

双向式测距系统性能最优化研究及其应用

张晓林^{1,2}, 张忠萍¹, 吴志波¹, 秦 思¹

(1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院研究生院, 北京 100039)

摘 要:双向式激光测距技术克服传统激光测距系统中距离四次方能量衰减的缺点,可用于行星际高精度激光测距。通过研究双向式激光测距系统中资源和采样率之间的平衡性,可以用适量减少星端资源,增加地面端资源的方法,来达到测距性能最优化。以平衡系统为基础,开展双向式激光测距模拟试验,进而评估上海天文台卫星激光测距系统的行星际测距能力。最后介绍了2005年美国对水星的试验系统MLA。

关键词:双向式激光测距;平衡系统;等效距离;MLA

中图分类号:TH761.2

文献标识码:A

Transponder system performance optimization study and its application

ZHANG Xiao-lin^{1,2}, ZHANG Zhong-ping¹, WU Zhi-bo¹, QIN Si¹

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

2. Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: Transponder overcomes the large R^4 signal loss characteristic of traditional satellite laser ranging, thus it can range to interplanetary distance. Though studying balanced system and sampling rate, one can place as much of the transponder link burden on the Earth station as necessary (within reasonable engineering or economic limits) in order to achieve a 'balanced' and optimized link. Based on the balanced system, we can perform asynchronous transponder simulation experiment. Evaluation the ranging capacity of SHAO's SLR system is carried out. Finally, we introduce MLA system in interplanetary ranging.

Key words: transponder laser ranging; balanced system; simulation distance; MLA

1 引言

常规卫星激光测距技术^[1](又称双程激光测距)利用测量地面激光脉冲发射时刻和经卫星光学反射器反射的脉冲接收时刻来获得距离,接收能量与距离(测站到反射器)的四次方成反比,导致了这种测距方式最远仅能测量到月球的距离。双向式测距技术^[2](又称应答式测距, Transponder)利用在地面和空间飞行器的两套测距系统分别向对方发射激光并接收对方激光脉冲,计时器分别记录发射激光脉冲时刻和从对方收到激光脉冲的时刻,进而得到两端距离和时钟钟差。双向式测距的接收能量仅与距离的平方成反比,因而测距能力大大提高,可开展对行星际距离目标的精确测距。双向式测距涉及星

地两套独立的测距设备,因此需要认真研究两套系统如何配置才能使两端同时的测距效果最好。

由于仅仅在两端同时探测到相匹配的信号时我们才能准确计算星地两端的钟差和距离,因此为了增加同时探测到有效信号的概率,需要研究双向式测距系统的构成,以最优化两端的测距性能。通过下面分析可以看到,构成平衡系统和最大化采样率即能使双向式测距性能达到最优化,这样可以减少星端资源增加地面资源而通过提高测距频率达到最

基金项目:国家自然科学基金项目(No. 10973029)资助。

作者简介:张晓林(1984-),男,博士研究生,主要研究方向为激光测距。E-mail: xlzhang@shao.ac.cn

收稿日期:2010-10-08; **修订日期:**2010-10-19

大的采样率。从已经成功的双向式测距试验 MLA 的系统中我们也可看到,MLA 系统也采用了此优化方法。

2 平衡系统

在双向式测距中,一端(A 表示)一次激光发射中被另一端(B 表示)探测器接收的平均光子数可以由下面双向式测距雷达公式计算^[3](对于测距两端情况对称的公式,仅写出 B 端,下同):

$$n_s^B = \frac{C_{AB} P_A A_B}{f^A R^2} \quad (1)$$

其中, f^A 为激光发射频率; P_A 是 A 端激光发射功率; A_B 是 B 端接收望远镜的口径; R 是 A 和 B 端的距离; C_{AB} 由如下公式给出:

$$C_{AB} = \frac{4\eta_q^B \eta_t^A \eta_r^B T_A^{\text{sec}\theta_A} T_B^{\text{sec}\theta_B}}{h\nu(\theta_t^A)^2(4\pi)} \quad (2)$$

其中, η_q 是探测器量子效率; $h\nu$ 是激光光子能量; $T_A^{\text{sec}\theta_A}$ 和 $T_B^{\text{sec}\theta_B}$ 分别是 A, B 端的单向大气透过率; θ_t 是激光束散角; η_t, η_r 分别是发射和接收光学系统的光学效率。

如果两端测站激光束的束散角,探测器和光学输出效率都大致相等,那么从式(1)可以推出,下面式(3)成立,比较两端测站的每秒整体探测光子数可以得到:

$$\frac{f_{\max}^B}{f_{\max}^A} = \frac{C_{AB}}{C_{BA}} \frac{P_A A_B}{P_B A_A} \cong \frac{P_A A_B}{P_B A_A} \quad (3)$$

其中, $f_{\max}^A = n_s^A f^A, f_{\max}^B = n_s^B f^B$ 。

满足 $\frac{P_A}{A_A} = \frac{P_B}{A_B}$ 的系统称为平衡系统。我们把一

端激光发射功率和另一端望远镜口径的乘积 $P_A A_B$ 称为混合功率口径积。它是双向式激光测距中非常关键的因素,脉冲信号的探测概率与混合功率口径积 $P_A A_B$ 成正比,它包含测距两端的特性。由于在双向式测距飞行器上严格的尺寸、质量和激光发射能量的限制,不能使用大体积和强能量的激光器来增加飞行器上的发射信号强度。在保持平衡系统的情况下,我们就可以按比例的增加地面端的激光发射功率和望远镜口径,同时减小空间端的功率和望远镜口径,这样两端测距系统就能得到优化的系统配置。

3 最大采样率

改变测距两端的 PA 积配置,还不能完全提高信号采样率,因为测距频率也会影响采样率的大小。在测距一端每秒的采样率由激光发射频率和探测概率的乘积得到^[3]:

$$f_R^B = f^A P_D(n_s^B, n_t) = f_{\max}^B \frac{1}{n_s^B} \left(1 - e^{-n_s^B} \sum_{k=0}^{n_t} \frac{(n_s^B)^k}{k!} \right) \quad (4)$$

其中, f^B 为激光发射频率,探测概率可以由 Poisson 公式得到,其取决于两端系统的平均信号强度 n_s^B 和探测门限 n_t 。这样,在 B 端的最大信号采样率由下面公式给出:

$$f_{\max}^B = \frac{C_{AB} P_A^A A_B^B}{R^2} = n_s^B f^A \quad (5)$$

在图 1 中,画出了归一化后的探测率,显示在弱平均信号强度时, $\frac{f_R}{f_{\max}}$ 随着光子探测门限和光子探测率变化。从图 1 中我们可以得到以下结论:

对于一个给定的混合功率口径积 $P_A A_B$,双向式测距系统的最大采样率可以用单光子探测和高重复率低能量的激光来实现,这样光子探测数就远小于 $1(n_s \ll 1)$;

对于高的探测门限值,当平均回波光子数比较接近门限值时,回波信号的频率在接近 $f_{\max}^B$ 处达到最大值(例如在门限值为 2 pe 时探测信号需要达到 1.8 pe 才能有最大采样率而在门限值为 3 pe 时则需要 3.3 pe)。为了在门限值高于单光子的情况下达到类似的回波率,激光功率就需要大大增加(例如对于 2 和 3 个光电子为探测门限时, PA 积就分别应该提高 3.4 和 5.1 倍)。

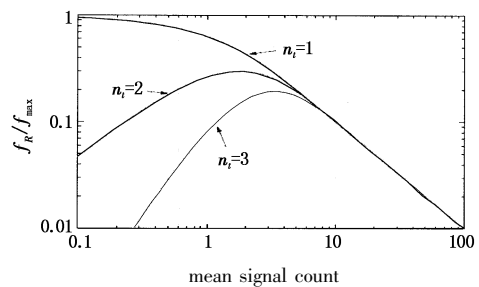


图 1 归一化的采样率作为探测门限和平均回波光子数的函数

Fig. 1 normalized rate of detection as a function of the detection threshold, n_t and the mean signal count

因此为了提高测距系统效率,达到最优化的系统配置,我们可以根据平衡系统配置资源,同时提高测距频率和单光子探测来最大化采样率,并使其达到最优,这也是现在采用高重复率激光测距技术的理论基础。

4 等效距离

对于实际的双向式测距,实现难度较高,且目前双向式测距技术的相关研究还不多,因此有必要先进行地面模拟试验,来进一步研究双向式测距的原

理机制。地面模拟试验主要是通过地面两套激光测距系统,通过向对方发射激光,并接收对方激光信号的一种测距方式。通过对激光测距雷达方程的分析,可以得到模拟测距中测得距离对应的行星际等效距离。考虑到双向式模拟测距也需要两端同时测到才可以计算距离和钟差,因此模拟测距也最好采用平衡系统,这样等效距离也能相应提高。

4.1 计算公式

双向式激光测距模拟试验的等效测距能力就是通过分析普通双程激光测距(通过反射器)和双向式激光测距的雷达方程,来计算得到测站的对应系统在能观测到一定高度的卫星时(双程测距),其测距能力所对应的行星际距离(双向式测距方式)。

传统激光测距的雷达方程计算了地面发射的激光脉冲经过反射器然后被接收的光子数,其表达式为^[4]:

$$n_{R}^{AB} = \frac{4\eta_q^B \eta_t^A \sigma_s \eta_r^B T_A^{2\sec\theta_A}}{h\nu_A (\theta_t^A)^2 (4\pi^2)} \frac{E_t^A A_r^B}{R_R^4} \tag{6}$$

其中:

$$R_R(h, \theta_A) = -R_E \cos\theta_A + \sqrt{(R_E \cos\theta_A)^2 + h(h + 2R_E)};$$

假定方程(1)、式(6)接收到相等的平均光子数,我们就可以得到试验测距所等效的双向式测距距离 R_T ,用实际测得卫星距离 R_R 表示:

$$R_T(h, \theta_A, \sigma_s) = R_R^2(h, \theta_A) \sqrt{\frac{4\pi}{\sigma_s} \left(\frac{T_B^{\sec\theta_B}}{T_A^{\sec\theta_A}} \right)} \cong R_R^2(h, \theta_A) \sqrt{\frac{4\pi}{\sigma_s} \frac{1}{T_A^{\sec\theta_A}}} \tag{7}$$

后面约等号在双向式测距在行星的巡航阶段,轨道阶段或者大气非常稀薄时($T_B \approx 1$)成立。虽然大气等因素在公式中被约掉了,但是大气湍流会影响发射激光束的有效散度。此外,此公式本身能量口径积 $E_t^A A_r^B \left(E_t^A = \frac{P_t^A}{f^A} \right)$ 为同一个,因而约掉。但是模拟测距中采用两套系统,需要同时测得卫星才有效,故如果能量口径积不等时,计算中需乘以一个相应系数。

4.2 上海站等效距离

根据式(7),对应到上海天文台激光测距系统的模拟双向式测距系统,由于采样同一个望远镜(口径为 60 cm)接收回波信号,而两台激光器的能量大致相差两倍(大能量 100 mJ,小能量 27 mJ),发射频率皆为 5 Hz,可知为非平衡系统,根据前面过程,需要在计算中乘以相应系数 3(两端 PA 差 2

倍),有 $R_T(h, \theta_A, \sigma_s) = R_R^2(h, \theta_A) \sqrt{\frac{4\pi}{3\sigma_s} \left(\frac{T_B^{\sec\theta_B}}{T_A^{\sec\theta_A}} \right)} \cong R_R^2(h, \theta_A) \sqrt{\frac{4\pi}{3\sigma_s} \frac{1}{T_A^{\sec\theta_A}}}$ 可以计算得到以下卫星对应的等效距离值,如表 1 所示。

表 1 上海站等效距离值

卫星	高度/km	横截面积/ 10^6 m^2	应答器模拟距离/AU	行星际等效距离
Champ	500	1.0	0.004077 ~ 0.03271	月球(0.0026 AU)
ERS 1 & 2	800	0.85	0.0113207 ~ 0.07798	月球(0.0026 AU)
Starlette/Stella	950	1.8	0.01097 ~ 0.17607	月球(0.0026 AU)
Jason	1,300	0.8	0.0308 ~ 0.0434	月球(0.0026 AU)
LAGEOS	6,000	15	0.15158 ~ 0.443891	水星金星火星(0.28 AU ~ 2.25 AU)
ETALON	19,000	55	0.79383 ~ 1.56591	水星金星火星(0.28 AU ~ 2.25 AU)

由此可见,上海台要测到火星的距离需要在双向式模拟试验测得高度在 LAGEOS 以上的卫星。如果采用平衡系统,则最大可以将测距能力提高 1.732 倍,但由于设备限制无法完全达到平衡。

5 美国 MLA 平衡系统

2005 年 5 月,美国戈达德空间飞行中心(GSFC)对水星成功进行了双向式测距试验 MLA^[5-6](messenger laser altimeter),测距距离为 24000000 km。表 2 为星地两端双向式测距系统相关参数。测距精度达到分米级,比微波多普勒测距高出了数个数量级。

表 2 MLA 试验设备参数

参数	MLA	GGAO
激光能量/mJ	20	15
测距频率/Hz	8	240
激光波长/nm	1064	1064
脉宽 FWHM	6 ns	200 ps
激光束散角/ μrad	80	60
望远镜口径	11.5 cm $\times$ 4	1.2 m
接收视场/mrad	0.4	0.26
接收光学效率/%	30	> 30
探测器量子效率/%	> 35	30
发射光学效率/%	77	82

从表2可以看出,美国2005年进行的双向式测距试验 MLA(PA 积为 $0.161 \text{ M} - \text{m}^2$ (上行), $0.160 \text{ M} - \text{m}^2$ (下行))中,PA 积几乎相同,采用的是平衡系统。而试验中的其他设备因子(如探测器量子效率为30%,望远镜发射接收效率为80%),大致相同。根据前面分析在PA 积整体固定时,提高频率必然导致每次激光发射的能量口径乘积减少,这样两端的采样率就差别很大,并没有最大化的利用资源。而在PA 积相同时,可以有三种情况,两端都采用高频率,两端采用低频率,两端频率不等。显然第一种为最佳配置,但是由于空间端条件的限制,因而在实际中采用了地面高频率而星端低频率测距这种模式。

因为从式(4)可看出,采样率受PA 和发射频率的共同影响,但是发射频率对采样率的作用更大。由于MLA 中星端激光测距系统在最初设计时并无双向式测距计划,因而频率较低。但是提高地面端发射频率却能较大增加星端采样率,这样一定程度上最优化利用了两端资源。

6 结束语

双向式测距需要两套系统,因此分析好两端系统间的相互关系,达到平衡系统和最大化采样率才能更好利用双向式激光测距技术。

目前行星际双向式激光测距技术还处于研制阶段,2005年的成功试验的成功,并非最初的设计,地面模拟试验也仅有美国^[4]、德国^[7]和中国正在进

行,因此此技术还有许多方面需要进一步研究。由于双向式测距技术的测距能力较常规测距方式有很大提高,同时测距精度也比其他测距方式更高,它能扩大激光测距技术的应用范围,将会有很好的发展前景。

参考文献:

- [1] J J Degnan. Millimeter accuracy satellite laser ranging review[J]. Contributions of Space Geodesy to Geodynamics; Technology, 1993, 25: 133 - 162.
- [2] J J Degnan. Laser transponders for high-accuracy interplanetary laser ranging and time transfer[J]. Astrophysics and Space Science, 2008, 349(3): 231 - 242.
- [3] J J Degnan. Photon counting microlaser rangefinders, transponders, and altimeters[J]. Surveys in Geophysics, 2001, 22: 431 - 437.
- [4] J J Degnan. Simulating interplanetary transponder and laser communications experiments via dual station ranging to SLR satellites [A]. Proceedings 15th International Workshop on laser Ranging, Canberra, Australia, 2006.
- [5] G A Neumann, J F Cavanaugh, D B Coyle, et al. Laser ranging at interplanetary distances [A]. Proceedings 15th ILRS Meeting, Canberra, Australia, 2006.
- [6] Smith D E, Zuber M T, Sun X. Two way laser link over interplanetary distance[J]. Science, 2006, 311: 53.
- [7] K U Schreiber, M Hiener, B Holzapfel. Altimetry and transponder ground simulation experiment[J]. Planetary and Space Science, 2009, 57: 1485 - 1490.