

# 月地高速激光通信系统链路特性分析

王 淇<sup>1,2</sup>, 马 晶<sup>1</sup>, 谭立英<sup>1</sup>, 于思源<sup>1</sup>, 周远东<sup>1</sup>

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001; 2. 哈工大卫星激光通信股份有限公司, 哈尔滨 150028)

**摘 要:** 根据地球、月球、探月卫星的三体运动, 针对月地激光链路的建立与保持, 分析了地球与月球对链路的遮挡问题, 对链路模式进行分析。仿真结果表明: 使用3颗月球极轨(Moon Polar Orbit, MPO)卫星来进行通信时, 链路中断的次数将大大减少, 但是在某些时间段上, 仍然受到月球的遮挡而迫使通信链路频繁中断。使用4颗MPO卫星来进行通信时, 链路将不再受到月球的阻挡, 而仅受到地球的遮挡。同理, 增加地球同步轨道卫星的数目可避免地球的遮挡。仿真结果表明, 采用2颗地球同步轨道(Geostationary Earth Orbit, GEO)卫星建立链路, 链路将不会受到地球的遮挡, 建立深空科学研究的信息中继中心, 采用激光通信技术, 实现月地高速激光信息传输, 为我国深空探测技术的发展提供支撑。

**关键词:** 月地激光链路; 激光通信技术; 深空探测

**中图分类号:** TN929.13

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2019)06-0537-08

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2019.06.004

**引用格式:** 王淇, 马晶, 谭立英, 等. 月地高速激光通信系统链路特性分析[J]. 深空探测学报, 2019, 6(6): 537-544.

**Reference format:** WANG Q, MA J, TAN L Y, et al. Analysis of link characteristics of high-speed laser communication system in lunar-ground link[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(6): 537-544.

## 引 言

随着社会的发展和科技的进步, 人类对自然界的认识正在向浩瀚宇宙发展, 对自然资源的开发和利用也逐渐向太空发展, 因此对深空的探测具有重要的意义<sup>[1-3]</sup>。光波具有极窄的光束和较短的波长, 用光波进行深空信息传输, 在同样的数据率下将具有较小的终端体积和质量及功耗等优点, 且传输过程中的接收灵敏度高, 束宽窄, 能够使能量集中, 达到很远的传输距离。用光波作为深空探测的信息载体, 具有微波波段所没有的优点<sup>[4-7]</sup>。

卫星光通信技术是近30年来发展起来的宽带通信技术。以激光作为信息的载体, 信号光束散角极小, 可以提供巨大的发射天线增益以适应遥远的通信距离。同时, 卫星光通信终端体积小、重量轻、通信容量大, 更加适合安装于深空探测器上。可以预见深空探测激光链路的建立将充分的发挥深空探测器上高分辨率、宽视场成像仪的作用的而不受通信数据率的影响, 为深空探测技术的发展带来深远的影响<sup>[8-12]</sup>。

“嫦娥3号”“嫦娥4号”着陆器在月面探测方面

取得了巨大成功<sup>[13]</sup>。考虑到深空科学探测及空间资源利用, 我国计划在月球建立科学考察站, 这将是国际上第1个月球科学考察站, 也将是深空科学研究的信息中继中心。因此月地高速激光信息传输需求越来越迫切, 急需突破月地激光通信技术, 为我国深空探测技术的发展提供支撑。

## 1 月地高速激光通信链路系统特点分析

根据地球、月球、探月卫星的三体运动特征, 针对月地激光链路的建立与保持, 分析月球与地球对链路的遮挡问题, 对链路模式进行分析。分析了月地激光链路所处的动力学环境, 对卫星平台轨道运动、姿态运动等因素对终端瞄准、捕获、跟踪、通信性能的影响进行仿真分析, 优化链路系统参数。

分析月球探测卫星与地面站间的相对运动, 对卫星光通信终端预瞄准过程进行理论研究, 优化预瞄准参数。建立仿真模拟实验系统, 进行月地激光通信链路建立与保持仿真实验, 对链路模式、链路性能、链路抗干扰能力等进行仿真分析, 为深空激光通信系统

的研制打下理论基础。以月球极轨卫星 (Moon Polar Orbit, MPO) —GEO 为背景, 分析实现深空探测星

间激光链路技术途径, 图1为探月卫星激光通信链路示意图。

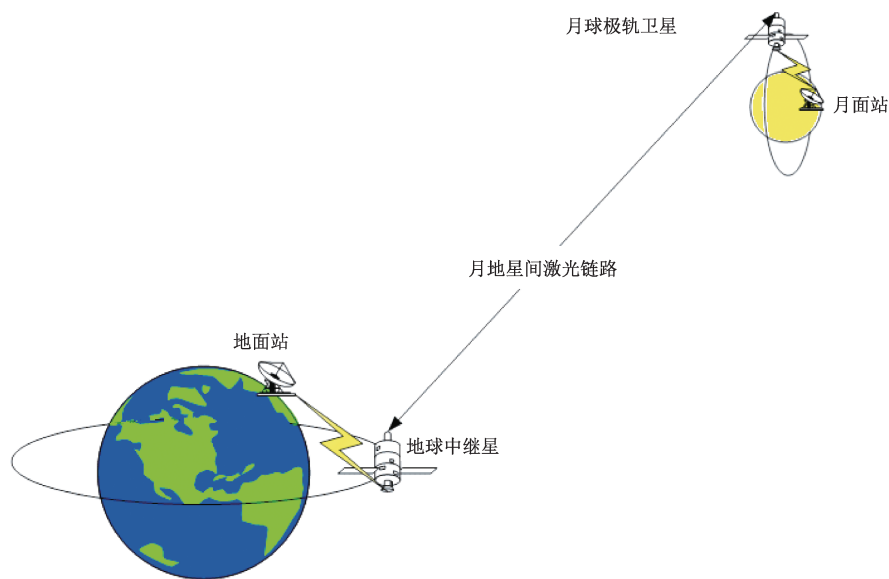


图1 探月卫星激光通信链路示意图

Fig. 1 Scheme of Lunar exploration satellite laser communication link

月地激光星间链路系统主要由地球中继星终端、月球卫星终端组成。链路的基本形式为: ①上行激光星间链路, 地球中继星终端利用激光将信号传输到月球卫星终端, 信号来源为地面站采用前向微波星地链路系统传输到中继星上的数据信号; ②下行激光星间链路, 月球卫星终端利用激光将信号传输到地球中继星终端, 信号来源为月球探测数据或月面站用微波星月链路系统传输到月球卫星的数据信号。

月地高速激光通信传输链路建立分为3个运行状态: ①粗瞄过程, 地球中继卫星终端根据星历表计算月球轨道卫星位置, 调整粗瞄机构指向月球轨道卫星, 月球轨道卫星终端根据星历表计算地球中继卫星位置, 调整粗瞄机构指向地球中继卫星; ②扫描过程, 月球极轨卫星发射信标光, 并在不确定范围内扫描, 中继卫星终端捕获信标光, 同时向月球卫星发射信标光, 月球极轨卫星捕获信标光, 链路锁定; ③跟踪过程, 卫星光通信终端利用粗、精瞄机构补偿两星间相对运动、星上振动保持链路稳定。

## 2 月地激光通信链路轨道分析

月地距离约为38万km, 远大于目前有任何常规通信链路的通信距离, 巨大的空间损耗使信号光被衰减到接近探测极限。如果在地面建立接收站, 大气

损耗将被引入, 信号光被进一步衰减。此外大气湍流、闪烁等不确定因素使光通信过程中的跟瞄过程变得更加复杂、困难。因此选择地球卫星作为深空探测光通信节点可以有效地降低深空探测激光通信的难度。

目前常用的地球卫星轨道, 包括: ①地球同步轨道, 常用于通信卫星、气象卫星、导航卫星; ②太阳同步轨道, 常用于近地遥感卫星; ③回归轨道, 常用于近地遥感卫星、监测卫星; ④冻结轨道, 常用于近地遥感卫星。4种轨道中除地球同步轨道外均为近地轨道, 且多用于地球遥感、监测。地球同步轨道高度约3.6万km, 运行周期23.96h, 覆盖角半径可达81.3°, 在相当大的范围内使用一个中继卫星即可完成全天的对地通信, 运用中继卫星作为深空探测激光通信节点, 可将月球卫星传回的信息转发至地面系统。

为消除遥远的通信距离带来的空间传输损耗, 安置在地球卫星光通信终端需要较大的接收天线口径, 终端所需功耗较大, 这就要求卫星平台具有较大的载荷承载能力与输出功率。GEO卫星平台均为大卫星平台, 输出功率可达数千瓦, 是深空探测激光通信链路理想的承载平台。

此外, 由于激光通信系统信号光束散角极小, 要求光束指向精度极高, 卫星平台的姿态控制精度将直

接影响光通信终端的控制精度。调研国内的卫星平台参数, GEO卫星平台姿控精度明显好于低轨卫星平台, 对于深空探测激光通信系统, GEO卫星明显优于其它轨道卫星, 更加适合卫星光通信。

MPO可以长期在月球附近工作, 进行月球表面绘图, 研究月球磁场、引力场, 在月球极区寻冰等多种科学活动, 是近年来世界各国采用较多的月球探测卫星。例如, 1998年1月美国发射的“月球勘探者”卫星便以环月高度为100 km的月球极地轨道作为运行轨道, 探测了月球土壤中微量水的存在。因此本方案也选择月球极地轨道卫星作为通信节点, 在MPO和GEO间建立星间激光链路。

在GEO和MPO间建立星间激光链路, 由几何关系可知, 最远星间距离约为42万km, 本方案中通过选取适当的系统参数最大通信距离可达到45万km, 满足链路需要。综上所述, 在GEO、MPO卫星间建立激光通信链路, 解决探月活动数据传输问题, 在轨道选择上具备可行性。

### 3 月地激光信息传输链路途径分析

#### 3.1 MPO卫星相对于GEO卫星的角运动

GEO卫星、MPO卫星的运行规律决定了MPO卫星相对于GEO卫星的角运动。在GEO卫星上建立水平俯仰SEZ坐标系, 坐标原点为GEO卫星质心, 基准面为卫星轨道平面, X轴指向地心、Z轴垂直于轨道平面并与卫星角动量矢量平行, 如图2所示。则MPO卫星相对于GEO卫星的角运动可以由方位角 $\theta_h$ 、俯仰角 $\theta_v$ 的变化表示。

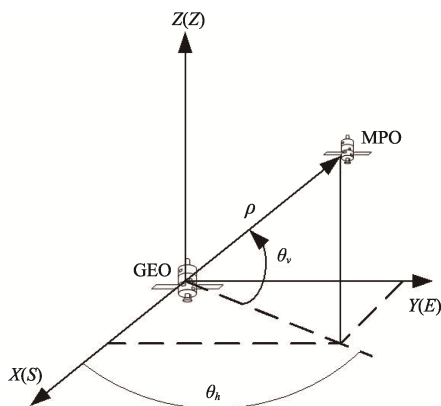


图2 GEO水平俯仰坐标系

Fig. 2 GEO azimuth pitch coordinate system

由SEZ坐标系定义可知, 地球黄道坐标系与SEZ坐标系的变换矩阵为<sup>[14]</sup>

$$D = K(\omega t + \mu) I(i) K(\Omega) \quad (1)$$

其中:

$$K(\Omega) = \begin{bmatrix} \cos\Omega & \sin\Omega & 0 \\ -\sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$I(i) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$K(\omega t + \mu) = \begin{bmatrix} \cos(\omega t + \mu) & \sin(\omega t + \mu) & 0 \\ -\sin(\omega t + \mu) & \cos(\omega t + \mu) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

设GEO卫星在地球黄道坐标系中的位置矢量为 $\hat{r}_G$ , MPO卫星在地球黄道坐标系中的位置矢量为 $\hat{r}_M$ , 则GEO卫星与MPO卫星间的连线矢量 $\hat{r}$ 在SEZ坐标系中可以表示为

$$\hat{r} = D\hat{r}_{GM} = D(\hat{r}_M - \hat{r}_G) \quad (5)$$

令 $r_s$ 、 $r_E$ 、 $r_Z$ 为 $\hat{r}$ 在SEZ坐标系下的分矢量, 则方位角 $\theta_h$ 、俯仰角 $\theta_v$ 为

$$\begin{cases} \theta_v = \frac{r'_Z}{|r'|} \\ \theta_h = \begin{cases} \arccos\left(\frac{r'_S}{\sqrt{r'^2_S + r'^2_E}}\right) & r'_E \geq 0 \\ 2\pi - \arccos\left(\frac{r'_S}{\sqrt{r'^2_S + r'^2_E}}\right) & r'_E < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (6)$$

由式(6)可以得到, 在一个月的激光链路时间内方位角 $\theta_h$ 、俯仰角 $\theta_v$ 变化规律如图3所示。

对方位角 $\theta_h$ 、俯仰角 $\theta_v$ 进行求导可以得到方位角、俯仰角角速度变化规律, 如图4所示。

由图3和图4可知MPO卫星相对于GEO卫星方位角和俯仰角变化具有很周期性。 $\theta_h$ 变化范围 $0 \sim 2\pi$  rad, 角速度变化范围 $5.7 \times 10^{-5} \sim 8.6 \times 10^{-5}$  rad/s。 $\theta_v$ 变化范围 $-0.6 \sim 0.6$  rad, 角速度变化范围 $-2.9 \times 10^{-6} \sim 7.4 \times 10^{-6}$  rad/s。

MPO相对于GEO的方位角 $\theta_h$ 、俯仰角 $\theta_v$ 变化范围及变化率的分析是确定GEO光通信终端粗瞄机构系统参数的重要依据。

#### 3.2 GEO卫星相对于MPO卫星的角运动

GEO卫星相对于MPO卫星的角运动可以由同样方法得到。在MPO卫星上建立SEZ坐标系, 坐标原点为MPO卫星质心, 基准面为卫星轨道平面, X轴指向月心、Z轴垂直于轨道平面并与卫星角动量矢量平行。图5为GEO卫星相对于MPO卫星SEZ坐标系方位角 $\theta_h$ 、俯仰角 $\theta_v$ 随时间的变化规律。方位角、俯仰角角速度变化规律, 如图6所示。

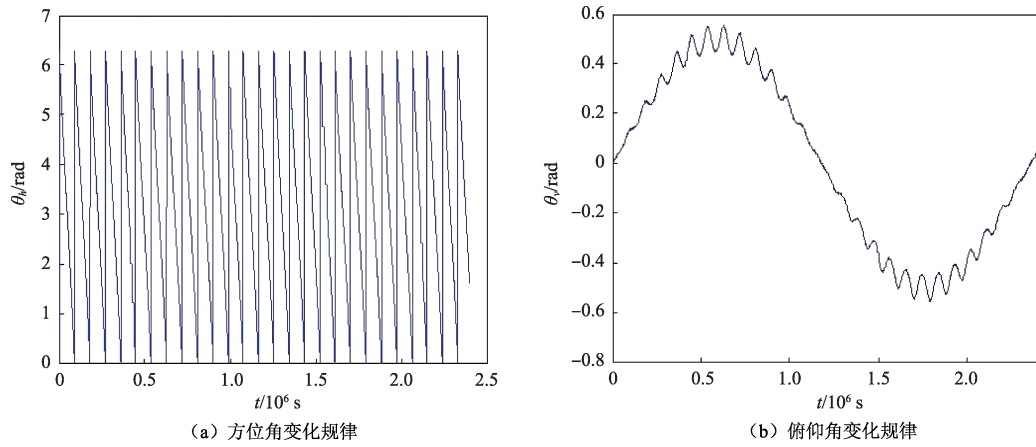


图3 MPO相对于GEO方位角、俯仰角变化规律

Fig. 3 The varying curve of azimuth and elevation angles for MPO relative to GEO

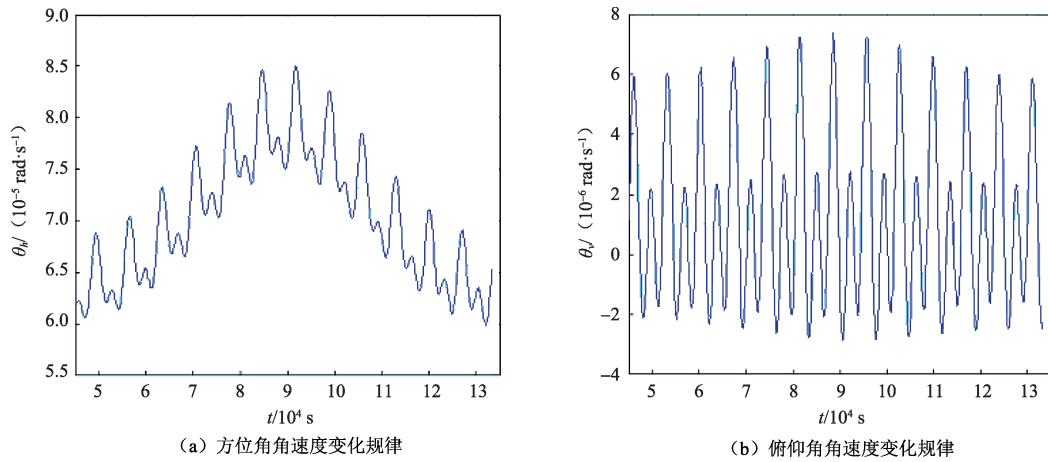


图4 MPO相对于GEO方位角、俯仰角角速度变化规律

Fig. 4 The varying curve of azimuth and elevation Accelerations for MPO relative to GEO

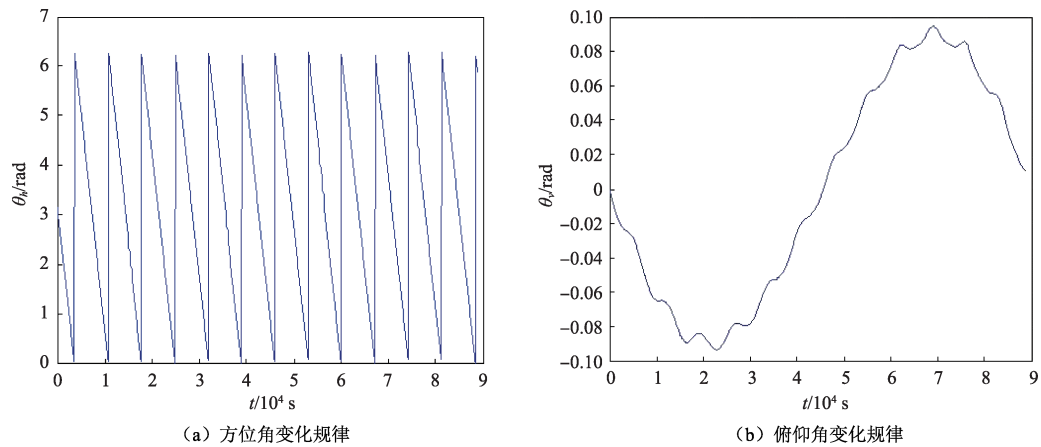


图5 GEO相对于MPO方位角、俯仰角变化规律

Fig. 5 The varying curve of azimuth and elevation angles for GEO relative to MPO

由图5和图6知GEO卫星相对于MPO卫星方位角和俯仰角变化同样具有周期性。方位角 $\theta_h$ 变化范围 $0 \sim 2\pi$  rad, 角速度变化范围 $8.78 \times 10^{-4} \sim 8.94 \times 10^{-4}$  rad/s。 $\theta_v$ 变化范围 $-0.1 \sim 0.1$  rad, 角速度变

化范围 $-3.1 \times 10^{-5} \sim 3.9 \times 10^{-5}$  rad/s。GEO相对于MPO的方位角 $\theta_h$ 、俯仰角 $\theta_v$ 变化范围及变化率的分析是确定MPO光通信终端粗瞄机构系统参数的重要依据。

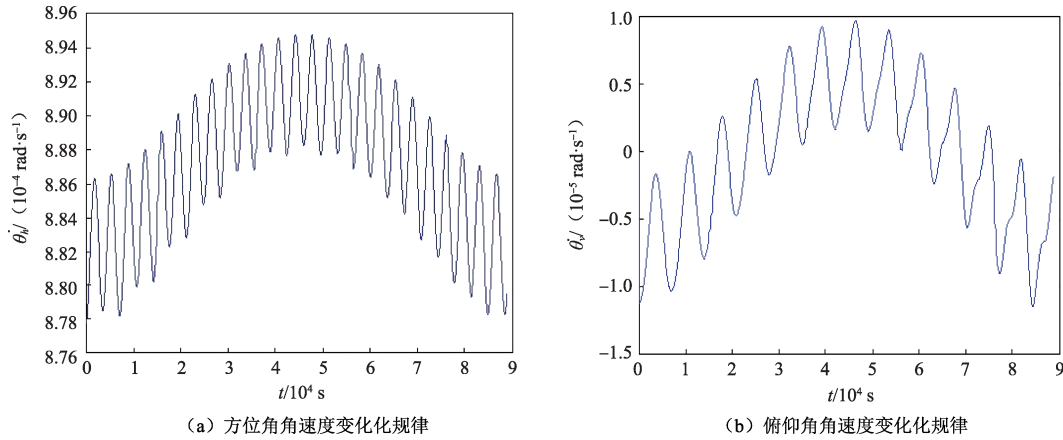


图6 GEO相对于MPO方位角、俯仰角角速度变化规律

Fig. 6 The varying curve of azimuth and elevation Accelerations for GEO relative to MPO

### 3.3 GEO 与 MPO 轨道运行规律及月球与地球遮挡问题

GEO 卫星和月球在地心黄道坐标系的坐标，MPO 卫星在白道坐标系中的坐标可表示为<sup>[15]</sup>

$$\begin{cases} X_n = R_n \cos(w_n t + u_n) \cos \Omega_n - \\ R_n \sin(w_n t + u_n) \cos i_n \sin \Omega_n \\ Y_n = R_n \cos(w_n t + u_n) \sin \Omega_n + \\ R_n \sin(w_n t + u_n) \cos i_n \cos \Omega_n \\ Z_n = R_n \sin(w_n t + u_n) \sin i_n \end{cases} \quad (7)$$

其中：\$n = (G, L, SL)\$，G 表示地球同步轨道卫星、L 表示月球、SL 表示月球极轨卫星；\$R\_n\$ 为轨道半径，\$w\_n\$ 为其角速度，\$\Omega\_n\$ 为其在各自惯性坐标系中升交点的经度；\$i\_n\$ 为其轨道相对于各自惯性坐标系的倾角；\$u\_n\$ 为其初始时刻相对于升交点的夹角。

$$M_{EB} = R_Z(-\Omega_L) R_X(-i_L) R_Z(-u_L)$$

$$\begin{aligned} &= \begin{bmatrix} \cos \Omega_L & -\sin \Omega_L & 0 \\ \sin \Omega_L & \cos \Omega_L & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i_L & -\sin i_L \\ 0 & \sin i_L & \cos i_L \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos(\omega_L t + u_L) & -\sin(\omega_L t + u_L) & 0 \\ \sin(\omega_L t + u_L) & \cos(\omega_L t + u_L) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} k_1 & k_2 & k_3 \\ k_4 & k_5 & k_6 \\ k_7 & k_8 & k_9 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

则月球极轨卫星在地球黄道坐标系中的坐标为<sup>[20-21]</sup>

$$R'_{SL} = M_{EB} R_{SL} + R_L = (X'_{SL}, Y'_{SL}, Z'_{SL})^T \quad (9)$$

月球极轨道卫星和地球同步轨道卫星间的方向矢量表示为

$$R'_{G,SL} = R'_{SL} - R_G \quad (10)$$

从轨道因素考虑影响激光链路通断的因素主要为地球和月球的遮挡，图7为地球遮挡链路示意图。

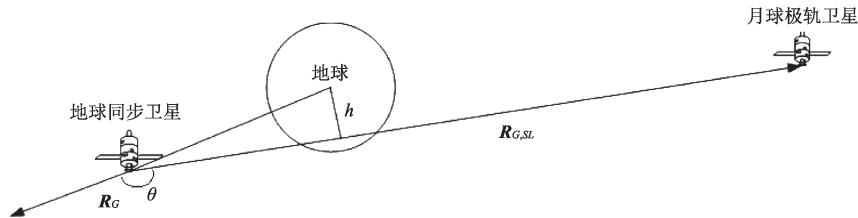


图7 链路受地球遮挡示意图

Fig. 7 Scheme of occlusion of laser link

$$\cos \theta = \frac{R_G \cdot R'_{G,SL}}{|R_G| \cdot |R'_{G,SL}|} \quad (11)$$

知地球遮挡链路的必要条件为

$$\begin{cases} h = |R_G| \cdot \sin \theta = |R_G| \cdot \sqrt{1 - \cos^2 \theta} < r_G \\ \cos \theta < 0 \end{cases} \quad (12)$$

同理可知月球遮挡连路的必要条件为

$$\begin{cases} h = |R'_{SL}| \cdot \sin \theta = |R'_{SL}| \cdot \sqrt{1 - \cos^2 \theta} < r_L \\ \cos \theta < 0 \end{cases} \quad (13)$$

在进行月地激光通信的过程中，只要链路受到地球或月球的遮挡，通信就被迫终止。

图8为月一地造成链路通断情况的数值仿真结果。当链路不受月球和地球遮挡，链路通畅时则 \$y =



1, 否则 $y = 0$ 。仿真时间为1个月。

由图8(a)和图8(b)可知, 在地球同步轨道卫星和月球极轨卫星建立激光链路的过程中, 链路受

月球遮挡比较严重, 而受地球遮挡较弱。对图8(c)的分析, 可知一个月内该链路的可进行通信的最长时间为52.53 h。

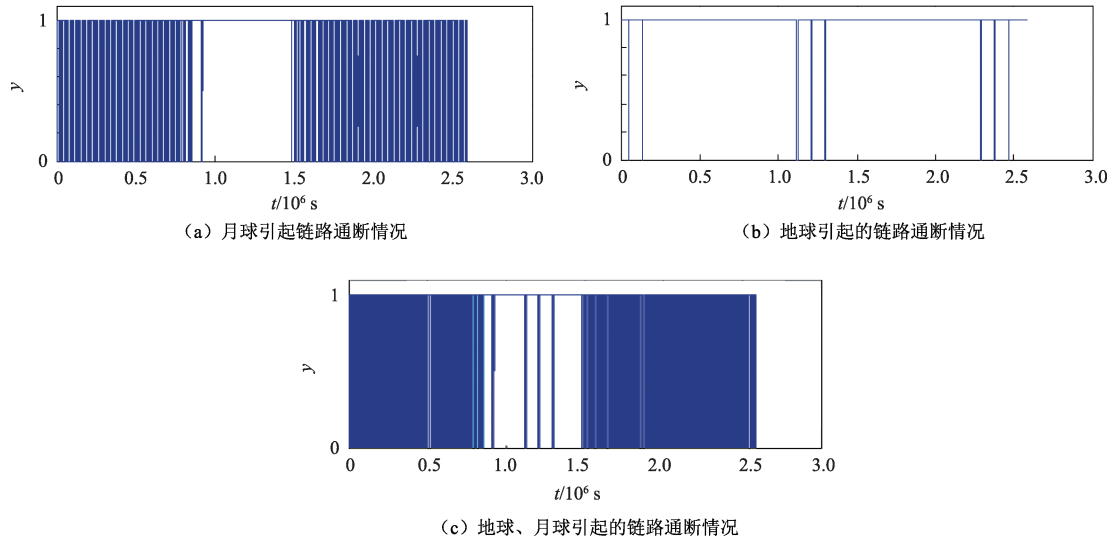


图8 地球、月球对链路的影响

Fig. 8 Laser link influenced by Earth and Moon

### 3.4 月球对探月光信息传输遮挡问题解决途径

为了解决链路受月球遮挡的问题, 考虑采用多颗月球极轨卫星来提高链路时间。当一颗月球极轨卫星

与地球同步卫星的激光星间链路被月球遮挡后, 其它的月球极轨卫星可以再次与地球同步卫星建立链路, 延长通信时间, 如图9所示。

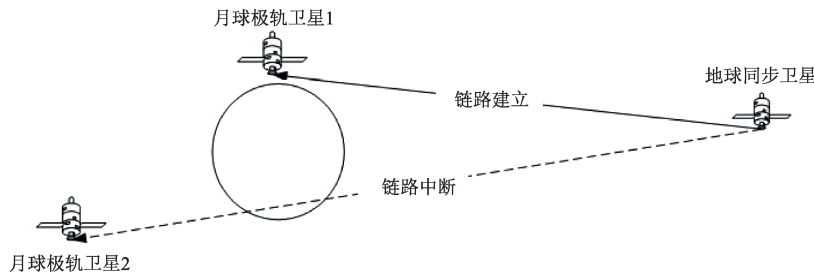


图9 链路的中断与建立

Fig. 9 Link interruption and establishment

分别针对等相位间隔排列的3颗、4颗MPO卫星和1颗GEO卫星间的链路进行仿真, 只要其中1颗极地轨道卫星可与地球同步轨道卫星进行通信, 令 $y = 1$ , 否则,  $y = 0$ 。仿真结果如图10~11所示。

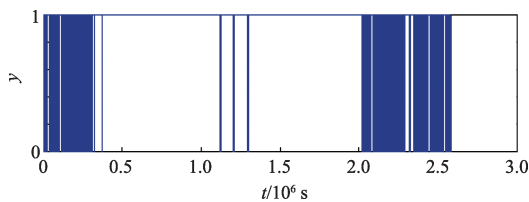


图10 3颗月球极轨卫星对应的链路通断情况

Fig. 10 Link-to-break condition of three Moon polar orbiting satellites

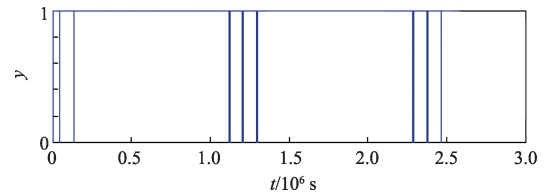


图11 4颗月球极轨卫星对应的链路通断情况

Fig. 11 Link-to-break condition of four Moon polar orbiting satellites

仿真结果表明: 使用3颗MPO卫星来进行通信时, 链路中断的次数将大大的减少, 但是在某一些时间段上, 仍然受到月球的遮挡而迫使通信链路频繁中断。使用4颗MPO卫星通信时, 链路将不再受到月

球的阻挡, 而仅受到地球的遮挡。同理, 增加地球同步轨道卫星的数目可避免地球的遮挡。仿真结果表明, 采用两颗 GEO 卫星建立链路, 链路将不会受到地球的遮挡。

## 4 结 论

本文根据地球、月球、探月卫星的三体运动, 针对月地激光链路的建立与保持, 分析了月球与地球对链路的遮挡问题, 对链路模式进行分析。仿真结果表明: 使用 3 颗 MPO 卫星来进行通信时, 链路中断的次数将大大的减少, 但是在某一些时间段上, 仍然受到月球的遮挡而迫使通信链路频繁的中断。使用 4 颗 MPO 卫星来进行通信时, 链路将不再受到月球的阻挡, 而仅受到地球的遮挡。同理, 增加地球同步轨道卫星的数目可避免地球的遮挡。仿真结果表明, 采用 2 颗 GEO 卫星建立链路, 链路将不会受到地球的遮挡。考虑到深空科学探测及空间资源利用, 在月球建立科学研究所, 建立深空科学研究所的信息中继中心。采用激光通信技术, 实现月地高速激光信息传输, 为我国深空探测技术的发展提供支撑。

## 参 考 文 献

- [1] 张立华, 吴伟仁. 月球中继通信卫星系统发展综述与展望[J]. 深空探测学报, 2018, 5(6): 497-505.  
ZHANG L H, WU W R. The development overview and prospect of lunar relay communication satellite system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(6): 497-505.
- [2] 徐进, 张爱兵, 贺一峰, 等. “嫦娥 4 号”中继星中继通信方案研究与分析[J]. 深空探测学报, 2018, 5(6): 506-514.  
XU J, ZHANG A B, HE Y F, et al. research and analysis for relay communication system of Chang'e-4 lunar relay satellite[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(6): 506-514.
- [3] KUNIMORI H, SHOJI Y, TOYOSHIMA M, et al. Research and development activities on space laser communications in NICT[J]. Proceedings of SPIE, 2009(7199): 1-7.
- [4] 张乃通, 李晖, 张钦宇. 深空探测通信技术发展趋势及思考[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 786-793.  
ZHANG N T, LI H, ZHANG Q Y. Throughout and developing trend in deep space communication[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 786-793.
- [5] PERINO M A, FENOGLIO F, PELLE S, et al. Outlook of possible European contributions to future exploration scenarios and architectures[J]. Acta Astronautica, 2013(88): 25-34.
- [6] 吴伟仁, 于登云. 深空探测发展与未来关键技术[J]. 深空探测学报, 2014, 1(1): 5-17.  
WU W R, YU D Y. Development of deep space exploration and its future key technologies[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1(1): 5-17.
- [7] MATSUMOTO K, KAMIMORI N, TAKIZAWA Y, et al. Japanese lunar exploration long-term plan[J]. Acta Astronautica, 2006(59): 68-76.
- [8] BOROSON D M, ROBINSON B S, MURPHY D V. Overview and results of the lunar laser communication demonstration[C]//Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation. California, USA: SPIE, 2014.
- [9] MUKHERJEE J, RAMAMURTHY B. Communication technologies and architectures for space network and interplanetary internet[J]. Communications Surveys & Tutorials, 2013, 2(2): 881-897.
- [10] MAX-MOERBECK W, BRISKEN W F, ROMNEY J D. Near real-time astrometry for spacecraft navigation with the VLBA: a demonstration with the mars reconnaissance orbiter and Odyssey[J]. Publications of the Astronomical Society of the Pacific, 2015, 948(948): 161-166.
- [11] 朱新颖, 李春来, 张洪波. 深空探测 VLBI 技术综述及我国的现状和发展[J]. 宇航学报, 2010, 31(8): 1893-1899.  
ZHU X Y, LI C L, ZHANG H B. Overview of VLBI technology for air detection and current status and development of China[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(8): 1893-1899.
- [12] 韩鸿硕. 21 世纪国外深空探测发展计划及进展[J]. 航天器工程, 2008, 17(3): 7-22.  
HAN H S. Development plans and progress of deep space exploration in the 21st century[J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(3): 7-22.
- [13] PRASUN N D, DAN T L, JEFF T, et al. Entry, descent, and landing operations analysis for the stardust entry capsule[J]. Journal of spacecraft and rockets, 2008, 6(6): 1262-1268.
- [14] ZOU Y G, WANG Q. Vision and voyages for deep space exploration [J]. Chinese Journal of Space Science, 2016, 36(5): 606-609.
- [15] 杨海峰, 柴霖, 卢欧欣, 等. 月地及月地以远测控通信与若干关键技术发展趋势[J]. 飞行器测控学报, 2017, 36(2): 144-156.  
YANG H F, CAI L, LU O X, et al. Moon-and-land remote control and communication and several key technology development trends [J]. Journal of Aircraft Measurement and Control, 2017, 36(2): 144-156.

作者简介:

**王淇**(1985-), 女, 博士研究生, 主要研究方向: 空间光通信、月地光通信。

通信地址: 哈尔滨工业大学航天学院 1331 信箱(150001)

电话: (0451)58603012

E-mail: wang\_qi\_work@163.com

**谭立英**(1957-), 女, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 卫星激光通信。本文通讯作者。

通信地址: 哈尔滨工业大学科学园 2A1502(150001)

电话: (0451)86402866-1502

E-mail: tanly@hit.edu.cn

## Analysis of Link Characteristics of High-Speed Laser Communication System in Lunar-Ground Link

WANG Qi<sup>1,2</sup>, MA Jing<sup>1</sup>, TAN Liying<sup>1</sup>, YU Siyuan<sup>1</sup>, ZHOU Yuandong<sup>1</sup>

(1. School of Aerospace, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. HIT Satellite Laser Communication Co. Ltd., Harbin 150028, China)

**Abstract:** According to the three-body motion of the Earth, the Moon and the lunar satellite, the occlusion problem of the Moon-Earth link and the link mode are analyzed. The simulation results show that when three MPO satellites are used for communication, the number of link interruptions will be greatly reduced, but in some certain periods, the communication link is still interrupted by the occlusion of the moon frequently. When using four MPO satellites for communication, the link will no longer be blocked by the Moon, but only blocked by the Earth. By the same token, increasing the number of geosynchronous orbiting satellites can avoid occlusion of the Earth. The simulation results show that the link is established by two GEO satellites, and the link will not be blocked by the Earth. An information relay center for deep space science research is established. The laser communication technology is used to achieve high-speed laser information transmission between the Moon and the Earth, providing support for the development of deep space exploration technology in China.

**Keywords:** lunar-ground laser link; laser communication technology; deep space exploration

### Highlights:

- According to the characteristics of the high-speed laser communication link system between the Moon and the Earth, the mode of the Moon-Earth satellite link is analyzed.
- The model of the laser communication angular motion of the Moon and the Earth is established based on three-body movement of the Earth, Moon, and the lunar satellite, and the variation law of angular motion during the establishment and communication of laser link is also studied.
- The influences of lunar occlusion on the interruption of laser link are studied, and the solution to the occlusion problem of moon on the laser link transmission is proposed

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 朱恬]