cube retro-reflector on Chang'e 4 lunar relay satellite [C]//The 20th International Workshop on Laser Ranging. Potsdam, Germany: [s.n.], 2016.
 - [24] Faller J, Alley C, Bender P, et al. Laser ranging retroreflector [R]. USA: Apollo 15: Preliminary Science Report, 1971.
 - [25] Murphy T, Adelberger E, Battat J, et al. Long-term degradation of optical devices on the Moon [J]. *Icarus*, 2010, 208: 31-35.
 - [26] Araki H, Kashima S, Noda H, et al. Thermo-optical simulation and experiment for the assessment of single, hollow, and large aperture retroreflector for lunar laser ranging [J]. *Earth, Planets and Space*, 2016, 68(101): 1-12.
 - [27] Otsubo T, Kunimori H, Noda H, et al. Simulation of optical response of retroreflectors for future lunar laser ranging [J]. *Advances in Space Research*, 2010, 45: 733-740.
 - [28] Preston A, Merkowitz S. Comparison of fabrication techniques for hollow retroreflectors [J]. *Optical Engineering*, 2014, 53(6), 065107: 1-7.
 - [29] Preston A, Merkowitz S. Next-generation hollow retroreflectors for lunar laser ranging [J]. *Applied Optics*, 2013, 52(36): 8676-8684.
 - [30] Marini J, Murray C. Correction of laser range tracking data for atmospheric refraction at elevations above 10 degrees [R]. USA: NASA Technical Memorandum, NASA-TM-X-70555, 1973.
- 作者简介:
何芸(1987-), 男, 博士后, 主要研究方向: 激光测距。
 通信地址: 湖北省武汉市珞瑜路1037号华中科技大学物理学院(430074)
 电话: (027)87542391
 E-mail: heyun2008@hust.edu.cn
刘祺(1981-), 男, 副研究员, 主要研究方向: 精密扭秤。
 通信地址: 广东省珠海市香洲区中山大学物理与天文学院(510275)
 电话: (0756)3668092
 E-mail: Louis_liuqi@hust.edu.cn
叶贤基(1965-), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 精密测量物理。
 通信地址: 广东省珠海市香洲区中山大学物理与天文学院(510275)
 电话: (0756)3668092
 E-mail: yexianji@mail.sysu.edu.cn

Study on Laser Ranging for Satellite on the Second Lagrange Point of Earth-Moon System

He Yun¹, Liu Qi^{1,2}, Tian Wei², Duan Huizong², Yeh Hsienchi^{2*}, Fan Shuhua², Li Yuqiang³

(1. School of Physics, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;

2. Tianqin Research Center for Gravitational Physics, School of Physics and Astronomy, Sun Yat-Sen University, Zhuhai 510275, China;

3. Yunnan Observatory, Chinese Academy of Science, Kunming 650011, China)

Abstract: The background and scientific goals of lunar/relay-satellite laser ranging is introduced. The current status and development trends of laser ranging is presented. The mission design is discussed, mainly including the manufacture of a single 170-mm-aperture Corner-Cube Retroreflector (CCR) a the laser ranging system based on a 1.2-m telescope installed at the Kunming station of Yunnan Observatory. A pulse laser with pulse width of 10ns and pulse energy of 3 J is used. The received photon number of 0.74 is expected, and the ranging precision is better than 1 meter.

Key words: second Lagrange point of Earth-Moon; lunar laser ranging; laser retroreflector

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：朱鲁青]