

“天都一号”环月卫星双向激光测距技术实现方法

陈晓^{1,2}, 方振¹, 翟东升³, 李海洋^{1,2}, 程志恩⁴, 崔伟^{1,2}, 韩西达⁵, 金洁¹

(1. 深空探测实验室 总体技术研究院, 合肥 230031; 2. 上海卫星工程研究所, 上海 201100; 3. 中国科学院 云南天文台, 昆明 650216;
4. 中国科学院 上海天文台, 上海 200030; 5. 中山大学 天琴中心, 珠海 519082)

摘要: 针对“天都一号”通导技术试验星双向激光测距技术成功率受多重因素制约并且缺乏系统性任务规划策略的问题, 提出一种融合时间窗口优化与关键参数调控的系统性解决方案。通过建立激光测距时间窗口模型, 分析最佳观测时段, 结合光行差、测距距离、大气衰减等因素建立数学模型并进行数值仿真, 定量分析了各因素对成功率的影响机制。结果表明: 卫星光行差是主导因素, 优化后可提升成功率超3倍, 尤其是在卫星高度角大于30°、近地位置观测及优良天气条件可显著提升回波率。基于仿真结果, 进一步提出适用于“鹊桥”卫星任务规划中的观测窗口优选策略, 为提高成功率环月激光测距提供了一种通用策略。

关键词: 环月卫星激光测距; 激光测距系统; 激光测距时间窗口; 激光测距成功率

中图分类号: P129

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)06-0619-10

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20240074

引用格式: 陈晓, 方振, 翟东升, 等. “天都一号”环月卫星双向激光测距技术实现方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(6): 619-628.

Reference format: CHEN X, FANG Z, ZHAI D S, et al. Implementation approach of bidirectional laser ranging technology for “Tiandu-1” circumlunar satellite[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(6): 619-628.

引言

环月卫星双向激光测距技术在月球激光测距(Lunar Laser Ranging, LLR)的基础上发展而来。LLR单次测量精度可达到毫米量级, 是目前最精确的地月距离测量手段^[1-3]。国际上开展了多项地月激光测距计划^[4], 2008年, 月球与行星科学大会上, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)科学任务部(Science Mission Directorate, SMD)宣布将联合国际伙伴建设月表网络(International Lunar Network, ILN)^[5]。其中LLR被确定为ILN节点的关键功能, 旨在提升地月激光测距精度, 并加强对月球内部结构与引力物理的探测能力^[6]。Weber等^[7]提出月球地球物理网络(Lunar Geophysical Network, LGN)计划搭载新一代激光角反射器(New Lunar Geophysical Network, NGLR), 旨在扩展现有角反射器阵列的覆盖范围, 为载人或无人飞行器前往月球及其邻近空间提供高精度的导航支持^[7]。在“阿尔忒弥斯”(Artemis)计划框架下, NASA通过商业“月球有效载荷服务”(Commercial Lunar Payload Services, CLPS)项目部署了多台激光角反射器^[8]。这些反射器

将长期监测月球轨道、自转与潮汐, 提高对潮汐勒夫数等参数的测定精度, 并支持地月尺度下的等效原理、引力常数等基础物理实验^[9]。

双向激光测距技术在环月卫星上的应用, 主要用于提高月球探测任务的轨道精度, 支持月球重力场测量以及月球物理学的研究等。卫星激光测距(Satellite Laser Ranging, SLR)作为当前精度最高的跟踪技术之一, 测距精度可达毫米级, 其绝对精度在最优的情况下可达1 cm^[10]。SLR不仅能作为独立的观测手段完成卫星定轨, 还能用于检验其它定轨方法的精度^[11]。在地月距离尺度下, 双向激光测距的回波光子数仅为亚单光子量级。与月面激光测距相比, 环月卫星双向激光测距的技术实现面临更大挑战。其难点主要源于两方面: 受限于卫星平台的载荷能力, 环月卫星搭载的角反射器有效反射面积显著减小, 导致激光回波信号强度大幅降低; 月面角反射器通过几十年观测数据的积累已实现高精度轨道预报, 而环月卫星的轨道预报精度目前仍停留在百米至千米量级, 这直接影响了激光测距的指向精度。为应对上述技术挑战, 在实施环月卫星激光测距前需提前1~2 d开展目标卫星的轨道

收稿日期: 2024-09-02 修回日期: 2025-10-07

基金项目: 国家自然科学基金(62394355); 上海市科技计划项目(21XD1423700); 深空探测实验室前沿科研计划(2023-QYKYJH-GCXD-001)

测控与定轨,并且对望远镜的搜索与跟踪能力提出了更高的要求。

对于月球及更远的区域,传统双向激光测距难以获得足够的有效回波信号,因此单向激光测距技术成为有效的补充。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LRO进行了单程激光测距,标准点数据的精度达到了 $5\sim 10\text{ cm}^{[12]}$ 。随后,该技术在“火星生命探测计划”(ExoMars)和日本“隼鸟二号”(Hayabusa 2)小行星探测任务中得以应用^[13-14]。单向激光测距技术虽受限于系统的复杂性和星站时间同步精度,但为深空轨道器定位提供了有效手段。相比于单向激光测距技术,双向激光测距技术精度更高。为实现月球及更远区域的双向激光测距,地面站设备及角反射器都实现了进一步突破。2018年9月4日,法国格拉斯观测站在两次为时6 min的LRO双向激光测距试验中成功接收到67个有效回波信号。随后,在2019年8月23日—24日的两次测距试验,也记录到了清晰的回波信号,单程测距精度 $2.5\pm 0.54\text{ cm}^{[15]}$ 。

目前,对于环月卫星双向激光测距技术的研究多集中于地面系统或角反射器的独立优化。文献^[16]针对地月系统L2点纯反射式激光测距技术及任务展开研究,并结合云南天文台1.2 m望远镜激光测距系统的参数与特性,给出了该系统预期可接收到的单脉冲回波光子数。文献^[17]模拟了一条晕轨道(Halo)并评估了预报精度和噪声对回波光子数和测距成功率的影响。在环月卫星双向激光测距中,受到背景噪声等试验条件的影响,所以有必要对特定任务轨道的时间窗口进行模拟,并进而通过光行差、测距距离、大气衰减等多因素耦合对测距成功率的耦合效应分析实现窗口优选。本文对采用环月大椭圆冻结轨道的“天都一号”通导技术试验星双向激光测距试验开展成功率和可行性分析计算,为后续“鹊桥”星座的激光测距任务规划提供直接参考和理论依据。

1 环月卫星测距时间窗口

1.1 环月双向激光测距实现途径

环月卫星双向激光测距系统是实现地月空间高精度测量的关键技术,该系统主要由测控站、地面激光站、卫星平台及激光角反射器4部分协同工作。试验前,测控站通过定位技术确定卫星的位置,将相应的卫星轨道预报信息传递给激光站,并向卫星发送相关指令。试验时,卫星接收指令后调整姿态以准确指向地面激光站,随后激光站根据轨道预报信息调整望远

镜指向、发射激光并进行搜索,瞄准的激光束击中角反射器后返回激光站,激光站接收回波脉冲并记录激光往返时间。试验后,激光站对原始数据进行信号提取并生成标准点数据,结构框图如图1所示。

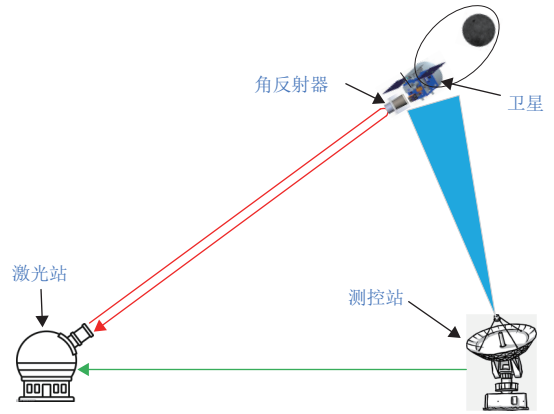


图1 激光测距系统框图

Fig. 1 Block diagram of laser ranging system

地面激光站是实现成功测距的关键,其设备主要包括望远镜及跟踪控制系统、激光器、发射与接收光路、单光子探测器、数据采集与处理系统等^[18]。环月激光测距面临回波信号极其微弱的挑战,对系统的指向精度、跟踪能力及信号识别能力提出了极高的要求。目前,如云南天文台等(图2)台站的望远镜指向精度已达 $1''$ 量级。地月距离激光测距信号噪声所占比例极高,需使用滤波方法提高信噪比。首先利用空间滤波、光谱滤波、时间滤波等物理滤波方法滤除大部分显著的噪声,继而采用基于Poisson概率分布的统计滤波方法对有效回波信号进行识别。

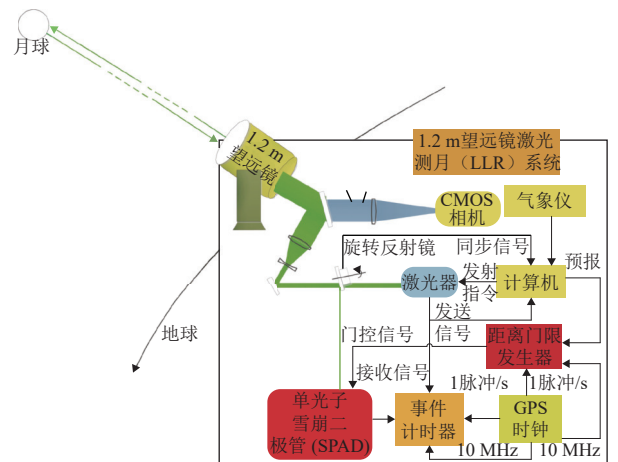


图2 云南天文台1.2 m望远镜激光测距设备^[18]

Fig. 2 Laser ranging system for 1.2 m telescope of Yunnan Observatory^[18]

激光器是激光站最重要的设备之一,由于环月卫星激光测距回波信号弱,通常采用大功率激光器。新

月和满月期间,在红外波段进行LLR可将回波率提高8倍,从而改善了在一个朔望月内的LLR观测时间均匀性^[15]。激光在红外波段有较好的大气传输效应,在晴朗的大气中,20°仰角时大气透过率提高1.9倍,40°仰角时提高1.32倍^[19]。由于大气透过率和散射效应,当卫星观测仰角大于30°时,太阳背景光噪声在1 064 nm处比在532 nm处大大减小,从而提高了卫星测距的信噪比,改善了激光站对于环月卫星的测距能力。目前全球具备环月卫星激光探测能力的测站使用的激光器主要参数如表1所示^[20]。

表1 各激光台站的激光器主要参数

Table 1 Key parameters of lasers at each laser station

观测站	激光能量/mJ	激光重频/Hz	激光脉宽/ps	波长/nm
McDonald	1 200	10	2 000	532
Apache Point	115	20	90	532
Grasse	300	10	250	532/1 064
Matera	100	10	50	532
Wetzell	180	10	80	1 064
云南天文台	300	100	80 000	1 064
天琴台站	300	100	80	1 064

早期LLR受到激光发射技术和探测能力的限制,为提高观测成功率,在月面放置的角反射器都采用由多个小角反射器组成的大面积反射器阵列^[3,21]。无法判断回波光具体由角反射器阵列的哪块角反射器反射,由此带来了24~75 mm的测距不确定性^[22]。为实现毫米级甚至更高的测距精度,新一代技术趋向于采用单体大孔径角反射器。将口径增大至100~200 mm,可有效压缩反射光束的发散角,从而在减小反射器物理尺寸的前提下,获得与大型阵列相当甚至更优的回波光光子数,是未来的发展方向^[23-26]。

1.2 试验条件

卫星激光测距的可观测时间段需满足以下约束条件:角反射器作为反射器的核心器件,在轨工作期间可能受到阳光的照射,导致顶面和尖端产生温差,从而影响角反射器的反射性能,使激光回波率下降。因此,在角反射器工作期间,应避免其受到阳光直射,考虑到一般有遮光罩存在,计算中取太阳光线与角反射器轴向夹角大于40°;太阳高度角需在0°以下,即激光站应在晴朗无云的夜晚开展观测,考虑到大气折射等因素的影响,计算中取太阳高度角小于-5°;卫星的观测仰角较低时,激光在大气的传播路径更长,导致受大气折射、散射、衰减等环境因素影响较大,不利于获得有效的回波数据,计算中取卫星观测仰角大于30°;环月卫星激光测距一般使用地平式望远镜,由于

跟踪架传动装置的动态滞后,在天顶附近存在跟踪盲区,无法进行高精度跟踪,高仰角时指向误差可能增加到几十角秒,因此在计算时取卫星观测仰角小于70°^[27];满月附近的月球背景噪声最强,不利于提取回波信号,在每个月球相位周期内,可观测时间段为下弦月-新月-上弦月。目前,激光台站已可实现满月时段的激光测月试验。因此,月相条件可适当放宽要求,计算取地球-月球-太阳夹角大于40°,具体要求根据实际在轨情况评估;环月大椭圆冻结轨道的卫星所在的惯性系不变,当卫星和地球分别在月球两侧时存在遮挡,需考虑月球遮挡问题;每晚观测时间需大于1 h,以满足激光测距回波信号的积累;观测时间需避开雨季。

1.3 时间窗口仿真计算

本文对运行在环月大椭圆冻结轨道的卫星开展仿真分析,初始轨道参数如表2所示,参考坐标系为月心J2000惯性系。

表2 卫星初始轨道

Table 2 Satellite initial track

坐标系	Moon J2000
时刻/UTCG	2026/01/01 08:00:00
半长轴/km	10 608
偏心率	0.7
轨道倾角/(°)	114
升交点赤经/(°)	106
近心点幅角/(°)	116
真近点角/(°)	230

以云南天文台为例,综合以上约束条件仿真分析开展卫星激光测距试验的观测窗口。由于昆明5—10月为雨季,优选观测时间一般应选择在11月—次年4月,全年理想可观测月份占比仅为1/2。表3给出了2026年1—2月的观测时间。受到月相的影响,满月附近的月球背景噪声最强,不利于提取回波信号,在每个月球相位周期内,可观测时间段为下弦月-新月-上弦月,因此窗口集中在农历每月初十和廿六附近。对于表2给出的环月卫星轨道,

仿真结果如表3所示,其中单次窗口最长6.7 h,最短1 h。长窗口利于信号积累,但窗口持续时间内观测仰角和大气条件变化明显。其中1月7日、1月8日、1月29日和2月27日窗口均因卫星观测仰角过高产生截断,因此选择上述几个窗口开展测距时需考虑观测仰角对望远镜跟踪精度的影响,以及可能导致的观测数据精度降低的问题。在进行任务规划时,优先选择时间长且连续的窗口。

表3 2026年1—2月观测窗口仿真情况

Table 3 Simulations of observation windows simulation for January - February 2026

窗口编号	开始时刻 (BJT)	结束时刻 (BJT)	阴历日	观测时长/h
1	1/7 0:03	1/7 3:20	19	3.283
2	1/7 5:19	1/7 7:35	19	2.267
3	1/8 1:01	1/8 4:47	20	3.767
4	1/8 5:18	1/8 7:35	20	2.283
5	1/9 1:58	1/9 7:35	21	5.617
6	1/10 2:56	1/10 7:35	22	4.650
7	1/11 3:57	1/11 7:35	23	3.633
8	1/12 5:01	1/12 7:35	24	2.567
9	1/13 6:09	1/13 7:35	25	1.433
10	1/23 19:07	1/23 20:40	5	1.550
11	1/24 19:08	1/24 21:40	6	2.533
12	1/25 19:26	1/25 22:39	7	3.217
13	1/26 20:35	1/26 23:40	8	3.083
14	1/27 21:38	1/28 0:42	9	3.067
15	1/28 22:41	1/29 1:47	10	3.100
16	1/29 19:11	1/29 20:39	11	1.467
17	1/29 23:44	1/30 2:51	11	3.117
18	2/6 0:48	2/6 7:29	19	6.683
19	2/7 1:49	2/7 7:29	20	5.667
20	2/8 2:53	2/8 7:28	21	4.583
21	2/9 4:00	2/9 7:28	22	3.467
22	2/10 5:08	2/10 7:27	23	2.317
23	2/11 6:16	2/11 7:27	24	1.183
24	2/21 19:26	2/21 20:27	5	1.017
25	2/22 19:26	2/22 21:28	6	2.033
26	2/23 19:27	2/23 22:30	7	3.050
27	2/24 20:28	2/24 23:33	8	3.083
28	2/25 21:30	2/26 0:37	9	3.117
29	2/26 22:33	2/27 1:39	10	3.100
30	2/27 19:29	2/27 20:39	11	1.167
31	2/27 23:55	2/28 2:37	11	2.700

2 测距回波率影响因素分析

激光测距系统各组成部分对回波率的影响如图3所示。

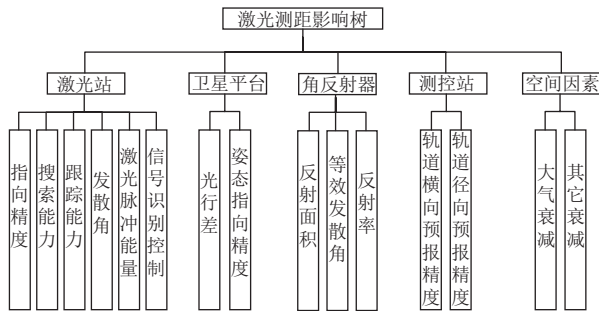


图3 激光测距影响因素

Fig. 3 Factors affecting laser ranging

激光测距中, 探测器接收到的回波光子数 N 计算公式为

$$N = E / \left(h \frac{c}{\lambda} \right) K_t T^2 \frac{A_s}{\pi \left(\frac{d\theta_t}{2} \right)^2} \rho \frac{A_r}{\pi \left(\frac{d\theta_s}{2} \right)^2} K_r \eta \alpha \quad (1)$$

其中: E 为激光单脉冲能量; h 为普朗克常数; c 为光速; λ 为激光波长; K_t 和 K_r 分别为发射光学系统的效率和接收光学系统的效率; T^2 为双程大气透过率; A_s 和 A_r 分别为角反射器有效反射截面积和望远镜的有效接收面积; d 为测距距离; θ_t 和 θ_s 分别为发射发散角和反射发散角; ρ 为角反射器的反射率; η 为接收探测器的效率; α 为衰减因子。

弱光低回波概率条件下, 单脉冲激光接收到 k 个回波光子数概率为

$$P(k) = \frac{N^k}{k!} e^{-N} \quad (2)$$

其中: N 为单脉冲回波光子数。

回波率计算的是单脉冲激光获得一个及以上光子的概率, 因此回波率可表示为

$$P = 1 - P(0) = 1 - e^{-N} \quad (3)$$

其中: N 为单脉冲回波光子数。

在不考虑轨道预报误差的情况下, 影响激光测距回波率的主要因素以及选取的典型值大小如表4所示, 同时给出回波光子数和回波率。

表4 影响激光测距回波率参数

Table 4 Parameters affecting echo rate in laser ranging

因素分析	参数名称	数值
测距系统	望远镜有效接收面积/m ²	0.78
	望远镜指向精度/ (")	1
	激光单脉冲能量/mJ	300
	激光器重复频率/Hz	100
	激光波长/nm	1 064
	发射光学系统效率	0.54
	发射激光发散角/ (")	2
	接收光学系统效率	0.41
	接收探测器效率	0.30
	角反射器	角反射器有效反射截面积/cm ²
角反射器反射率		>0.90
角反射器发散角/ (")		8
其它因素	测距距离/万km	38
	双程大气透过率	0.85
	衰减因子	0.3
回波概率	单脉冲回波光子数	0.08
	回波率/%	7.69

在对同一目标角反射器的激光测距试验中, 单个测站的测距系统参数以及角反射器的反射截面积和反射率均为固定值, 分析各试验窗口测距成功率时需重点关注轨道预报精度、测距距离 d 、反射激光等效发散角 θ_s 、双程大气透过率 T^2 和衰减因子 α 的变化。分析上述参数对测距回波率的影响对提高测距成功率具有重要的意义。

2.1 轨道预报精度

在实际观测中, 轨道预报误差对测距成功率的影响很大, 望远镜只有在准确指向目标时才能获得来自角反射器的有效回波信号。卫星与地球的距离在36万~40万km变化, 当发射激光发散角为2"时, 对应的光斑半径为1.7~2.0 km。轨道预报偏差包括横向预报和径向预报偏差, 横向预报偏差影响卫星在轨道平面偏离光斑中心的程度, 径向预报误差影响距离门的长度和搜索次数。指向偏差存在下, 卫星是否仍在光斑内, 由发散角半角与望远镜指向精度和横向轨道预报精度之差决定, 如图4所示。当发散角为2"、指向精度为1"时, 最恶劣情况下卫星将在光斑边缘, 此时横向轨道预报偏差会导致光斑无法覆盖卫星。

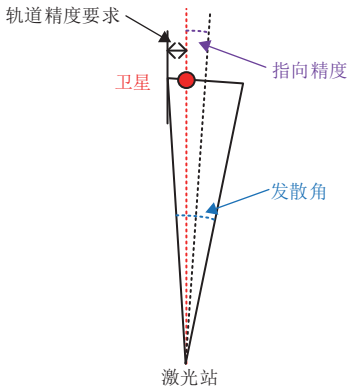


图 4 望远镜指向精度和轨道预报精度对测距的影响
Fig. 4 Influence of telescope pointing accuracy and orbit prediction accuracy on ranging

为使望远镜准确指向目标, 可通过以下方法进行改进: 开展S波段统一载波测控 (Unified S-band System, USB) 测距测速、甚长基线干涉测量 (Very Long Baseline Interferometry, VLBI) 等手段联合观测提高卫星定轨和轨道预报精度; 对望远镜的指向模型进行改善, 进一步提高望远镜系统的指向精度; 在当前指标不变情况下, 为确保激光站发射的激光束能覆盖卫星, 地面站激光发射端需要具备在一定指向范围内的搜索能力, 以及对动目标的跟踪能力。

2.2 测距距离

环月卫星激光测距有效信号回波光子数和回波率随测距距离变化如图5所示, 可以看出, 激光回波光子数和回波率随距离的增大明显减小。回波率根据回波光子数使用泊松分布计算, 因此同等距离下回波率数值相对回波光子数略低。根据计算结果, 测距距离每增加1 000 km, 激光回波率降低约0.1%, 在卫星与测站的较近距离处进行激光测距比在较远距离处进行测距其成功率可提升50%左右。

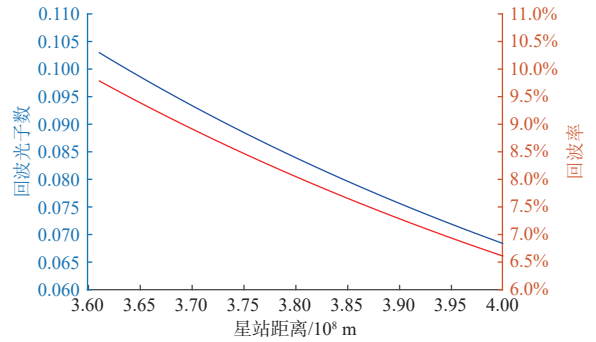


图 5 激光测距回波光子数和回波率随测距距离变化
Fig. 5 Number of photons and echo rate of laser ranging echo vary with ranging distance

在一年的时间里, 月球绕地球公转经过约13个近地点。地球绕太阳公转, 引起月球轨道偏心率的变化, 从而导致13个近地点与地球的距离发生周期性变化。使用JPL DE430星历计算月球近地点的位置, 结果如图6所示, 可知最近月球近地点比最远月球近地点近约1万km, 对回波率提升约1%。

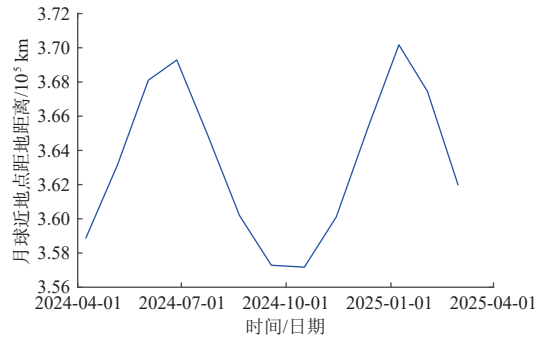


图 6 月球近地点曲线
Fig. 6 Lunar perigee curve

2.3 反射激光等效发散角

2.3.1 二面角误差

当角反射器存在二面角误差时, 反射光束分化为6个子光束, 每个子光斑的能量分布几乎相同, 且其能量中心近似分布在同一个圆周上, 表现为发散特性, 其发散半角随二面角误差的增加而准线性增加。利用角反射器的这一特性, 即可实现对反射光束的发散。然而, 随着二面角误差和传输距离的增加, 反射光斑的角向均匀性将进一步降低, 导致探测器接收反射光强度忽强忽弱, 不利于实现对空中运动目标的闭环锁定跟踪^[28]。为保证角反射器反射能量集中, 且考虑补偿卫星速度光行差, 角反射器的3个二面角偏差设计时均约为0", 同时为保证回波强度, 控制角反射器二面角偏差加工误差尽量小。

2.3.2 光行差

在回波率计算公式中, 角反射器等效发散角与光

行差相关。光行差(Aberration Of Light, AOL)通常是指在同一瞬间,运动中的观测者所观测到的被观测者视方向与静止的观测者所观测到的真方向之差。在激光测距中,目标角反射器与观测台站之间有相对运动,因此存在光行差效应。光行差使经过角反射器反射后回到地面的光斑中心偏离台站,从而影响激光回波率。

当台站的速度在垂直于光线传播方向的投影不为0时,就会产生光行差,如图7所示,描述的是台站在O点观测以速度 v 沿AO方向运动的卫星S;与此同时,光线以光速 c 沿着SO方向射向台站。这两种运动的合成使光线变为以速度 $c'=c+v$ 沿S'O方向运动,从而使台站观测到的卫星方向不是真方向OS,而是视方向OS'。由此得到的卫星视方向OS'与其真方向OS之差 $\delta = \angle OSO'$,称为卫星的光行差。

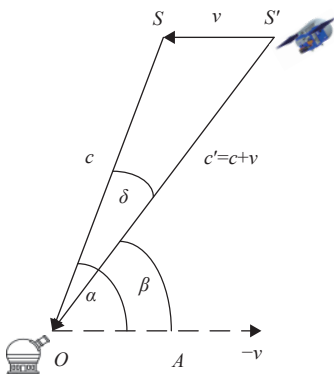


图7 激光测距中的光行差示意图

Fig. 7 Schematic diagram of aberration difference in laser ranging

设 α 为台站的速度方向 $-v$ 与卫星真方向OS之间的夹角, β 为台站的速度方向 $-v$ 与卫星视方向OS'之间的夹角, 则 $\delta = \alpha - \beta$ 即为光行差角。根据正弦定理可以得到,

$$\frac{\sin \delta}{v} = \frac{\sin \beta}{c} \quad (4)$$

由于 $\delta \ll 1$, 有 $\sin \delta \cong \delta$ 。在一次激光测距试验中, 激光上行和下行的光行差认为是相同的, 从而光行差全角 δ 为

$$\delta = \frac{2}{c} v \sin \beta \quad (5)$$

根据式(5), 光行差大小与目标相对台站的切向速度 $v \cdot \sin \beta$ 相关, 当目标相对测站的速度方向与激光方向垂直时, 光行差的影响最严重。卫星相对台站的速度 v 主要由3种速度合成: 地球自转所形成的自转速度 v_1 、月球绕地球公转所形成的速度 v_2 以及卫星绕月球飞行的速度 v_3 。

2.3.3 光学散射截面

光学散射截面(Optical Cross Section, OCS)是描述目标可被探测程度的物理量。OCS越大, 目标越容

易探测。在激光测距领域, OCS一般与目标本身的有效反射面积、相应波段的光学反射率、远场衍射图样以及目标速度光行差有关。OCS的表达式为

$$\sigma = 4\pi \frac{\text{单位立体角的反射散射功率}}{\text{入射到目标表面单位面积上的功率}} = \rho A_n \frac{4\pi}{\Omega_r} = \frac{16\rho A_n}{\theta_r^2} \quad (6)$$

其中: σ 为目标的OCS; ρ 为激光反射器的光学反射率, 表示目标截获激光之后再辐射出去的能量比例; A_n 为激光反射器的有效反射面积; $G = 4\pi/\Omega_r$ 为目标增益系数, $\Omega_r = \pi\theta_r^2/4$ 为目标后向散射立体角; θ_r 为反射激光的等效发散角(全角)。

角反射器的有效反射面积和光学反射率相对容易获得, 而反射的远场能量通常不均匀, 确定反射发散角需要根据卫星速度光行差造成的偏角位置所在的相对强度计算一个“等效发散角”。角反射器的OCS可通过测试测量得到, 测量原理是记录反射器的夫琅禾费衍射图样从而测量出其远场的角分布和能量密度, 再通过与标准件的比对定量测得待测反射器的OCS值。

计算光行差分别为0.5"、1"、1.5"、2"、2.5"时计算对应的光学散射截面、等效发散角和激光回波率, 结果如表5。

表5 角反射器反射能力

Table 5 Variation of echo photon count and echo rate with laser ranging distance

速度光行差 / (")	光学散射截面 / 10^6 m^2	等效发散角 / (")	激光回波率 / %
0.5	150	5.7	15.2
1.0	105	6.8	10.9
1.5	65	8.7	6.9
2.0	43	10.7	4.6
2.5	45	10.4	4.8

卫星光行差对测距回波率的影响曲线如图8所示, 可知光行差每变化0.1", 激光回波率变化约0.4%, 在0.5"光行差处进行激光测距比在2.5"光行差处进行测距其成功率可提升约3倍。

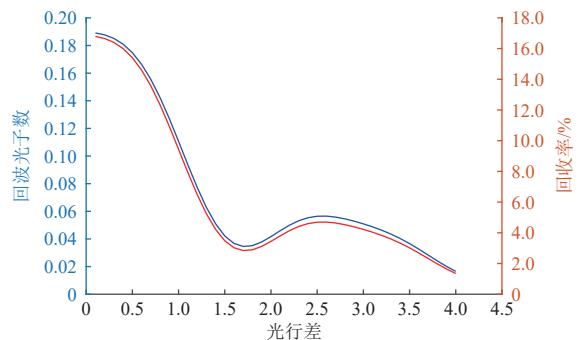


图8 光行差对测距成功率的影响曲线

Fig. 8 Influence of aberration difference on success rate of ranging

2.4 大气衰减和其它衰减

在激光测距中, 影响测距能力的主要因素之一是大气衰减。当激光往返通过大气时, 大气中的气溶胶微粒对激光束产生散射、吸收等, 使能量减弱, 减弱的程度除与波长有关外, 主要取决于大气能见度和激光在大气传播的距离。

大气衰减系数表示的是通过单位距离后, 大气对信号的衰减比例。根据大气能见度估计大气衰减系数的经验模型公式为

$$\mu = \frac{3.912}{V_b} \left(\frac{0.55}{\lambda} \right)^\alpha \tag{7}$$

其中: V_b 为大气能见度; α 为波长修正因子, 与能见度有关。

α 取值为

$$\alpha = \begin{cases} 0.585V_b^{1/3}, & V_b \leq 6 \text{ km} \\ 1.3, & \text{平均能见度情况} \\ 1.6, & \text{能见度特别良好} \end{cases} \tag{8}$$

应用预测大气衰减与能见度关系的经验模型公式, 通过计算可得到 1 064 nm 波长的激光衰减系数。测距时的卫星高度角影响激光在大气的传播距离, 进而影响大气透过率。大气透过率 $T = e^{-\alpha r}$, 其中, α 为大气衰减系数, r 为激光在大气的传播距离。在 60 km 能见度的极清晰天气条件下, T^2 取经验值 0.81~0.9, 卫星高度角对回波率的影响如图 9 所示。激光回波率随卫星高度角增高呈幂级数增长, 当卫星高度角大于 60° 之后, 其变化对于回波率的影响较小。

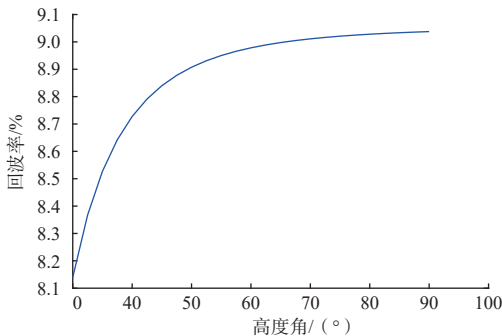


图 9 高度角对回波率影响曲线

Fig. 9 Influence of altitude angle on echo rate

其它的衰减因子与卷云、大气抖动、湍流、望远镜跟踪精度、望远镜指向精度等有关, 非常复杂, 一般可取经验值 0.05~0.5。

2.5 窗口优选仿真分析

在地面测距系统和目标角反射器确定的情况下, 测距距离、卫星光行差、各项衰减及角反温度梯度均

会对测距成功率产生较大的影响。其仿真结果如表 6 所示。可知卫星光行差对测距成功率的影响最大, 需重点考虑。在进行试验窗口选择时, 尽量选择光行差小、高度角高、测距距离近的时刻。考虑到轨道预报精度的影响, 应提前开展卫星测控, 获取更多的弧段以提高定轨精度; 考虑到温度梯度的影响, 应提前进行卫星调姿, 降低角反射器顶面与尖端的温差。表 6 中回波率范围根据大气及其它衰减的衰减因子经验值计算得到的。结合表 3 的观测窗口时间和表 6 的回波率大小, 优选单次观测时间大于 2 h, 最小回波率大于 0.2% 的观测窗口, 则窗口编号为 6~8、18~22 的 8 个窗口可作为优选窗口。在工程任务中, 可根据测控条件和天气预报情况在以上优选窗口开展观测。

表 6 观测窗口回波率影响因素分析

Table 6 Analysis of influencing factors of echo rate in observation windows

窗口编号	测距距离/万km	光行差/ (")	观测仰角/ (°)	回波率/%
1	36.923~37.941	1.428~2.941	30.084~69.820	0.110~2.470
2	37.073~37.514	1.476~1.777	42.479~69.987	0.122~1.748
3	37.872~38.740	0.987~2.501	30.177~69.940	0.110~3.760
4	37.703~37.962	1.991~3.068	49.374~69.985	0.131~2.265
5	38.611~39.439	0.747~2.359	30.114~63.350	0.103~4.911
6	39.546~40.050	0.598~0.897	30.038~56.589	0.359~5.244
7	40.188~40.551	0.524~0.676	30.081~50.444	0.377~5.195
8	40.668~40.921	0.500~0.692	30.047~44.942	0.359~5.011
9	41.002~41.143	0.569~0.715	30.057~38.706	0.344~4.632
10	36.784~37.034	1.611~1.738	30.372~48.510	0.112~1.585
11	36.290~36.615	1.435~1.612	30.252~60.560	0.123~2.211
12	35.872~36.238	1.330~1.528	30.337~69.873	0.143~2.882
13	35.538~35.908	1.279~1.486	30.246~69.879	0.159~3.309
14	35.262~35.639	1.258~1.481	30.369~69.931	0.165~3.552
15	35.079~35.468	1.283~1.515	30.241~69.835	0.159~3.448
16	35.062~35.274	1.416~1.537	51.167~69.665	0.170~2.635
17	35.022~35.420	1.361~1.572	30.362~69.994	0.147~2.958
18	39.400~39.604	0.480~0.807	30.027~58.001	0.371~5.750
19	39.990~40.159	0.479~0.836	30.031~51.843	0.340~5.387
20	40.481~40.603	0.484~0.873	30.080~46.367	0.310~5.063
21	40.828~40.914	0.522~0.913	30.112~41.745	0.285~4.791
22	40.991~41.061	0.637~0.964	30.014~38.164	0.261~4.424
23	40.949~41.008	0.831~1.047	30.100~35.079	0.230~3.726
24	36.031~36.094	1.344~1.466	30.363~43.297	0.162~2.650
25	35.790~35.891	1.228~1.461	30.320~56.582	0.167~3.526
26	35.664~35.765	1.166~1.494	30.290~69.786	0.160~4.067
27	35.632~35.720	1.232~1.566	30.330~69.874	0.144~3.596
28	35.700~35.764	1.363~1.675	30.264~69.808	0.130~2.725
29	35.883~36.042	1.555~1.819	30.307~69.799	0.131~1.875
30	36.639~36.687	0.911~1.020	54.344~69.598	0.406~5.429
31	36.204~36.757	1.035~2.016	30.408~65.919	0.130~4.559

2.6 工程验证

2025年4月, “天都一号”进入地月空间轨道, 云南

天文台分别在距离地球高度约10万km和13万km处开展“天都一号”激光测距试验, 试验相关参数如表7所示, 理论回波率曲线如图10所示。

表7 试验相关参数
Table 7 Experiment-related parameters

试验时间	测距距离/ 万km	光行差/ (")	观测仰角/ (°)	回波率/%
2025/4/26 19:56~22:01	10.438~10.559	2.846~3.153	20.282~40.156	13.151~25.0
2025/4/27 17:50~20:09	12.721~13.165	2.195~2.546	10.858~32.785	4.658~24.9

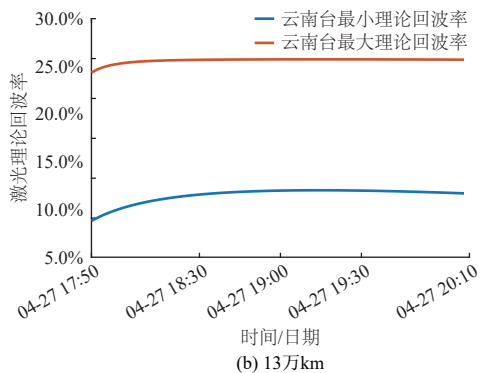
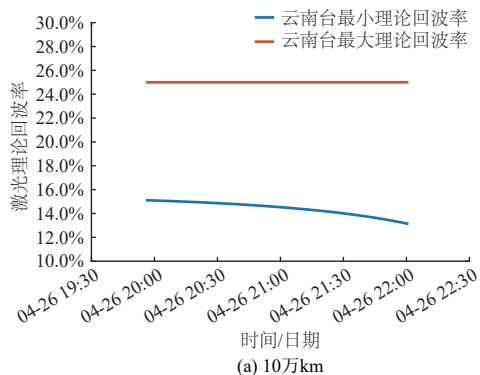


图10 理论回波率
Fig. 10 Theoretical echo rate

虽然回波率计算公式在高回波概率条件下精度降低, 但依然可作为试验窗口选择的参考依据。根据试验条件分析, 激光回波概率为38万km处的数倍。本次试验在优选窗口成功获得回波信号, 可作为未来环月双向激光测距试验的有效参考。根据实测数据获得的卫星距离变化如图11所示。

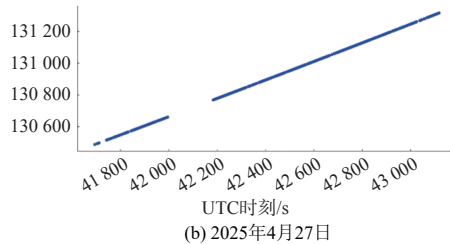
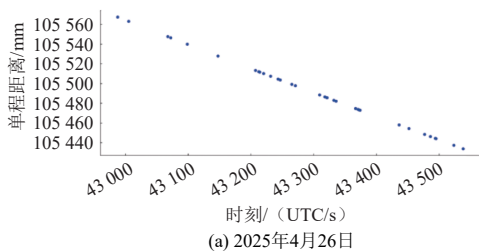


图11 激光实测卫星“天都一号”距离变化图
Fig. 11 Laser-measured satellite range variation of Tiandu-1 satellite

3 结论

本文对环月卫星双向激光测距技术展开了系统研究, 通过建立融合时间窗口约束与多物理因素影响的综合分析模型, 提出了一套适用于当前观测能力和卫星平台限制下激光测距的优化策略。研究表明, 环月卫星激光测距的时间窗口受月球遮挡、地月相对位置、大气条件及仪器性能的共同制约, 仿真结果显示有效观测时段集中于农历月初十与廿六前后, 每月可用窗口有限且易受季节气象影响。在环月卫星回波成功率方面, 卫星光行差被证实为最具影响力的因素, 其变化对回波率呈现显著的非线性作用: 当光行差低于1"时, 回波率可达光行差为2.5"时的3倍以上。结合测距距离、高度角及大气衰减等参数的综合分析, 本文进一步提出了以低光行差、高仰角、近地距离及良好天气为导向的窗口优选原则, 并成功从31个候选窗口中筛选出8个符合长时程与高回波率要求的优选时段。

本研究首次构建了适用于环月大椭圆冻结轨道的双向激光测距时间窗口——成功率耦合模型, 揭示了该体制下的主导性影响因素, 并建立了多约束条件下的窗口优选算法, 显著提升了任务规划的科学性和可行性, 对后续月球中继通信导航星座的在轨测距实践具有重要支撑价值。

参考文献

- [1] ALLEY C O, CHANG R F, CURRI D G, et al. Apollo 11 laser ranging retro-reflector: initial Measurements from the McDonald observatory[J]. *Science*, 1970, 167(3917): 368-370.
- [2] CIOCCI E, MARTINI M, CONTESSA S, et al. Performance analysis of next-generation lunar laser retroreflectors[J]. *Advances in Space Research*, 2017, 60(6): 1300-1306.
- [3] MURPHY T W. Lunar laser ranging: the millimeter challenge[J/OL]. *Reports on Progress in Physics*, 2013, 76(7): 076901. <https://iopscience.iop.org/article/10.3847/PSJ/acbeab>.
- [4] 严一粟, 郭继峰. 激光角反射器: 从月球激光测距到天体探测基础设施[J]. *宇航学报*, 2024, 45(5): 661-679.
- YAN Y L, GUO J F. Laser retroreflectors: from lunar laser ranging to planet-exploration key payload[J]. *Journal of Astronautics*, 2024, 45(5): 661-679.

- [5] COHEN B A. The international lunar network[C]//Proceedings of Joint Annual Meeting of the Lunar Exploration Analysis Group. Cape Canaveral: NASA, 2008.
- [6] COHEN B A, BASSLER J A, MCDUGAL J M, et al. The International Lunar Network(ILN) anchor nodes mission update[C]//Proceedings of 40th Lunar and Planetary Science Conference. Woodlands, USA: NASA, 2009.
- [7] WEBER R C, NEAL C, BANERDT B, et al. The lunar geophysical network mission[EB/OL]. (2020-02-05)[2024-09-02]. <https://advance.sagepub.com/users/553730/articles/605328-the-lunar-geophysical-network-mission>.
- [8] NEAL C R, WEBER R, AMATO M J, et al. Lunar geophysical network final report: MSFC-E-DAA-TN66747[R]. Washington, USA: NASA, 2020.
- [9] 张绿云, 杨开. 美国 NASA 阿尔忒弥斯载人探月任务规划与进展[J]. *国际太空*, 2022(12): 17-22.
- [10] 蒋兴伟, 王晓慧, 彭海龙, 等. 海洋二号卫星精密定轨方案设计及实现[J]. *中国工程科学*, 2013, 15(7): 19-24, 43.
- JIANG X W, WANG X H, PENG H L, et al. The technology of precise orbit determination for HY-2A satellite[J]. *Strategic Study of CAE*, 2013, 15(7): 19-24, 43.
- [11] 谷德峰, 安子聪, 赵玥, 等. 天琴卫星测定轨技术[J]. *中山大学学报(自然科学版)*, 2021, 60(1): 225-232.
- GU D F, AN Z C, ZHAO Y, et al. Tracking and orbit determination technology of TianQin satellites[J]. *Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni*, 2021, 60(1): 225-232.
- [12] MAO D, MCGARRY J F, 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.
- [13] DELL'AGNELLO S, MONACHE G D, PORCELLI L, et al. INRR-EDM/2016: the first laser retroreflector on the surface of Mars[J]. *Advances in Space Research*, 2017, 59(2): 645-655.
- [14] MIZUNO T, KASE T, SHIINA T, et al. Development of the Laser Altimeter(LIDAR) for Hayabusa 2[J]. *Space Science Review*, 2016, 208: 33-47.
- [15] MAZARICO E, SUN, X L, TORRE J M, et al. First two-way laser ranging to a lunar orbiter: infrared observations from the Grasse station to LRO's retro-reflector array[J]. *Earth Planets Space*, 2020, 72: 1-14.
- [16] 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(中英文)*, 2017, 4(2): 130-137.
- 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.
- [17] 李春晓, 高清鹏, 李语强, 等. 地月系L2点中继星激光测距功率的估算[J]. *天文研究与技术-国家天文台台刊*, 2019, 16(1): 44-53.
- LI C X, GAO Q P, LI Y Q, et al. Estimation of the success probability for relay satellite laser ranging around E-M L2[J]. *Astronomical Research and Technology*, 2019, 16(1): 44-53.
- [18] 李语强, 伏红林, 李荣旺, 等. 云南天文台月球激光测距研究与实验[J]. *中国激光*, 2019, 46(1): 188-195.
- LI Y Q, FU H L, LI R W, et al. Research and experiment of lunar laser ranging in yunnan observatories[J]. *Chinese Journal of Laser*, 2019, 46(1): 188-195.
- [19] DEGNAN J J. Millimeter accuracy satellite laser ranging: a review[M]. [S. l.]: AGU, 1993.
- [20] 高添泉, 张才士, 李明, 等. 中山大学月球激光测距研究与实验[J]. *中山大学学报(自然科学版)*, 2021, 60(1): 247-252.
- GAO T Q, ZHANG C S, LI M, et al. Research and experiment of lunar laser ranging in Sun Yat-sen University[J]. *Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni*, 2021, 60(1): 247-252.
- [21] DICKEY J O, BENDER P L, FALLER J E, et al. Lunar laser ranging: a continuing legacy of the Apollo program[J]. *Science*, 1994, 265(5171): 482-490.
- [22] CURRIE D, DELL'AGNELLO S, MONACHE G D. A lunar laser ranging retroreflector array for the 21st century[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68(7/8): 667-680.
- [23] MARTINI M, DELL'AGNELLO S, CURRIE D, et al. MoonLIGHT: a USA-Italy lunar laser ranging retroreflector array for the 21st century[J]. *Planetary and Space Science*, 2012, 74(1): 276-282.
- [24] 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(1): 1-12.
- [25] 刘祺, 何芸, 段会宗, 等. 地月激光测距角反射器研制进展[J]. *中山大学学报(自然科学版)*, 2021, 60(1): 239-246.
- LIU Q, HE Y, DUAN H Z, et al. Progress on the design of retroreflector for lunar laser ranging[J]. *Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni*, 2021, 60(1): 239-246.
- [26] 杨永章, 伏红林, 孙尚彪, 等. 月球激光测距中的角反射器月面布置指向优化[J]. *中国激光*, 2022, 49(6): 153-160.
- YANG Y Z, FU H L, SUN S B, et al. Corner retroreflector direction optimization for lunar laser ranging[J]. *Chinese Journal of Laser*, 2022, 49(6): 153-160.
- [27] 吉桐伯, 陈娟, 杨秀华, 等. 地平式光电望远镜天顶盲区影响因素[J]. *光学精密工程*, 2003, 11(3): 296-300.
- JI T B, CHEN J, YANG X H, et al. Factors affecting the zenith blind spot of an altitude-azimuth optoelectronic telescope[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2003, 11(3): 296-300.
- [28] 周晓凤, 戚祖敏, 罗向前, 等. 利用含二面角误差的角锥棱镜阵列实现反射光束均匀发散的方法[J]. *物理学报*, 2017, 66(8): 084201. <https://wulixb.iphy.ac.cn/article/doi/10.7498/aps.66.084201>.
- ZHOU X F, QI Z M, LUO X Q, et al. A method to diverge reflected beam uniformly using cube-corner retroreflector array with dihedral angle tolerances[J]. *Acta Physica Sinica*, 2017, 66(8): 084201. <https://wulixb.iphy.ac.cn/article/doi/10.7498/aps.66.084201>.

作者简介:

陈晓(1986—),男,研究员,主要研究方向:航天器导航与控制。本文通信作者。

通信地址:深空探测实验室总体技术研究院(230031)

电话:13611892891

E-mail: 13611892891@126.com

Implementation Approach of Bidirectional Laser Ranging Technology for “Tiandu-1” Circumlunar Satellite

CHEN Xiao^{1,2}, FANG Zhen¹, ZHAI Dongsheng³, LI Haiyang^{1,2}, CHENG Zhien⁴,
CUI Wei^{1,2}, HAN Xida⁵, JIN Jie¹

(1. Deep Space Exploration Laboratory, Institute of General Technology, Deep Space Exploration Laboratory, Hefei 230031, China;

2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201100, China;

3. Yunnan Observatories, Chinese Academy of Sciences, Kunming 650216, China;

4. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

5. TianQin Center, Sun Yat-sen University, Zhuhai 519082, China)

Abstract: To address the problem that the success rate of two-way laser ranging for “Tiandu-1” communication and navigation test satellite is constrained by multiple factors and lacks a systematic mission-planning strategy, a comprehensive solution integrating time-window optimization and key parameter regulation was proposed. By constructing a time window model for lunar satellite laser ranging, the optimal observation period was determined. A mathematical model was developed incorporating factors such as light aberration, ranging distance, and atmospheric attenuation, followed by numerical simulations. A quantitative analysis of the influence mechanism of each factor on the success rate was made. Results show that satellite aberration was the major influencing factor, which, when optimized, improved the success rate by more than three times. In particular, observation conditions with satellite elevation angles exceeding 30° , near-Earth geometries, and favorable atmospheric conditions can significantly enhance the echo return rate. Based on simulation results, an optimized observation window selection strategy was proposed for “Queqiao” satellite mission planning, providing a universal approach to enhancing the success rate of lunar orbital laser ranging.

Keywords: lunar-orbiting satellite laser ranging; laser ranging system; laser ranging time window; laser ranging success rate

Highlights:

- This paper summarizes and analyzes the existing two-way laser ranging technology for Earth-Moon space and examines the constraints and patterns of laser ranging observation windows.
- It conducts numerical simulations to evaluate key factors influencing laser ranging performance and proposes methods to improve the success rate of two-way laser ranging for Earth-Moon spacecraft.
- It proposes an optimized laser observation window scheme for mission planning based on the simulation results of window constraints and influencing factors.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]