

# $J_2$ 轨道模型对月地激光通信预瞄准精度影响研究

郭朋真<sup>1,2</sup>, 李博<sup>1</sup>, 康冬鹏<sup>1</sup>, 于思源<sup>1</sup>, 王淇<sup>1</sup>, 南方<sup>3</sup>, 谭立英<sup>1</sup>, 马晶<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;

3. 中国空间技术研究院 宇航物资保障事业部, 北京 100094)

**摘要:** 基于 $J_2$ 轨道预测模型, 设计了不同倾角和轨道高度圆轨道月球卫星, 通过将 $J_2$ 轨道预测模型预瞄准仿真结果与直接积分RKF7(8)法仿真结果相对比, 研究了不同类型月球卫星轨道对-Y面卫星舱板激光通信终端瞄准精度的影响。仿真结果表明,  $J_2$ 轨道预测模型可以满足月球极地卫星月地激光通信要求, 当轨道高度为1 000 km和2 000 km的时候, 10 min方位角偏差不得超过40  $\mu\text{rad}$ , 而俯仰角偏差仅为7  $\mu\text{rad}$ 时, 在一定程度上 $J_2$ 轨道预测模型可以满足月地激光通信预瞄准要求。

**关键词:** 月地激光通信;  $J_2$ 轨道预瞄准模型; 深空激光通信

中图分类号: TN929.13

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2019)06-0530-07

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2019.06.003

**引用格式:** 郭朋真, 李博, 康冬鹏, 等.  $J_2$ 轨道模型对月地激光通信预瞄准精度影响研究[J]. 深空探测学报, 2019, 6(6): 530-536.

**Reference format:** GUO P Z, LI B, KANG D P, et al. Pointing accuracy of lunar-ground laser communication based on  $J_2$  perturbation[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(6): 530-536.

## 引言

卫星激光通信具有容量大、保密性高和较强抗电磁干扰等优点, 受到了国际上广泛的关注<sup>[1-3]</sup>。自20世纪以来, 美国、欧洲、日本以及中国等相继成功地开展了星地、星间激光通信在轨试验, 为卫星激光通信工程化应用奠定了基础。现阶段, 载人登月和火星探测等深空探测计划对高数据速率传输需求十分迫切<sup>[4-13]</sup>, 因此, 激光通信技术是未来信息传输的发展方向。

2013年, 美国“月球激光通信演示验证”(Lunar Laser Communications Demonstration, LLCD)在轨试验验证了长距离激光通信的可行性, 在深空探测方面具有广泛地应用前景<sup>[9]</sup>。卫星激光通信瞄准、捕获和跟踪(Pointing, Acquisition and Tracking, PAT)是建立激光通信链路和稳定通信的关键技术<sup>[14]</sup>。轨道预瞄准是激光通信PAT的第一步, 提高轨道预瞄准精度可有效缩短扫描捕获时间, 实现链路再建立, 进一步提高链路的跟踪稳定度<sup>[15]</sup>。在星载资源有限的情况

下, 若一味地追求轨道预瞄准精度, 会极大挤压扫描捕获、稳定跟踪程序资源, 对激光通信链路的建立会带来不利影响。因此, 选择适当的轨道预测模型算法就显得尤为重要。

卫星在空间运动过程是摄动运动过程, 受到了包括地球引力、地球非球形引力、其他天体引力以及太阳光压、大气阻力等因素的影响。在地球引力场模型中, 仅考虑带谐项 $J_2$ 引力位函数对卫星轨道影响的预测算法为 $J_2$ 轨道预测模型, 具有卫星运行时考虑的摄动因素少, 算法简单并易于应用的优点。绕月卫星是一个受多种摄动影响的二体运动, 与地球相比, 月球表面具有无大气阻力、自转速度慢等特点导致其引力场模型中引力参数 $J_2$ 与其它参数相差不大<sup>[17-18]</sup>。但迄今为止, 还没有公开报道轨道预测模型在月地激光通信中预瞄准影响的研究。

$J_2$ 轨道预测模型是算法较为简单的轨道预测模型, 在保证一定精度的基础上, 可有效简化轨道预瞄准计算过程。基于此, 本文研究了月球卫星 $J_2$ 轨道模型在激光通信中的预测精度, 可以为未来月地激光通

收稿日期: 2019-11-1 修回日期: 2019-12-2

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61705053); 哈尔滨工业大学重点实验室开放基金资助项目(BAQQ5780002517); 中国博士后科学基金资助项目(2016M600249)

信链路设计和在轨试验提供重要的参考意义。

## 1 月球轨道卫星建模

### 1.1 建立 $J_2$ 卫星轨道摄动模型

作为一般性分析,月球  $J_2$  卫星轨道摄动模型选择轨道六根数作为状态参量<sup>[19]</sup>,其它几个涉及物理和几何参量的摄动因素并不在定轨过程中改正。因而,针对不同类型月球卫星轨道,轨道状态参量  $X$  设置为<sup>[20-23]</sup>

$$X = [a, e, i, \Omega, \omega, M]^T \quad (1)$$

其中:  $a$  为轨道半长轴;  $e$  为轨道偏心率;  $i$  为轨道倾角;  $\Omega$  为升交点赤经;  $\omega$  为近地点幅角;  $M$  为平近点角。

$J_2$  卫星轨道摄动微分方程则可表示为

$$\frac{\partial X}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial t} [a, e, i, \Omega, \omega, M]^T \quad (2)$$

可进一步表示为

$$\frac{\partial X}{\partial t} = \begin{cases} \frac{da}{dt} = 0 \\ \frac{de}{dt} = 0 \\ \frac{di}{dt} = 0 \\ \frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3J_2 R_{Moon}^2}{2p^2} n \cdot \cos i \\ \frac{d\omega}{dt} = \frac{3J_2 R_{Moon}^2}{2p^2} n \left( 2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \\ \frac{dM}{dt} = n + \frac{3J_2 R_{Moon}^2}{2p^2} n \left( 1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \sqrt{1 - e^2} \end{cases} \quad (3)$$

其中:  $J_2$  为月球非球引力带谐项系数;  $R_{Moon}$  为月球半径;  $p = a(1 - e^2)$ ;  $n$  为平运动角速度。

### 1.2 建立星上瞄准坐标系

对  $J_2$  卫星轨道摄动模型进行仿真,研究不同类型月球卫星轨道瞄准精度。首先建立月球卫星激光终端水平俯仰坐标系,以卫星质心为原点,  $Z$  轴指向月球球心、 $X$  轴为卫星运动方向反方向,  $Y$  轴符合右手定则,即卫星  $-Y$  舱板面,如图1所示,月地激光通信预瞄准角度分别由方位角  $\theta_h$ 、俯仰角  $\theta_v$  的变化来表示。

在计算瞄准矢量的过程中,需将月球卫星和地球地面站统一到一个坐标系中。其中,用到的转换关系有地球地面站大地坐标系与 J2000 地心赤道坐标系,而 J2000 地心赤道坐标系与 J2000 月心平地球赤道坐标系转换公式为

$$R_{MJ2000} = R_{EJ2000} - R_0 \quad (4)$$

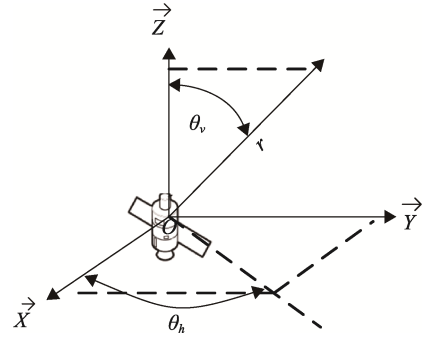


图1 激光终端瞄准坐标系  
Fig. 1 Pointing coordinate system of LCT

其中:  $R_{MJ2000}$  为 J2000 月心平地球赤道坐标系位置矢量;  $R_{EJ2000}$  为 J2000 地心赤道坐标系下位置矢量; 而  $R_0$  为月球在 J2000 地心赤道坐标系下的位置矢量。

J2000 月心平地球赤道坐标系与月球卫星轨道坐标系转换公式为

$$R_{LSat} = T_{MJ2000 - LSat} \cdot R_{MJ2000} \quad (5)$$

其中:  $R_{LSat}$  为月球卫星轨道坐标系位置矢量;  $R_{MJ2000}$  为 J2000 月心平地球赤道坐标系位置矢量;  $T_{MJ2000 - LSat}$  为转换矩阵,可通过下面公式进行计算。

$$T_{MJ2000 - LSat} = \begin{pmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_y \times T_z \\ T_z \times v_{MJ2000} \\ |T_z \times v_{MJ2000}| \\ R_{MJ2000} \\ |R_{MJ2000}| \end{pmatrix} \quad (6)$$

其中:  $R_{MJ2000}$  为 J2000 月心平地球赤道坐标系卫星位置矢量;  $v_{MJ2000}$  为 J2000 月心平地球赤道坐标系卫星速度矢量。

通过式(4)、(5)和(6),可将瞄准目标和月球卫星统一到激光终端坐标系中,表示为

$$\vec{r} = (r_x, r_y, r_z)^T \quad (7)$$

则方位角  $\theta_h$ 、俯仰角  $\theta_v$  为

$$\begin{cases} \theta_v = \arctan\left(\frac{r_y}{r_x}\right) \\ \theta_h = \arctan\left(\frac{r_z}{\sqrt{r_x^2 + r_y^2}}\right) \end{cases} \quad (8)$$

### 1.3 建立月球卫星轨道模型

月球卫星轨道选择圆轨道,假定卫星激光通信终端按照在卫星  $-Y$  面舱板,如图2所示,这时激光通信终端俯仰角度相对较小,月球卫星初始参数见表1。由于月球周期为27.3平太阳日,仿真过程中,仿真周期需要覆盖一个月球周期。月球引力场模型选择 LP150Q 模型,48阶48次部分,最后利用  $J_2$  卫星轨道

摄动模型仿真结果与直接积分 RKF7 (8) 法结果相对比, 得到  $J_2$  模型精度, 其中, 积分步长为 120 s。地面站的位置选取首都北京, 纬度 39.928 9°, 东经 116.388°。

表1 月球卫星初始参数表  
Table1 Parameters for lunar orbit satellites

月球卫星	轨道高度/km	轨道倾角/(°)	升交点/(°)
1	1 000	97	0
2	1 000	60	0
3	1 000	30	0
4	1 000	0.05	0
5	200	97	0
6	2 000	97	0

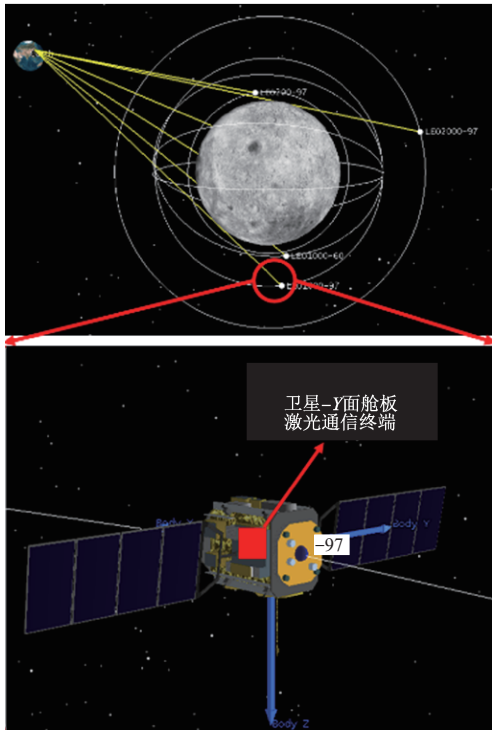


图2 不同类型月球卫星激光通信链路示意图  
Fig. 2 Scheme of lunar-ground laser link based on various types of satellite

## 2 仿真结果分析

### 2.1 $J_2$ 摄动模型位置预测精度仿真分析

首先对  $J_2$  模型月心坐标系下的轨道位置预测精度进行仿真分析, 仿真结果如图3所示。其中, 图3 (a) 为轨道高度为 1 000 km, 不同倾角位置的仿真结果精度图; 图3 (b) 为不同轨道高度, 轨道倾角为 97° 极地卫星仿真结果。

从图3 (a) 中可以看出, 轨道倾角越小,  $J_2$  模型轨道预测精度相对越差, 受月球非球形引力摄动影响也越大, 30 天仿真结果显示, 最大位置偏差不得超过 15 km, 而轨道倾角为 97° 极地卫星偏差不得超过 5 km。因此, 设计适当较大的轨道倾角月球卫星, 在月球周期的时间内,  $J_2$  模型轨道预测精度会相应地提高, 图3 (b) 中给出了不同轨道高度下轨道倾角为 97° 极地卫星  $J_2$  仿真结果, 轨道较高的卫星  $J_2$  仿真精度相对越高, 受到月球非球形引力摄动影响会适当减小。

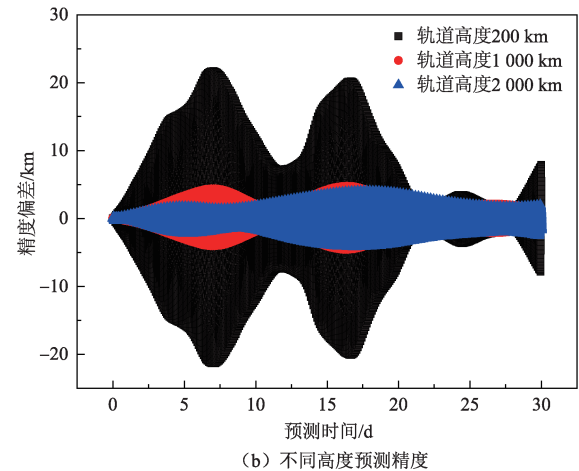
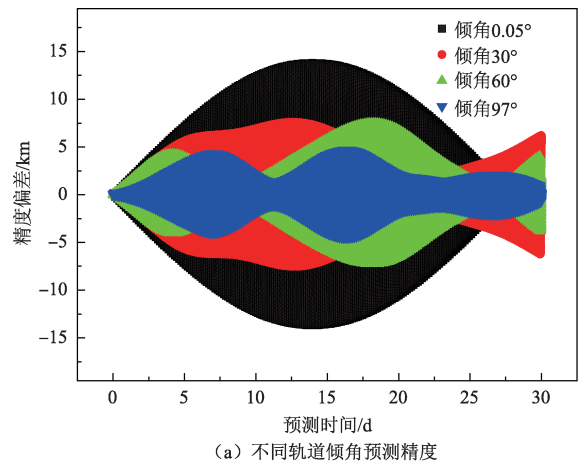


图3 不同轨道倾角和高度圆轨道月球卫星  
Fig. 3 The one-month-prediction position accuracy of circular orbit lunar satellite based on  $J_2$  orbit prediction model varying with orbital inclination and heights  
注:  $J_2$  摄动模型位置一个月时间内预测精度

### 2.2 $J_2$ 摄动模型月地激光通信链路预瞄准精度仿真分析

由于终端探测电荷耦合器件 (Charge Coupled Device, CCD) 的视场限制, 预瞄准误差应小于在跟踪状态下探测器的视场角度, 通常跟踪视场会设为 200  $\mu$ rad。下面对 -Y 面卫星舱板激光通信终端

瞄准角度进行仿真计算。图4分别给出了不同轨道倾角轨道月球卫星方位和俯仰角瞄准角度精度仿真结果。由图4可以看出,方位角瞄准精度明显小于俯仰角瞄准精度,10 min内方位角瞄准角度偏差在100  $\mu\text{rad}$ 以内,而俯仰角瞄准角度偏差小于

20  $\mu\text{rad}$ ,不同轨道倾角也会对卫星激光预瞄准角度有一定的影响,其中,针对方位角而言,轨道倾角越大,瞄准角度偏差越小,尤其轨道倾角 $97^\circ$ 极地卫星10 min瞄准偏差不大于10  $\mu\text{rad}$ ,俯仰角也处于10  $\mu\text{rad}$ 以内。

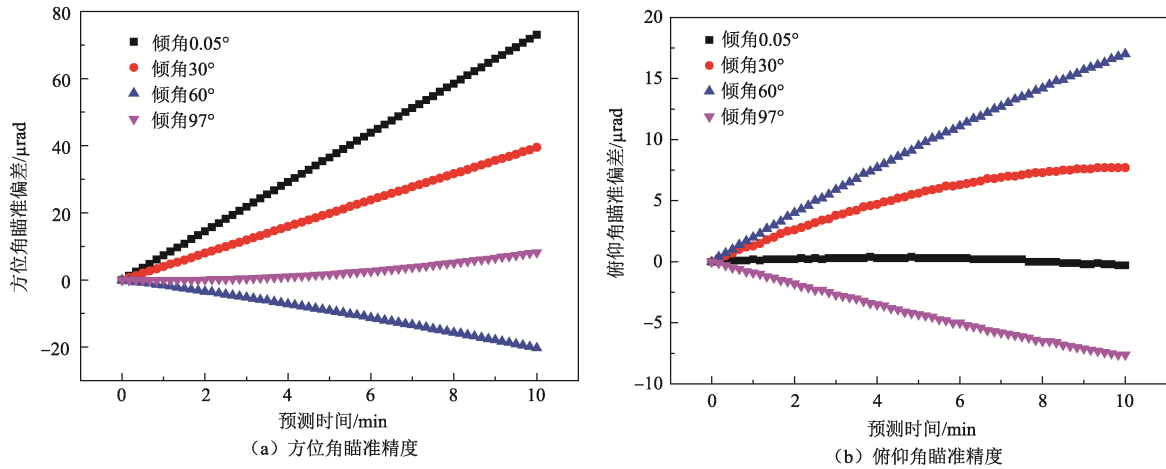


图4 不同轨道倾角下 $J_2$ 摄动模型10 min激光链路预瞄准精度

Fig. 4 The 10 min-prediction pointing accuracy of lunar-ground laser link varying with orbital inclination based on  $J_2$  orbit prediction model

在2.1节中的仿真结果发现,轨道高度相对较高的情况下,受到月球非球形引力摄动的影响因素减小,因而,我们进一步研究了不同轨道高度对激光通信终端预瞄准角度精度影响。图4给出了轨道倾角为

$97^\circ$ 的极地轨道卫星激光通信瞄准角度精度。图5(a)和(b)仿真结果中可以看出,轨道高度为1 000 km和2 000 km的方位和俯仰瞄准精度较高,方位角精度不超过40  $\mu\text{rad}$ ,而俯仰角度精度约为7  $\mu\text{rad}$ 。

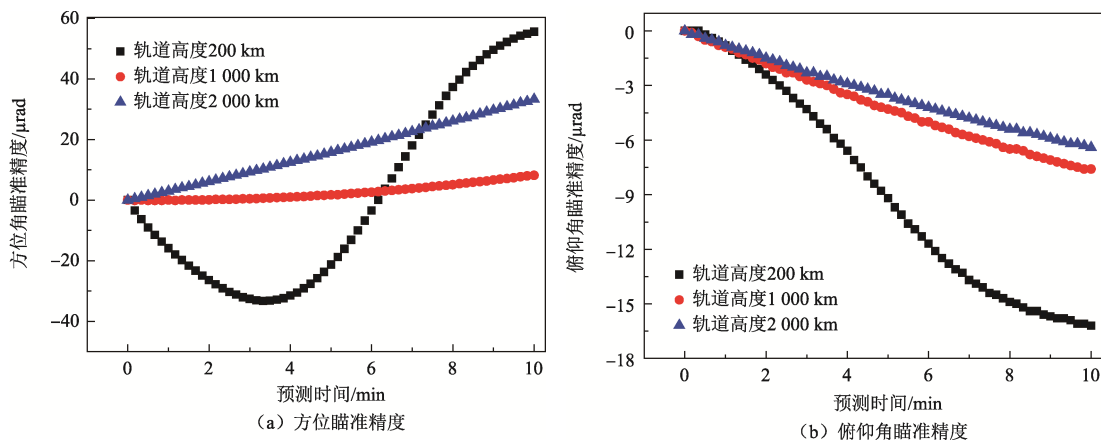


图5 不同轨道高度下基于 $J_2$ 摄动模型的极地轨道激光链路预瞄准10 min 预测精度

Fig. 5 The 10 min-prediction pointing accuracy of polar orbit lunar-ground laser link varying with orbital heights based on  $J_2$  orbit prediction model

图6(a)和(b)进一步给出了一天时间内方位和俯仰角预测精度偏差。可以看出,随着月球卫星在轨运行周期的增加,瞄准角度偏差也会越来越大。其中,贴近月球表面的卫星预测精度偏差将更大。以轨道高度为200 km的卫星为例,最大方位角精度偏差1天内不超过7.2 mrad,俯仰不超过2.4 mrad。当轨道高度升高的时候,这种情况会很好地

改善。如轨道高度为2 000 km的月球卫星,最大方位角精度偏差1天内不超过2.4 mrad,俯仰不超过80  $\mu\text{rad}$ 。因此 $J_2$ 模型轨道预测精度对于月球极地卫星精度最高,而对于轨道倾角较小的近月圆轨道卫星。

在激光链路建立过程中,假定捕获信标束散角为110  $\mu\text{rad}$ ,扫描重叠度在 $\sim 50\%$ ,扫描步长 $\geq 60 \mu\text{rad}$



(< 110  $\mu\text{rad}$ ), 控制频率 > 50 Hz, 在捕获时间设定为 60 s 的条件下, 在 60 s 时间内可完成至少 3 场的扫描捕获。因而, 捕获视场容限  $\geq 1.07 \text{ mrad}$ , 若能在 1~

2 min 内可以完成月地激光通信建链时, 考虑到平台振动、随机噪声等因素, 轨道预瞄精度偏差在几十  $\mu\text{rad}$  内, 在一定程度上可以满足要求。

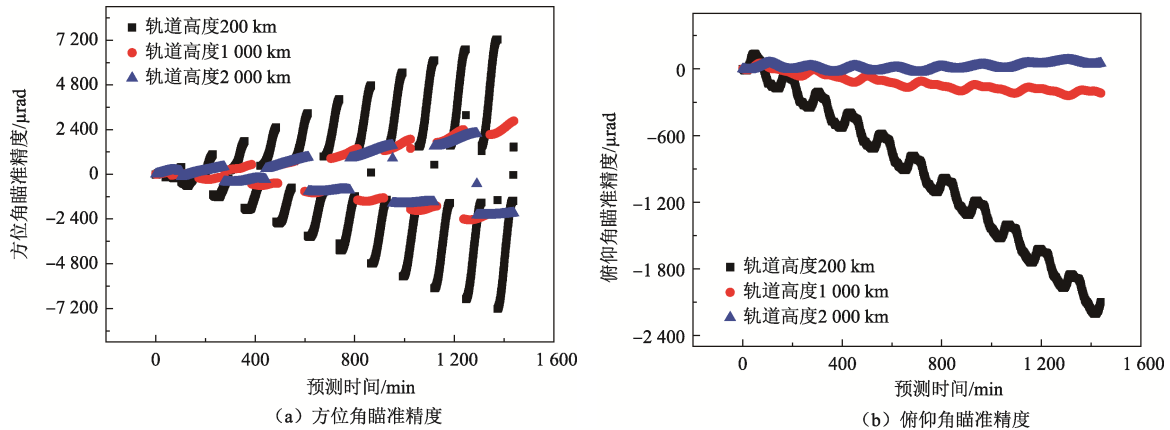


图6 不同轨道高度下基于 $J_2$ 摄动模型的极地轨道激光链路预瞄1 d 预测精度

Fig. 6 The one-day-prediction pointing accuracy of polar orbit lunar-ground laser link varying with orbital heights based on  $J_2$  orbit prediction model

### 3 结论

本文基于 $J_2$ 轨道预测模型, 研究了不同类型月球卫星轨道对月地激光通信的轨道预测精度和-Y面卫星舱板激光通信终端瞄准精度的影响。通过将 $J_2$ 轨道预测模型预瞄仿真结果与直接积分RKF7(8)法仿真结果相对比发现, 在月心坐标系下, 月球卫星轨道高度相对较高的月球极地卫星月地激光通信预瞄精度更高, 当轨道高度为1 000 km和2 000 km的时候, 10 min内方位角精度不超过40  $\mu\text{rad}$ , 而俯仰角度精度要求较高, 在微弧度量级约为7  $\mu\text{rad}$ 。而当月球轨道高度和降低到200 km时候, 预瞄精度相对要求不高, 10 min内方位角精度偏差不得超过100  $\mu\text{rad}$ , 俯仰角瞄准角度偏差小于20  $\mu\text{rad}$ 。在1~2 min时间内实现月地激光建链情况下,  $J_2$ 轨道预测模型可以满足预瞄要求, 较直接积分RKF7(8)的仿真方式每次计算约节省2 ms的时间, 提高了快速捕获和再捕获过程。

本文只是针对 $J_2$ 模型进行预瞄精度的研究, 后续将会针对平台振动、随机噪声以及捕获时间进行试验的研究。对未来我国月地激光通信链路工程化设计及其试验具有一定的参考价值。

#### 参 考 文 献

[1] HEENA A, RAKESH G. A review on inter-satellite link in inter-satellite optical wireless communication[J]. Journal of Optical Communications, 2017, 38(1): 63-67.  
[2] BOROSON D M, BRYAN S R. The lunar laser communication

demonstration: NASA's first step toward very high data rate support of science and exploration missions[J]. Space Science Review, 2014 (185): 115-128.  
[3] YU S Y, WU F, TAN L Y, et al. Research on the standards of indicators associated with maintain time in bidirectional beam tracking in inter-satellites optical communication links[J]. Optics Express, 2015, 23(21): 27618-27626.  
[4] GREGORY M, TROENDLE D, MUEHLNIKEL G, et al. Three years coherent space to ground links: performance results and outlook for the optical ground station equipped with adaptive optics [J]. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 2013(8610): 1-13.  
[5] HEINE F, SAUCKE K, TROENDLE D, et al. Laser based bi-directional Gbit ground links with the Tesat transportable adaptive optical ground station[C]//Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXIX. [S. l.]: International Society for Optics and Photonics, 2017.  
[6] STEVENS M L, PARENTI R R, WILLIS M M, et al. The lunar laser communication demonstration time-of-flight measurement system: overview, on-orbit performance, and ranging analysis[C]//Free-space laser communication and atmospheric propagation XXVIII. [S. l.]: International Society for Optics and Photonics, 2016.  
[7] LUZHANSKIY E, EDWARDS B, ISRAEL D, et al. Overview and status of the laser communication relay demonstration[C]//Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXVIII. [S. l.]: International Society for Optics and Photonics, 2016.  
[8] BISWAS A, KOVALIK J M, SRINIVASAN M, et al. Deep space laser communications[C]//Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXVIII. [S. l.]: International Society for Optics and Photonics, 2016.  
[9] KHATRI F I, ROBINSON B S, SEMPRUCCI M D, et al. Lunar laser communication demonstration operations architecture[J]. Acta

- Astronautica, 2015(111):77-83.
- [10] YAMAKAWA S, CHISHIKI Y, SASAKI Y, et al. JAXA's optical data relay satellite programme[C]//2015 IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS). New Orleans, LA, USA: IEEE, 2015.
- [11] ARAKI T. Current trends in space optical communication around the world and its R&D activities in JAXA[J]. IEICE Transactions on Fundamentals of Electronics, Communications and Computer Sciences, 2018, 101(1):161-166.
- [12] CHISHIKI Y, YAMAKAWA S, TAKANO Y, et al. Overview of optical data relay system in JAXA[C]//Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXVIII. [S. l.]: International Society for Optics and Photonics, 2016.
- [13] YU S Y, WU F, TAN L Y, et al. Static position errors correction on the satellite optical communication terminal[J]. Optical Engineering, 2017, 56(2):026112.
- [14] 李鑫. 星间激光通信中链路性能及通信性能优化研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- LI X. Optimization research on link performance and communication performance in intersatellite laser communication[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.
- [15] 吴世臣. 潜望式光终端瞄准误差建模及补偿方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- WU S C. Pointing error modeling and correction method for periscope-type optical communication terminals[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
- [16] 曾智龙, 刘兴, 孙晖, 等. 空间激光通信最新进展及发展建议[J]. 光通信技术, 2017, 41(6):1-5.
- ZENG Z L, LIU X, SUN H, et al. Latest progress and development proposals for space laser communication[J]. Optical Communication Technology, 2017, 41(6):1-5.
- [17] 林胜勇, 李珠基, 和兴锁. 月球卫星轨道设计优化[J]. 空间科学学报, 2004, 24(5):360-366.
- LIN S Y, LI Z J, HE X S. Optimization of orbit design for lunar satellite[J]. Chinese Journal of Space Science, 2004, 24(5):360-366.
- [18] 刘迎春, 刘林. 月球卫星的精密定轨[J]. 空间科学学报, 2002, 22(3):249-255.
- LIU Y C, LIU L. A method on the precise orbit determination for lunar satellite[J]. Chinese Journal of Space Science, 2002, 22(3):249-255.
- [19] ZHU T L. On the lunar node resonance of the orbital plane evolution of the Earth's satellite orbits[J]. Advances in Space Research, 2018, 61(11):2761-2776.
- [20] SELLAMUTHU H, SHARMA R K. Orbit theory with lunar perturbation in terms of Kustaanheimo - Stiefel regular elements[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 40(5):1272-1277.
- [21] LI P, FAN M, HUANG Y, et al. Real-time orbit determination for transfer orbit and lunar orbit of the CE-5T1 probe[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2017, 47(12):129503.
- [22] YE P J, SUN Z Z, ZHANG H, et al. An overview of the mission and technical characteristics of Change'4 lunar probe[J]. Science China Technological Sciences, 2017, 60(5):658-667.
- [23] SRIVASTAVA V K, KUMAR J, KULSHRESTHA S, et al. Lunar shadow eclipse prediction models for the Earth orbiting spacecraft: Comparison and application to LEO and GEO spacecrafts[J]. Acta Astronautica, 2015(110):206-213.

作者简介:

**郭朋真**(1986-), 男, 硕士生导师, 主要研究方向: 卫星激光通信。

通讯地址: 哈尔滨工业大学一匡街2号哈工大科学园2A-233(150080)

电话:(0451)86402866

E-mail: guopengzhen@hit.edu.cn

**李博**(1989-), 男, 博士, 主要研究方向: 卫星激光通信。本文通讯作者。

通讯地址: 哈尔滨工业大学一匡街2号哈工大科学园2A-232(150080)

电话:(0451)86402866

E-mail: 54libolibo@163.com

## Pointing Accuracy of Lunar-Ground Laser Communication Based on $J_2$ Perturbation

GUO Pengzhen<sup>1,2</sup>, LI Bo<sup>1</sup>, KANG Dongpeng<sup>1</sup>, YU Siyuan<sup>1</sup>, WANG Qi<sup>1</sup>, NAN Fang<sup>3</sup>, TAN Liying, MA Jing<sup>1</sup>

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

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

3. China Aerospace Components Engineering Center, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Based on the  $J_2$  orbit prediction model, lunar satellites with various inclinations and orbital heights have been designed. Then, by comparing the simulation results of the  $J_2$  orbit prediction model with the direct integration RKF7 (8) simulation results, pointing accuracy of lunar-ground laser communication is studied. The laser communication terminal is installed on the  $-Y$  plane satellite deck in our simulation. To a certain extent, the results show that the  $J_2$  orbit prediction model can meet the requirements of lunar polar remote sensing satellites for lunar-ground laser communication. When the orbital height is 1 000 km and 2 000 km, the azimuth deviation of 10 min does not exceed  $40 \mu\text{rad}$ , and the pitch angle deviation is only about  $7 \mu\text{rad}$ . The orbit prediction model can satisfy the lunar-ground laser communication pointing requirements.

**Keywords:** lunar-ground laser communication;  $J_2$  orbit prediction model; deep space laser communication

**Highlights:**

- The moon satellites in circular orbit with different inclination angles and orbit heights are designed, and the lunar-ground laser communication pre-targeting models for different types of circular orbit moon satellites are established.
- The effects of different types of circular orbits on the pre-targeting accuracy of  $J_2$  orbit prediction model during satellite Lunar-Ground laser communication have been studied.
- With the limited spaceborne resources, the influence of pre-targeting accuracy of  $J_2$  orbit prediction model is analyzed, and it is proposed that the pre-targeting accuracy of  $J_2$  orbit prediction model can meet the requirements of circular orbit lunar-ground laser communication to a certain extent.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 朱恬]