

# 面向太阳系边际探测的激光通信方案研究\*

刘向南, 王建军, 李晓亮, 谌 明, 于 勇  
(北京遥测技术研究所 北京 100094)

**摘要:** 针对我国太阳系边际探测任务需求, 提出了利用激光链路进行对地高速信息传输的方案。梳理了深空激光通信的国外发展现状, 分析了太阳系边际探测任务的激光链路特点和约束条件, 给出了飞行激光终端和激光地面站的初步方案和主要参数, 进行了链路预算和影响因素分析, 并对我国未来太阳系边际探测任务激光通信的发展进行展望, 为我国太阳系边际探测任务的激光通信论证与实施提供参考。

**关键词:** 太阳系边际探测; 激光通信; 星际激光通信; 深空激光通信

**中图分类号:** TN929.1;V443+.1 **文献标识码:** A **文章编号:** CN11-1780(2022)04-0062-08

**DOI:** 10.12347/j.ycyk.20220228001

**引用格式:** 刘向南, 王建军, 李晓亮, 等. 面向太阳系边际探测的激光通信方案研究[J]. 遥测遥控, 2022, 43(4): 62–69.

## Laser communication proposal for solar system boundary exploration

LIU Xiangnan, WANG Jianjun, LI Xiaoliang, CHEN Ming, YU Yong  
(Beijing Research Institute of Telemetry, Beijing 100094, China)

**Abstract:** For the needs of China's solar boundary exploration, a proposal of using laser links with high speed information transmission to the ground is offered. Firstly, the foreign development status of deep space laser communication is processed. The characteristics of laser link and constraints for solar boundary exploration are analyzed secondly. Then, the preliminary proposal with key parameters of spacecraft laser communication terminal and optical ground station is offered. Besides, the link budget and impact factor are analyzed. At last, the developments of laser communication for China's solar boundary exploration are described. The research will provide the reference for further demonstration and implementation of laser communication for China's solar boundary exploration.

**Key words:** Solar system boundary exploration; Laser communication; Interstellar laser communication; Deep space laser communication

**DOI:** 10.12347/j.ycyk.20220228001

**Citation:** LIU Xiangnan, WANG Jianjun, LI Xiaoliang, et al. Laser communication proposal for solar system boundary exploration[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2022, 43(4): 62–69.

## 引 言

太阳系边际探测作为探索恒星起源、引领恒星际空间探测发展的先驱任务, 已经成为世界航天强国争相发展的新领域、新方向<sup>[1]</sup>。太阳系边际是未来深空探测的重要方向之一, 是继月球、火星及系内其他天体之后, 人类认识宇宙的新窗口<sup>[2]</sup>。随着我国深空探测领域的不断扩展, 我国已经启动太阳系边际探测工程论证工作, 并计划于 2049 年实现我国航天器首次飞抵距地 100 AU 的太阳系边际开展科学探测和在轨试验, 推动我国深空探测从系内天体探测向恒星际空间探测的重大能力跨越。

在太阳系边际探测任务实施过程中, 将配置场探测、粒子探测和光学探测三类科学载荷<sup>[3]</sup>。这些科学载荷产生的数据量较大, 对深空超远距离通信提出了新要求。因此, 深空超远距离高速通信是实现太阳系边际探测天地信息交互和探测数据高速回传的重要保证。然而, 受通信距离远、航天器搭载资

\*基金项目: 国防基础科研项目 (JCKY2020560B001)

收稿日期: 2022-02-28

源有限等因素限制, 航天器对地高速通信极其困难。得益于激光链路具有方向性强、通信速率高以及终端体积小、重量轻、功耗低等优点<sup>[4]</sup>, 使得研究人员在提升 X 频段、Ka 频段通信能力过程中遇到“瓶颈”后将目光逐渐转向激光通信, 以期在获得高速通信的同时实现终端的轻小型和低功耗。区别于近地及深空激光通信应用场景, 太阳系边际探测任务的激光通信链路将面临信号衰减更大、通信时延更长等问题, 对链路的通信模式和 workflows 等提出了新的挑战。针对我国首次太阳系边际探测任务应用, 本文对其激光通信方案进行了分析, 以期为后续相关项目论证提供参考。

## 1 发展现状

太阳系边际探测的实施难度极大, 目前国际上只有美国实施了“先驱者 10 号”(Pioneer 10)、“先驱者 11 号”(Pioneer 11)、“旅行者 1 号”(Voyager 1)、“旅行者 2 号”(Voyager 2)以及“新视野号”(New Horizon)等几次任务<sup>[2,3]</sup>, 在完成其预定设计目标后继续飞向太阳系边际进行探测。截至 2021 年 8 月 5 日, “旅行者 1 号”已经距离地球 153.2 AU, 是迄今为止距离地球最远的航天器<sup>[5]</sup>。目前它仍与地球保持着联系, 其下行通信速率为 160 bps<sup>[6]</sup>, 预计 2025 年前后因能源限制将中断与地面的联系。“新视野号”将于 2030 年前后到达太阳系边际。

深空激光通信技术难度和经费投入均比卫星激光通信要大得多, 目前只有少数国家和组织在深空激光通信领域开展了相关研究工作。其中, 美国是最早也是目前唯一完成月地激光通信在轨演示验证的国家。欧盟、俄罗斯、日本和中国等国家和组织也纷纷开展了多项空间激光通信研究计划, 为深空激光通信技术的研究奠定了重要基础。

美国在深空激光通信研究初期, 先后开展了深空激光通信系统方案论证、系统试验验证、关键技术攻关以及原理样机设计研制等工作。相关计划主要包括金星雷达测绘任务 VRM (Venus Radar Mapper)、光学收发组件项目 OPTRANSPAC (the optical transceiver package)、千天文单位距离航天任务和恒星际任务 TAU (Thousand Astronomical Units)、X2000 光通信终端项目、伽利略光学实验 GOPEX (Galileo Optical Experiment)、火星激光通信演示计划 MLCD (Mars Laser Communications Demonstration)。其中, TAU 计划飞往距离地球 1000 AU 的空间探索形成彗星的“Oort 云”, 利用激光通信进行信息传输, 其星上激光发射功率为 10 W, 地面接收天线口径为 10 m, 对应 1000 AU 距离的通信速率为 20 kbps。用于 TAU 任务研究的基本方法, 后来被扩展应用于探测半人马座  $\alpha$  星 (Alpha Centauri) 的任务中, 预期从 4.3 光年的半人马座  $\alpha$  星回传的通信速率为 10 bps<sup>[7]</sup>。随着深空激光通信技术的不断成熟, 2013 年 10 月, 美国率先完成了月地激光通信的在轨演示验证 LLCD (Lunar Laser Communication Demonstration), 其下行通信速率为 622 Mbps、上行通信速率为 20 Mbps。基于以上成果和经验, 美国未来将重点开展用于深空和行星探测的激光通信项目, 主要包括深空光通信计划 DSOC (Deep Space Optical Communication)、用于 2020 火星车任务的激光通信终端 (The Mars 2020 Rover)、射频激光一体化通信计划 iROC (the Integrated Radio and Optical Communications)、O2O 项目 (The Orion EM-2 Optical Communications) 以及月球轨道网关平台 LOP-G (Lunar Orbiting Platform-Gateway)。结合深空网的当前状况, 美国将深空网的 34 m 波束波导微波天线进行了改造, 以实现地面大口径微波激光复合天线, 形成有效口径达 8 m 的光学天线, 支持单接收天线 125 Mbps 的火星对地通信能力<sup>[4]</sup>。

欧空局 ESA 参与了美国 LLCD 项目, 实现下行 80 Mbps 和上行 20 Mbps 的激光通信。与此同时, ESA 也在计划实施相应深空激光通信试验项目, 其中 DOCS (the Deep-space Optical Communication System) 旨在演示超过 1 AU 距离条件下, 利用 200 mm 口径的星载激光终端和 4 m 口径的激光地面站之间实现 10 Mbps 的下行通信。其下行通信波长为 1 550 nm、调制体制为 16 PPM, 上行通信波长为 1 064 nm、1 kHz 调制<sup>[4]</sup>。国外典型的深空激光通信项目的主要参数详见表 1。

综上所述, 目前国际上尚未开展距地 100 AU 及以远的激光通信在轨验证。因此, 提前对面向太阳系边际探测的激光通信方案分析, 将为我国后续项目论证和实施提供参考。

表 1 国外深空激光通信项目概况  
Table 1 Deep space laser communication project abroad

项目	通信距离	调制体制	通信速率		通信波长	光学天线口径		备注
			上行	下行		星端	地面	
OPTRANSPAC <sup>[7]</sup>	10 AU	PPM	1 kbps	100 kbps	上行 1.06 $\mu\text{m}$ 下行 0.53 $\mu\text{m}$	28 cm	10 m (天基)	未实施
X2000 <sup>[8]</sup>	4.4 AU ~6.4 AU	PPM	/	100 kbps ~400 kbps	1.06 $\mu\text{m}$	30 cm	/	未实施
TAU <sup>[9]</sup>	1 000 AU	PPM	0.5 kbps	20 kbps	0.53 $\mu\text{m}$	100 cm	10 m	未实施
MLCD <sup>[10]</sup>	0.7 AU ~2.4 AU	32/64 PPM	10 kbps	10 Mbps ~30 Mbps	1.06 $\mu\text{m}$	30.6 cm	/	未实施
LLCD <sup>[11,12]</sup>	38 万 km	上行 4 PPM 下行 16 PPM	10 Mbps ~20 Mbps	40 Mbps ~622 Mbps 39/78 Mbps	1.55 $\mu\text{m}$	10.7 cm	4×0.4 m 1.2 m	已实施
DSOC <sup>[13]</sup>	0.1 AU ~2 AU	PPM	292 kbps	267 Mbps	上行 1.06 $\mu\text{m}$ 下行 1.55 $\mu\text{m}$	22 cm	5 m	计划中
DOCS <sup>[14]</sup>	1 AU	下行 16 PPM	1 kHz	10 Mbps 625 kbps	上行 1.06 $\mu\text{m}$ 下行 1.55 $\mu\text{m}$	20 cm	4 m 1 m	计划中

## 2 链路特点分析

### 2.1 空间衰减

空间衰减是激光链路发射光功率选取、光束发散角优化、通信体制设计以及关键光电器件选型的主要约束之一。由于空间衰减与传输距离的平方成反比关系, 因此, 与地球同步轨道卫星对地通信链路相比, 采用相同激光波长时太阳系边际探测激光链路的空间衰减将额外增加 110.4 dB。这意味着需要进一步通过增大激光发射功率(或选取高电光转换效率的光纤放大器)、压缩光束发散角、增大地面站的接收天线口径以及提高激光接收灵敏度等途径来补偿这部分衰减, 加大了激光链路的设计难度。

### 2.2 链路时延

链路时延是影响链路建链方式和工作流程的重要因素之一。对于近地轨道航天器, 其星间激光链路和星地激光链路的单向传输时延小于 0.27 s; 对于月地激光通信链路, 其对地单向传输时延小于 1.34 s。对于太阳系边际探测的对地通信链路, 其单向传输时延已经超过 13.85 h, 不仅无法对航天器进行实时操作控制和状态监视, 而且导致激光通信链路双端无法实时跟踪。因此, 对于太阳系边际探测任务的激光通信链路, 其建链方式将与近地航天器的建链方式差异较大。

### 2.3 捕获跟踪方式

采用地面站发射上行信标光的合作信标捕获跟踪方式难以克服太阳系边际探测带来的超远距离空间衰减和超大链路时延问题。针对太阳系行星及以远的激光通信链路应用, 美国喷气推进实验室(JPL)提出了利用自然天体作为信标源的非合作信标捕获跟踪方式, 航天器搭载的激光终端将接收来自恒星、阳光照射的地球或月亮等天体的偏离通信波长较远的参考光作为信标光, 以满足光学收发信道隔离、接收信标光功率等要求<sup>[15,16]</sup>。综上分析, 太阳系边际探测任务应采用非合作信标的捕获跟踪方式。

### 2.4 预指向角

对于太阳系边际探测, 地球以 30 km/s 的速率绕太阳运动, 则由飞行器和地球的相对运动引起的预指向角 $\Delta\theta$ 可以表示为 $2\Delta v_t/c$ , 其中 $\Delta v_t$ 为地球和飞行器的相对切向运动速率,  $c$ 为光速。因此, 对应激光链路的最大预指向角为 200  $\mu\text{rad}$ 。与卫星激光通信链路的最大预指向角 20  $\mu\text{rad}$ 相比, 太阳系边际探测激光链路的预指向角增大了 10 倍。因此, 在激光通信终端方案设计时, 需重点考虑预指向角的影响。

### 2.5 多普勒频移

由地球与太阳系边际探测飞行器在径向引起的多普勒频移量 $\Delta f$ 与载波 $f_0$ 的比值可近似为 $\Delta v_r/c$ , 其中 $\Delta v_r$ 为地球和飞行器的相对径向运动速率,  $c$ 为光速。因此, 对应激光链路的多普勒频移量与载波中心波长的最大比为 $1.57 \times 10^{-4}$ 。对于 1 064 nm, 其激光多普勒频移量为 0.11 nm(对应 44.3 GHz), 而

对于 1 550 nm，其激光多普勒频移量为 0.24 nm（对应 30.4 GHz）。因此，在光路设计时需考虑多普勒频移量对窄带滤光片带宽的影响。

### 2.6 任务期

根据我国的太阳系边际探测飞行任务规划，激光通信终端在轨运行和储存时间将超过 25 年<sup>[17]</sup>。这对激光通信终端提出了高可靠和长寿命的设计要求。因此，须重点针对核心器部件和薄弱环节开展研究。实现高可靠和长寿命的主要途径包括：通过改进器件的设计和工艺，从源头上提升其使用寿命；通过冗余备份手段提升器件的使用寿命和可靠性；在使用方面尽量采用可延长器件寿命的使用方法和设计方案；研究可能的在轨重构、在轨标校以及其它的在轨补偿措施和设计。此外，针对上述措施，还需提前开展长寿命的地面测试验证。

## 3 总体方案设想

### 3.1 飞行激光终端总体方案设计

太阳系边际探测激光通信链路由探测器搭载的飞行激光终端和激光地面站组成。区别于以往卫星激光通信采用的 1 550 nm 通信波长，飞行激光终端选取光纤放大器转换效率更高的 1 064 nm 作为下行通信波长。因链路时延过大，无法实现双向同时建链，故重点考虑下行激光通信以及非合作信标的捕获跟踪方式。

对于太阳系边际探测激光链路，首先需要确定作为其非合作目标的参考天体。根据太阳、探测器和地球三者的距离和角度关系，当飞行激光通信终端的光学视场为±10 mrad 时，可以同时覆盖距离其 100 AU 处的太阳和地球，此时对应的太阳角直径为 93 μrad，地球角直径为 0.85 μrad（两者对应探测器的瞬时视场大小）。因此，在光路设计和器件选型时，需满足上述参数条件。此外，通过 MODTRAN 软件仿真和折算，可以得到在 100 AU 处太阳和地球的光谱辐照度分布情况。地球的光谱辐照度由太阳光的反射和地球的热辐射两部分组成。其中，太阳光的反射由太阳光谱辐射和大气吸收等共同决定，而地球的热辐射由自身温度和辐射率共同决定。如图 1 所示，在可见光波段，太阳的光谱辐照度比地球的光谱辐照度高出约 90 dB，而在 8 μm~10 μm 的长波红外波段，太阳的光谱辐照度比地球的光谱辐照度高出约 70 dB。综合考虑地球和太阳光谱辐照度的分布特点以及光电探测器的可获得性，对于太阳系边际探测激光链路非合作目标的捕获跟踪方式，在捕获阶段将太阳作为信标，接收来自太阳的可见光波段，而在跟踪阶段将地球作为信标，接收来自地球的 8 μm~10 μm 长波红外波段。

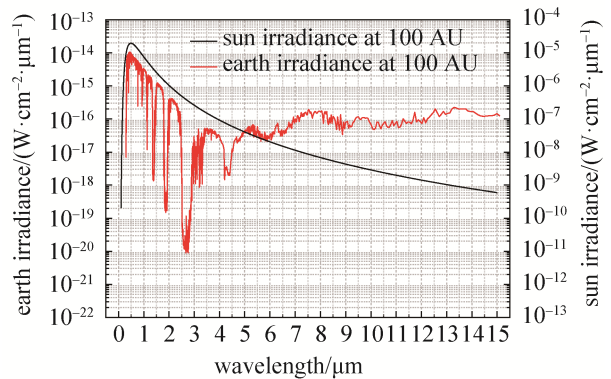


图 1 在 100 AU 处地球与太阳的光谱辐照度分布  
Fig. 1 Earth and sun irradiance at 100 AU

对于太阳系边际探测激光链路非合作目标的捕获跟踪方式，在捕获阶段将太阳作为信标，接收来自太阳的可见光波段，而在跟踪阶段将地球作为信标，接收来自地球的 8 μm~10 μm 长波红外波段。

图 2 给出了飞行激光终端的总体方案示意图。总体方案主要参数

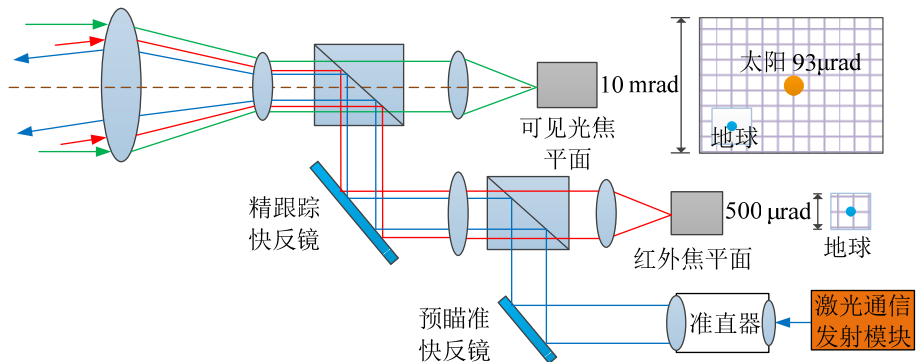


图 2 飞行激光终端总体方案示意图  
Fig. 2 Diagram of flight laser terminal

见表 2。其中, 飞行激光通信终端的光学视场设计为 10 mrad。在激光链路捕获阶段, 飞行激光终端首先通过视轴调整实现对太阳辐射的可见光波段接收成像, 完成对太阳的捕获。随后, 飞行激光终端根据星历等信息分析出地球位于太阳的相对位置, 通过微调视轴寻找地球。为了区分太阳和地球的辐射光谱, 此时对地球的 8 μm~10 μm 波段进行接收成像, 完成对地球的精跟踪。当跟踪精度达到终端指标要求时, 飞行激光终端瞄准地球并发射 5 μrad 束散角的

表 2 总体方案主要参数

Table 2 Main parameters

飞行激光终端		激光地面站	
光学天线口径	300 mm	光学天线口径	10 m
发射激光功率	50 W	通信激光波长	1 064 nm
通信激光波长	1 064 nm	SNSPD 阵列	10×10
太阳成像波段	450 nm~800 nm	下行通信体制	256 PPM
地球成像波段	8 μm~10 μm	下行通信速率	100 kbps

1 064 nm 激光通信信号。经过约 13.85 h 的传输时延后, 从太阳系边际发射的激光信号抵达地球, 此时激光地面站根据飞行器的轨道信息和测控信息提前计算出飞行激光终端的方位, 调整视轴指向飞行终端, 并利用快反镜和跟踪相机对下行激光信号进行跟踪。当跟踪精度满足指标要求时, 激光信号被单光子探测器接收, 随后进行信号解调和存储。

### 3.2 激光通信链路预算分析

对于深空激光通信下行链路, 激光地面站接收到的信号光平均功率  $P_r$  可表示为:

$$P_r = P_t \tau_t G_t L_j L_s L_r L_o G_r \tau_r L_c \tag{1}$$

式中  $P_t$  为发射光功率,  $\tau_t$  为发射效率,  $G_t$  为发射天线增益,  $L_j$  为瞄准损失,  $L_s$  为自由空间损耗,  $L_r$  为大气衰减损耗,  $L_o$  为大气闪烁损耗,  $G_r$  为接收天线增益,  $\tau_r$  为接收效率,  $L_c$  为接收耦合等其他损耗。表 3 为 100 AU 深空激光通信下行链路的功率预算。由预算结果可知, 当飞行终端的发射光功率为 50 W, 发射束散角为 5 μrad, 利用等效口径为 10 m 的地面望远镜接收时, 可以实现 256 PPM 调制下的 100 kbps 通信速率。此时在信号时隙内到达探测器靶面的光子数为 217 光子数/脉冲, 链路余量为 5 dB。

表 3 100 AU 深空激光通信链路功率预算

Table 3 Power budget of 100 AU deep space laser link

项目	功率预算	备注
发射光功率	47 dBm	50 W
发射光学效率	-0.97 dB	0.8
发射天线增益	121 dB	束散角 5 μrad
空间损耗	-405 dB	100 AU
大气衰减	-1.55 dB	大气透过率 0.7
大气闪烁	-0.13 dB	$r_0$ 为 3 cm
接收光学损耗	-1.55 dB	透过率 0.7
接收天线增益	149 dB	接收口径 10 m
探测器靶面光功率	-93 dBm	$2.6 \times 10^6$ 光子/s
单位时间脉冲数	12.5 k	
每脉冲对应的光子数	217	

### 3.3 激光地面站接收总体方案设计

激光地面站采用有效口径为 10 m 的望远镜系统对下行激光信号进行接收, 其中后光路是激光地面站的核心部分。通过上文的链路分析可知, 到达焦平面上的光信号十分微弱, 仅 217 光子数/脉冲。同时, 大气湍流和天空背景光将进一步恶化通信性能。其中, 背景光的干扰将引起原本没有信号的时刻出现虚假信号, 导致“0”被误判为“1”。在后光路设计时, 可以通过采用窄带滤光技术, 来降低天空背景光的影响。大气湍流不仅会造成光束扩展, 引起焦平面上的成像光斑变大, 还会造成光强闪烁和光束漂移, 引起光斑能量分布出现破碎和抖动。在后光路设计过程中, 如果直接将探测器放在焦平面位置, 探测器靶面上的信号光分布不均且时强时弱, 不利于单光子探测器阵列的接收计数。如果在焦平面位置放置视场光阑, 然后通过准直镜将其准直后再由光子探测器阵列接收, 则可以保证到达每个探测器单元的信号光比较均匀。

图 3 为激光地面站后光路方案示意图。其中, 信号光经过聚焦镜组 1 汇聚到焦点附近的小孔反射镜位置, 小孔反射镜将接收到的信号光进行空间分光: 处于中心位置的信号光将从反射镜小孔位置透过并由准直镜准直到达超导纳米线单光子探测器阵列或光纤束端口, 再由光纤束导入到超导纳米线单光子探测器阵列, 处于边缘位置的信号光将被小孔反射镜反射并经过聚焦镜组 2 成像至捕获跟踪探测

器。捕获跟踪探测器采用盖革模式 APD 阵列，对信号光进行探测并经处理得到光斑位置偏差，从而调整倾斜镜实现对信号光的精确跟踪。

根据 Kolmogorov 湍流理论，大气相干长度  $r_0$  可以表示为：

$$r_0 = 0.185\lambda^{6/5}\text{sec}^{-3/5}\xi\left[\int C_n^2(z)dz\right]^{-3/5} \quad (2)$$

其中， $\lambda$  为激光波长； $\xi$  为观测天顶角； $C_n^2$  为大气折射率结构常数。

根据赫夫纳格尔-瓦利边界模型（HVB），可以估算出观测仰角为  $30^\circ$  时  $1064\text{ nm}$  通信波段在白天时的大气相干长度  $r_0$  为  $4.87\text{ cm}$ 。由大气湍流引起的信号光斑扩展为  $26.5\text{ }\mu\text{rad}$ ，若接收光学系统的焦距为  $15\text{ m}$ ，则成像光斑直径为  $398\text{ }\mu\text{m}$ 。如果反射镜上小孔直径为  $0.2\text{ mm}$ ，正常跟踪情况下透过小孔到达超导纳米线单光子探测器阵列的光子数为  $54.74$  光子数/脉冲。选用  $10\times 10$  单元的阵列探测器，则各探测器单元接收到的信号光子数为  $0.547$  光子数/脉冲。

天空背景光谱辐亮度  $B_0$  受天气条件、太阳高角、观测方向与太阳夹角等因素的综合影响。对于晴朗的白天，当太阳高角  $>45^\circ$ 、观测方向与太阳夹角  $\geq 30^\circ$  时，在  $1064\text{ nm}$  处的天空背景光谱辐亮度为  $100\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{sr}\cdot\mu\text{m})$ ；对于晴朗的夜晚，在  $1060\text{ nm}$  处天空背景光谱辐亮度为  $10^{-4}\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{sr}\cdot\mu\text{m})$ 。通过折算，到达激光地面站探测器靶面处的背景光子数  $n_b$  可以表示为：

$$n_b = \frac{B_0\lambda}{hc} A_s A_p \tau_{\text{op}} \tau_k t \quad (3)$$

式中， $B_0$  为背景光亮度， $h$  为普朗克常数， $c$  为光速， $A_s$  为入瞳面积， $A_p$  为单个像元在光学系统中对应的立体角， $\tau_{\text{op}}$  为系统透过率， $\tau_k$  为窄带滤光片带宽， $t$  为积分时间。

通过上式可以计算出，当积分时间为  $100\text{ ns}$ 、窄带滤光片带宽为  $0.2\text{ nm}$  时，白天时到达探测器单元的天空背景光为  $1.04$  光子数/脉冲，夜晚时为  $7.3\times 10^{-10}$  光子数/脉冲。

对于  $N$  单元 SNSPD 探测器接收产生信号时隙错误判断的概率（误符号率）为：

$$\begin{aligned} P_{\text{SER}} &= 1 - \frac{1}{M} \sum_{k=0}^N \frac{f(k|1)}{f(k|0)} \left[ F^M(k|0) - F^M(k-1|0) \right] \\ &= \frac{1}{M} \sum_{k=0}^N L(k) \left[ MC_N^k p_{10}^k p_{00}^{N-k} - \left( \sum_{m=0}^k C_N^m p_{10}^m p_{00}^{N-m} \right)^M + \left( \sum_{m=0}^{k-1} C_N^m p_{10}^m p_{00}^{N-m} \right)^M \right] \end{aligned} \quad (4)$$

式中，

$$L(k) = \frac{f(k|1)}{f(k|0)} = \frac{p_{11}^k p_{01}^{N-k}}{p_{10}^k p_{00}^{N-k}} \quad (5)$$

其中， $p_{11}$  和  $p_{01}$  分别对应单个探测器在信号时隙探测到和未探测到光子的概率， $p_{10}$  和  $p_{00}$  分别对应单个探测器在非信号时隙探测到和未探测到光子的概率。

根据超导纳米线单光子探测器工作原理，则有：

$$p_{01} = e^{-\eta(n_s+n_b)-N_{\text{dark}}\tau} \quad (6)$$

$$p_{00} = e^{-\eta n_b - N_{\text{dark}}\tau} \quad (7)$$

$$p_{11} = 1 - p_{01} \quad (8)$$

$$p_{10} = 1 - p_{00} \quad (9)$$

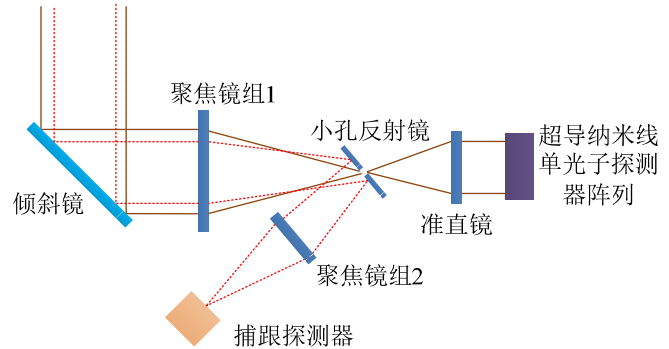


图 3 激光地面站后光路方案示意图

Fig. 3 Diagram of the optical path after refraction of laser ground station

式中,  $\eta$  为量子效率,  $n_s$  为信号时隙内到达探测器单元的平均信号光子数,  $n_b$  为时隙内到达探测器单元的平均背景光子数,  $N_{\text{dark}}$  为探测器暗计数,  $\tau$  为积分时间。

对于 PPM 调制, 其误码率与误符号率之间的转换关系为:

$$P_{\text{BER}} = \frac{M}{2(M-1)} P_{\text{SER}} \quad (10)$$

当探测器单元数为 100、误码率为  $10^{-3}$  (译码前) 时, 表 4 给出了不同大气湍流、不同天空背景条件下的通信速率情况 (积分时间 100 ns、链路余量 5 dB)。

表 4 通信速率与大气湍流、天空背景的关系

Table 4 Evaluated link performance for different day and nighttime conditions

	大气相干长度 $r_0$ @500 nm	天空背景亮度 (mW/(m <sup>2</sup> ·sr·nm))	通信速率(kbps)		
			发射光功率 100 W	发射光功率 50 W	发射光功率 15 W
夜晚 标准	5 cm	$10^{-3}$	1 000	500	150
夜晚 较差	3 cm	$10^{-3}$	360	180	54
白天 标准 A	5 cm	15	223	112	33
白天 较差 A	3 cm	15	80	40	12
白天 标准 B	5 cm	85	90	45	14
白天 较差 B	3 cm	85	32	16	4.8
白天 标准 C	5 cm	100	79	40	12
白天 较差 C	3 cm	100	29	15	4.3

由表 4 可知, 当发射激光功率为 100 W 时, 在夜晚标准的 5 cm 大气相干长度情况下, 其下行通信速率可以达到 1 000 kbps, 而在夜晚较差的 3 cm 大气相干长度情况下, 其下行通信速率仍可以达到 360 kbps; 在白天较差的大气相干长度和背景光亮度情况下, 其下行通信速率仅能达到 29 kbps。若采用 15 W 的发射光功率, 可以在夜晚较差的 3 cm 大气相干长度情况下实现 50 kbps 的通信速率。因此, 背景光噪声和大气湍流对下行通信速率的影响很大。在下行激光通信链路设计过程中需重点关注链路的工作模式和地面站的天气条件等因素。

#### 4 结束语

太阳系边际探测任务的激光通信链路既有星地激光通信链路的特点, 但由于其应用环境的特殊性, 也有其独特的技术难题。相比于星地及月地激光通信链路, 太阳系边际探测任务的超远距离引起的空间大衰减和链路长时延等问题, 使得激光通信链路在设计思路、工作模式、关注重点等方面均发生了根本性的变化。太阳系边际探测任务的实施将进一步带动我国深空激光通信技术的快速发展, 其科学价值和工程意义重大。

#### 参考文献

- [1] 吴伟仁, 于登云, 黄江川, 等. 太阳系边际探测研究[J]. 中国科学(信息科学), 2019, 49(1): 1-16.  
WU Weiren, YU Dengyun, HUANG Jiangchuan, et al. Exploring the solar system boundary[J]. Science in China(Information Sciences), 2019, 49(1): 1-16.
- [2] 王赤, 李晖, 郭孝城, 等. 太阳系边际探测项目的科学问题[J]. 深空探测学报(中英文), 2020, 7(6): 517-524, 535.  
WANG Chi, LI Hui, GUO Xiaocheng, et al. Scientific objectives for the exploration of the boundary of solar system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(6): 517-524, 535.
- [3] 张爱兵, 李晖, 孔令高, 等. 太阳系边际探测任务的科学载荷配置研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2020, 7(6): 545-553.  
ZHANG Aibing, LI Hui, KONG Linggao, et al. Scientific payloads proposal for Chinese solar system boundary exploration mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(6): 545-553.

- [4] 李凉海, 刘向南, 李晓亮. 深空激光通信进展及应用研究[J]. 深空探测学报, 2019, 6(6): 523–529.  
LI Lianghai, LIU Xiangnan, LI Xiaoliang. Progress and application research of deep space laser communication[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(6): 523–529.
- [5] NASA. Status[Z]. <https://voyager.jpl.nasa.gov/mission/status>.
- [6] JIM TAYLOR. Deep Space Communications[M]. John Wiley & Sons Inc., 2016.
- [7] LAMBERT S G, et al. Design and analysis study of a spacecraft optical transceiver package[Z]. 1985.
- [8] HEMMATI H, PAGE N A. Preliminary opto-mechanical design for the X2000 transceiver [C]//Free-Space Laser Communication Technologies, Conference International Society for Optics and Photonics, 1999, 3615: 206–211.
- [9] NOCK K T. TAU - A mission to a thousand astronomical units[J]. Aiaa Journal, 1987.
- [10] BOROSON D M, BISWAS A, EDWARDS B L. MLCD: Overview of NASA's Mars laser communications demonstration system[J]. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 2004, 5338: 16–28.
- [11] CAPLAN D O, CARNEY J J, LAFON R E, et al. Design of a 40-Watt 1.55  $\mu\text{m}$  uplink transmitter for lunar laser communications[J]. International Society for Optics and Photonics, 2012, 8246: 82460M.
- [12] BOROSON D M, ROBINSON BS, BURIANEK D A, et al. Overview and status of the lunar laser communications demonstration[J]. Proc Spie, 2012.
- [13] CORNWELL D M . NASA's optical communications program for 2015 and beyond[J]. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 2015, 9354: 93540E.
- [14] ARAPOGLOU P D, SODNIK Z, HEESE C, et al. European deep-space optical communications program[C]//Proc. of SPIE, 2018, 10524: 105240Q.
- [15] HAMID HEMMATI. Deep Space Optical Communications [M]. John Wiley & Sons Inc., 2006.
- [16] ALEXANDER J W, LEE S, CHEN C C. Pointing and tracking concepts for deep-space missions[C]//Proc. SPIE, 1999, 3615: 230–249.
- [17] 田百义, 王大轶, 张相宇, 等. 太阳系边际探测飞行任务规划[J]. 宇航学报, 2021, 42(3): 284–294.  
TIAN Baiyi, WANG Dayi, ZHANG Xiangyu, et al. Flight mission planning for solar system boundary exploration[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(3): 284-294.

#### [作者简介]

刘向南 1985年生, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为空间激光通信总体技术。

王建军 1970年生, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为空间激光通信总体技术。

李晓亮 1979年生, 硕士, 研究员, 主要研究方向为测控通信技术。

湛明 1977年生, 博士, 研究员, 主要研究方向为测控通信技术。

于勇 1971年生, 博士, 研究员, 主要研究方向为雷达总体技术。

(本文编辑: 杨秀丽)