

## 光行差对高轨卫星激光测距的影响分析

温冠宇<sup>1</sup>, 王爽<sup>2</sup>, 安宁<sup>1</sup>, 董雪<sup>1</sup>, 韩兴伟<sup>1</sup>

(1. 中国科学院国家天文台 长春人造卫星观测站, 吉林 长春 130117;

2. 长春中国光学科学技术馆, 吉林 长春 130117)

**摘要:** 随着卫星激光测距技术的发展, 高轨卫星激光测距的数据量明显提高。由于高轨卫星距离远回波弱, 这就要求望远镜系统能精确地对准卫星目标才能接收到有效回波。首先分析了影响望远镜对准的光行差因素, 即卫星运行的速度光行差和发射激光运行引入的光行差。文中以 Glonass 系列高轨卫星为例, 重点研究了发射激光束运行引入的光行差偏移量, 并且计算出测站测量 Glonass 系列卫星的光行差角偏移量为  $26 \mu\text{rad}$ 。在实际高轨卫星激光测距中对 Glonass 系列卫星进行了数十次的测距实验验证, 证明了文中对光行差影响的分析是正确的。通过文中的研究可以提高高轨卫星激光测距的捕获机率, 大大提高高轨卫星观测效率。

**关键词:** 卫星激光测距; 速度光行差; 激光运行光行差; 光行差补偿

中图分类号: P111.23 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201847.0906001

## Analysis of aberration effect on high orbit satellite laser ranging

Wen Guanyu<sup>1</sup>, Wang Shuang<sup>2</sup>, An Ning<sup>1</sup>, Dong Xue<sup>1</sup>, Han Xingwei<sup>1</sup>

(1. Changchun Observatory, National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130117, China;

2. Changchun China Optical Science and Technology Museum, Changchun 130117, China)

**Abstract:** Due to the development of the satellite laser ranging technology, high orbit satellite laser ranging data volume increases significantly, but high orbit satellite has weak echo signal due to the distance, which requires the telescope system to align satellite accurately in order to receive the valuable echo signal. In this paper, the main factors that affecting the telescope to aim were analyzed, namely satellite velocity aberration and flight-time aberration of laser pulse. Based on Glonass series high orbit satellite as an example, the aberration offset was mainly studied, introduced laser operation, and the station measurement of Glonass satellite series aberration angle offset of  $26 \mu\text{rad}$  was calculated, and in the actual series of Glonass satellite in high orbit satellite laser ranging dozens of times ranging experiment verification. In this paper, it proved that optical line difference influences analysis is correct. Through the research we can improve the capture probability of high orbit satellite laser ranging and greatly enhance the efficiency of observation.

**Key words:** satellite laser ranging; velocity aberration; flight of laser pulse aberration; aberration compensation

收稿日期: 2018-04-05; 修订日期: 2018-05-03

基金项目: 国家自然科学基金(11603050)

作者简介: 温冠宇(1985-), 男, 副研究员, 博士, 主要从事光学设计、激光通信和激光载波一体化等方面的研究。

Email: wengy@cho.ac.cn

通信作者: 王爽(1986-), 女, 助理研究员, 硕士, 主要从事仪器科学与技术及光学科普仪器等方面的研究。Email: 187122994@qq.com

## 0 引言

中国科学院国家天文台长春人造卫星观测站从事卫星激光测距(SLR)已有近 30 年的历史,有坚实的理论基础和丰富的实践经验。2016 年,长春站共获得观测数据 23 454 圈,其中高轨卫星观测量在 10 000 圈左右,高轨卫星距离地面 2 800~37 000 km,这么远的距离就要求望远镜系统能精确地对准卫星目标才能接收到回波。而影响望远镜对准的主要因素就是卫星运行的光行差和激光发射引起的光行差,单纯地利用激光后向散射光尖与卫星视位置对准并不能使激光对准卫星实际的位置。因此文中分析了两种光行差的原理及影响,并且重点研究了发射激光的光行差影响,在卫星激光测距时后向散射光尖加入了光行差的偏移量,提高了观测时激光和观测卫星的对准捕获效率,进而减少观测人员的工作量<sup>[1-7]</sup>。

## 1 高轨卫星激光测距的光行差影响分析

光行差是高轨卫星激光测距时影响望远镜对准的主要因素之一,高轨卫星的光行差包括卫星的运动引起的速度光行差和激光运行引起的光行差两种<sup>[8]</sup>。

### 1.1 高轨卫星速度光行差影响

因为高轨卫星是运动目标,所以反射的激光束会引入轻微的速度光行差。卫星激光测距时都是对卫星上角反射器进行测量,反射器具有这样的一种性质:在反射器静止参考系中,一束入射光发射到反射器上时,会在它原来发射的方向被改变为相反的方向。图 1 说明了这种效果,从地面到激光发射/接收位置。特别是,在静止参考系中,当一束光以垂直入射的方式打到反射器上时,在地面参考系中会有横向分量。虽然在静止参考系中,这束光会正好在它入射的反方向反射回来,但是在地面参考系中,会有相同的横向分量(并不是相反的),这样会导致返回的光束错过发射站。如图 1 所示。

为了减少卫星速差效应在设计卫星角反射器时设计人员就设计了速差补偿,速差角的修正原理如下。圆轨道卫星的速差角为:

$$\theta = \frac{2V_T}{c} \sqrt{1 - \left(\frac{R_E}{R_E + H_S}\right)^2} \sin^2(90^\circ - e_s) \quad (1)$$

式中: $c$  为真空中的光速; $V_T$  为卫星相对于地球运

动的线速度。当卫星运行至卫星激光观测站上空, $e_s=90^\circ$ 时,最大速差角为  $\theta_{\max}$ ;当  $e_s=0^\circ$ 时,最小速差角为  $\theta_{\min}$ 。

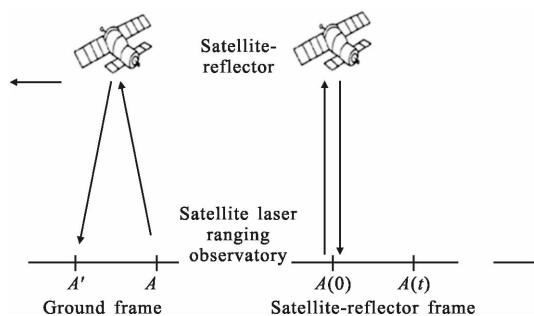


图 1 速度光行差的影响示意图

Fig.1 Schematic of effect of velocity aberration

目前卫星上的角反射器都是利用角反射器的直角误差来进行修正。当入射激光垂直角反射器底面入射时,反射光线偏离入射线角度:

$$\begin{cases} \theta_1 = 1.63n\delta \\ \theta_2 = 2.83n\delta \\ \theta_3 = 3.26n\delta \end{cases} \quad (2)$$

式中: $n$  为角反射器材料的折射率; $\delta$  为直角误差; $\theta_1, \theta_2, \theta_3$  分别为存在一个直角误差、两个直角误差和三个直角误差时的反射光束发散角<sup>[9]</sup>。

由于卫星的速度光行差,使得角反射器的远场衍射斑产生速差角  $\theta$ , 速差角范围在  $\theta_{\min}$  和  $\theta_{\max}$  之间。而角反射器存在微小的直角误差时,远场衍射艾里斑分离,正好呈环形分布。卫星角反射器在设计时通过设计角误差数值,使艾里斑正好也分布在  $\pi(\theta_{\max}^2 - \theta_{\min}^2)$  内,则可以补偿速度光行差的影响。由于卫星角反射器都经过速度光行差的修正处理,因此文中不在详细讨论。

### 1.2 激光运行的光行差影响

文中主要研究由于激光束运行引入的角度偏移量,大约是  $\beta$ 。尽管发射光束和接收光束中心会存在偏移量,但实际上返回光束的分离意味着返回到望远镜的部分光束似乎是和发射出去的光束来自相同的方向。当望远镜跟踪卫星视位置时,激光必须加入一个提前量才能打到卫星的真实位置,而这个提前量就是文中要分析的激光运行光行差的影响量值。图 2 描述了激光运行的光行差影响情况<sup>[10]</sup>。

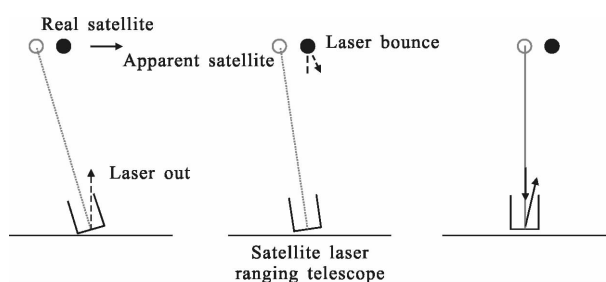


图 2 激光运行的光行差影响示意图

Fig.2 Schematic of flight of laser pulse aberration

长春站卫星激光测距系统就是通过后向散射的光尖和卫星目标对准进行激光测距，这就要求光尖对准卫星的真实位置才能使探测系统接收到足够的光子数，在观测时看到有效数据，而在高轨卫星激光测距中激光运行光行差引起的角偏移量尤为明显，只有加入这个角偏移量才能观测到有效的激光回波数据。

根据卫星激光测距基本原理以及人造卫星与空间碎片的轨道理论<sup>[1]</sup>，通过公式可以计算出固定轨道高轨卫星的光行差引起的角偏移量，以长春站观测国际卫星激光组织的联测 Glonass 系列高轨卫星为例，Glonass 卫星的轨道在 19 140 km。Glonass 联测卫星的光程为：

$$S_{\text{光程}} = V_T \times t = \sqrt{\frac{GM}{r}} \times t \quad (3)$$

式中： $GM$  为万有引力常数乘以地球质量， $GM = 3.986\ 004\ 428 \times 10^{14} \text{ m}^3 \cdot \text{s}^{-2}$ ；卫星轨道半径  $r = R_E + h = 6\ 378 + 19\ 140 = 2.551\ 8 \times 10^7 \text{ m}$ ； $R_E$  为地球的半径； $h$  为卫星的运行轨道。

激光光行差的时间  $t$  等于激光测距的时间  $t$ ，由卫星激光测距原理：

$$S_{\text{星地}} = \frac{vt}{2} \quad (4)$$

式中： $S_{\text{星地}}$  是卫星到激光测距系统的距离 19 140 km； $v$  是光的速度； $t$  是激光测距的时间。将公式(4)代入公式(3)中，得到 Glonass 联测卫星光行差引起的光程值为：

$$S_{\text{光程}} = V_T \times t = 3.95 \times 10^3 \text{ m/s} \times 0.127\ 6 \text{ s} = 504.02 \text{ m} \quad (5)$$

激光测距系统的激光发散角为  $10''$ ，传输到联测卫星的高度能够形成 925 m 的光斑，但是由于大气和环境等因素的影响，只有正对目标才能收到更多

的激光回波，在操作页面看到接收信号。光行差产生的偏移量相当于卫星走过的弧长，望远镜应该与弦长的位置对准。根据弦长公式：

$$C = 2r \times \sin\left(\frac{l}{2r}\right) \quad (6)$$

式中： $r$  是联测卫星轨道半径 19 140 km； $l$  是联测卫星走过的弧长即速度光行差值  $S_{\text{光程}}$ ，计算得到弦长  $C$  为 504 m(即光行差产生的角偏移量)。

根据公式(4)和(5)计算出 Glonass 联测卫星光行差偏移量值，可以得出只有将后向散射光尖对到距离卫星视位置 504 m 才能实现精确的对准。根据弧度公式：

$$\theta = C/r \quad (7)$$

将公式(5)代入公式(6)中可以得出 504 m 光行差偏量会引入的角偏差  $\theta = 26 \mu\text{rad}$ ，即在卫星上升时后向散射光尖提前  $26 \mu\text{rad}$  才能对准卫星真实位置，在卫星下降时后向散射光尖延后  $26 \mu\text{rad}$  才能对准卫星真实位置。

## 2 Glonass 联测高轨卫星的光行差影响分析的实试验证

为了验证激光光行差对高轨卫星测距的影响，笔者在长春站夜间卫星激光测距时对 Glonass 系列的 Glonass128、129、131 和 133 等高轨卫星进行了数十次实际测试，长春站激光测距系统微调望远镜一步对应  $1''$ (即  $4.8 \mu\text{rad}$  的视场)，光行差影响使光尖提前卫星  $26 \mu\text{rad}$  的对角线位置(即在水平和垂直位置各移动三四下)，分别对卫星处于上行和下行状态进行测量，得到 Glonass 系列卫星中心和后向散射光尖对角线对应  $26 \mu\text{rad}$  时应该是精确对准的，此时激光测距接收到的回波应该最强，操作页面能够很好地看到回波信号，而在正对目标的位置很难在操作页面看到回波信号，经过笔者的实验，90%以上 Glonass 系列卫星激光测距需要填加光行差偏移量才能看到回波信号，剩下的卫星由于卫星回波较好很多位置都能接收到回波。图 3~5 为笔者对 Glonass133 卫星激光测距时的结果。

Glonass133 卫星中心正对后向散射光尖位置，由于速度光行差的影响，操作页面不能接收到明显的激光回波信号。

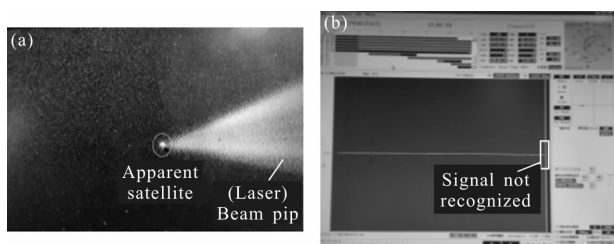


图 3 Glonass133 卫星中心正对后向散射光尖的实验图片  
Fig.3 Image of Glonass133 satellite center is pointed at the back scattering light

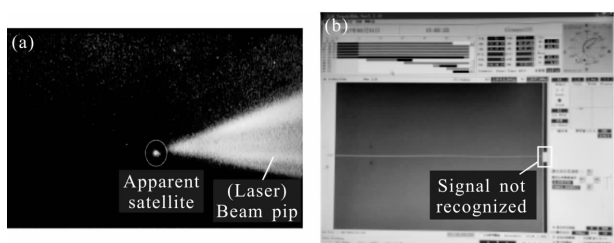


图 4 Glonass133 卫星上行时的激光测距实验图片  
Fig.4 Satellite laser ranging point experiment image on the Glonass133 satellite uplink

从 Glonass133 卫星激光测距上行时卫星中心和后向散射光尖位置图可以看出, 激光光线要提前与卫星视位置发射, 通过加入激光运行光行差  $26 \mu\text{rad}$  偏移量的影响, 操作页面可以看到明显的激光回波。

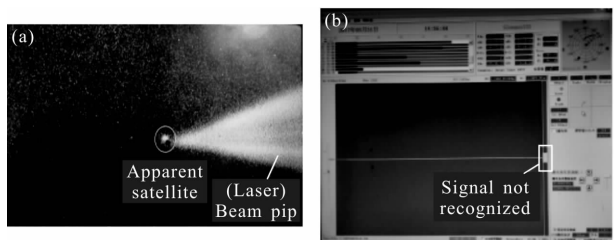


图 5 Glonass133 卫星下行时的激光测距实验图片  
Fig.5 Satellite laser ranging point experiment on the Glonass133 satellite descending link

从 Glonass133 卫星激光测距下行时卫星中心和后向散射光尖位置图可以看出, 激光光线要延后于卫星视位置发射, 通过加入激光运行光行差  $26 \mu\text{rad}$  偏移量的影响, 操作页面可以看到明显的激光回波。

### 3 结 论

文中首先分析了高轨卫星激光测距时受到两种光行差的影响, 包括卫星运行的速度光行差和地面发射激光束运行引入的光行差, 其中卫星的速度光

行差由卫星的角反射进行了修正, 文中以 Glonass 系列卫星为例重点研究了地面发射激光束运行引入的光行差影响, 并且计算出测站测量 Glonass 系列卫星的光行差偏移量为  $26 \mu\text{rad}$ , 进而在实际 Glonass 系列卫星激光测距中进行了验证, 通过数 10 次的实际测量证明文中激光束运行光行差的偏移量计算是正确的, 所有 Glonass 系列卫星都需要加入激光束运行光行差的偏移量才能得到有效的回波。而直接对准不能接收到激光回波信号, 证明了文中对光行差影响的分析是正确的, 文中的研究内容还可以应用到其他高轨卫星的激光测距中, 可以有效地提高高轨卫星激光测距的观测效率。

### 参 考 文 献 :

- [1] Kirchner G, Koidl F, Friederich F, et al. Laser measurements to space debris from Graz SLR station [J]. *Advances in Space Research*, 2013, 51(1): 21-24.
- [2] Li Xu, Peng Huan, Wang Chunhui. Apd optimal gain control investigation for spaceborne laser range finder [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(5): 0520001. (in Chinese)
- [3] Zheng Xiangming, Li Zhulian, Fu Honglin, et al. 1.2 m telescope satellite co-optical path kHz laser ranging system [J]. *Acta Optica Sinica*, 2011, 31(5): 0512002. (in Chinese)  
郑向明, 李祝莲, 伏红林, 等. 云台 1.2 m 望远镜共光路千赫兹卫星激光测距系统 [J]. *光学学报*, 2011, 31(5): 0512002.
- [4] Tang Rufeng, Li Yuqiang, Li Xi, et al. Spin rate determination of AJISAI based on high frequency satellite laser ranging [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2015, 42(6): 0608010. (in Chinese)  
汤儒峰, 李语强, 李熙, 等. 基于高重频卫星激光测距测算 AJISAI 卫星自转速率 [J]. *中国激光*, 2015, 42(6): 0608010.
- [5] Kucharski D, Kirchner G, Lim H C, et al. New results on spin determination of nanosatellite BLITS from high repetition rate SLR data [J]. *Advances in Space Research*, 2013, 51(5): 912-916.
- [6] Kucharski D, Kirchner G, Otsubo T, et al. 22 Years of AJISAI spin period determination from standard SLR and kHz SLR data [J]. *Advances in Space Research*, 2009, 44(5): 621-626.
- [7] Li Xin, Wang Peiyuan, Zou Tong, et al. Experiment on kHz laser ranging at Wuhan satellite laser ranging station [J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2011, 23(2): 367-

370. (in Chinese)  
李欣, 王培源, 邹彤, 等. kHz 激光器在武汉卫星观测站的测距实验[J]. 强激光与粒子束, 2011, 23(2): 367-370.
- [8] Ye Shuhua, Huang Cheng. Astrodynamics [M]. Jinan: Shandong Science and Technology Publishing House, 2000: 97-98. (in Chinese)  
叶淑华, 黄城. 天文地球动力学 [M]. 济南: 山东科学技术出版社, 2000: 97-98.
- [9] Luo Qingshan, Guo Tangyong, Yao Yunsheng, et al. Analysis of laser retro-reflector on GRACE gravity satellite[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2016, 53: 112301. (in Chinese)  
罗青山, 郭唐勇, 姚运生, 等. GRACE 重力卫星激光反射器分析[J]. 激光与光电子学进展, 2016, 53: 112301.
- [10] Toshimichi Otsubo, Hiroo Kunimori, Hiroromo Noda, et al. Simulation of optical response of retroreflectors for future lunar laser ranging [J]. *Advances in Space Research*, 2010, 45(6): 733-740.
- [11] Wu Lianda. Orbit and Detection of Artificial Satellites and Space Debris [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2011. (in Chinese)  
吴连大. 人造卫星与空间碎片的轨道和探测[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2011.