

单向激光测距及其测量试验

张海峰 孟文东 吴志波 陈菊平* 张忠萍

(中国科学院上海天文台, 上海 200030)

摘要 激光测距是空间飞行器轨道测定精度最高的一种技术。传统激光测距是测量激光信号的往返传输时间实现空间飞行器距离和轨道的测定。对于超月球距离的空间飞行器,该测量方式已不适用,必须采用单向激光传输,激光能量随距离平方衰减,其作用范围可超过月球达到行星际空间,这将是行星际激光测距的重要测量方式。利用地面激光测距系统,对一颗载有光子探测器和时间计时器的同步轨道卫星成功进行了单向激光测距实验,并与该卫星激光往返传输所测量的卫星距离进行了比较和分析,验证了单向激光测距的可行性。该测量实验为进一步研究单向激光测距技术及我国行星际空间飞行器激光测量终端系统设计提供了一定的参考。

关键词 测量;激光技术;激光测距;单向激光传输;倾斜同步轨道卫星;测量实验

中图分类号 P228.5 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201340.0308005

One Way Laser Ranging and Its Measuring Experiment

Zhang Haifeng Meng Wendong Wu Zhibo Chen Juping Zhang Zhongping

(Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China)

Abstract Laser ranging is a kind of high precise measuring technology for spacecraft orbit determination. The traditional laser ranging is to measure the roundtrip flight time of laser pulse to collect precise measurement of range that allows the spacecraft to achieve its requirement for precise orbit determination. For the long distance spacecrafts farther than the moon, the above measuring way is not suitable and the one-way range measurement via laser pulse time-of-flight from ground stations to spacecrafts should be utilized. For this measuring mode, the laser signal energy falls off only as square of distance and the laser signal can reach the place beyond the moon to the planets. The one way laser measurement will become a significant way for interplanetary laser ranging. By using the ground satellite laser ranging system, laser measuring experiments to geosynchronous satellite equipping laser detector and timing counter are successfully implemented. The comparison and analysis for laser data obtained from both the one way and the roundtrip flight measurements are carried out. The measuring results validate the feasibility of one way laser ranging. The measuring experiments provides reference for further study on the one-way laser ranging and design of laser measuring terminal system for interplanetary spacecraft in future.

Key words measurement; laser technique; laser ranging; one way laser flight; indine geostationary orbit satellite; measuring experiment

OCIS codes 000.2170; 140.3540; 040.5160; 350.1260

1 引 言

卫星激光测距(SLR)和月球激光测距(LLR)均采取了激光往返传输的测量方式,激光发射和接收系统通常位于同一台望远镜,通过空间目标激光反射器合理设计,补偿速差效应^[1],可使地面测量系统

接收到激光反射器反射的回波信号,实现空间目标距离精确测量。该测量方式接收到的激光能量随传输距离四次方衰减,其作用距离很难超过月球而到达行星际空间。因此,对于远距离的行星际空间飞行器激光测距,必须采取单向激光传输模式,激光发

收稿日期: 2012-10-24; **收到修改稿日期**: 2012-11-23

基金项目: 国家自然科学基金(10973029)、上海市空间导航与定位技术重点实验室项目(06DZ22101)和中捷国际科技合作项目(2009DFA01930)资助课题。

作者简介: 张海峰(1981—),男,硕士,工程师,主要从事卫星激光测距技术方面的研究。E-mail: hfzhang@shao.ac.cn

* **通信联系人**。E-mail: zzp@shao.ac.cn

射系统和接收系统分别位于地面站端和空间飞行器端,激光能量随传输距离的平方衰减,其作用距离可达到行星际空间,是行星际激光测距的重要测量方式。

目前国际上所提出的基于激光单向传输的激光测距方式有两种:1) 应答式激光测距;2) 单向激光测距。应答式激光测距系统与单向激光测距系统不同之处在于,空间飞行器测量端,除载有光子探测器和时间计时器外,还需要激光器,用于向地面站发射激光信号,形成地面站与空间飞行器测量端的激光应答。从空间飞行器系统设计方面考虑,单向激光测距系统的复杂性低于应答式激光测距。因此,在满足空间飞行器测量要求情况下,单向激光测距具有一定的应用优势。

本文利用已有的地面激光测距系统,通过精确控制地面激光发射时刻、建立数据处理软件等,对一颗载有中国科学院上海天文台研制的激光探测器和时间计时器的导航卫星,成功进行了单向激光测距实验,并与该卫星激光往返传输方式所获得的星地距离进行了比较和分析,验证了星载光子探测器和时间计时器用于单向激光测距的可行性。

2 单向激光测距技术

2.1 基本测量原理

单向激光测距中,激光测量端分别位于地面站和空间飞行器,两端有各自的时间基准系统。图1给出了单向激光测距基本原理,图中 τ 为两测量端时间系统钟差, T_0 是以地面站时间系统记录的激光发射时刻, T_1 是以空间飞行器测量端时间系统记录的激光接收时刻,可得出激光单向传输的距离

$$R = [(T_1 - \tau) - T_0 - \epsilon] \times c, \quad (1)$$

式中 c 为光速, ϵ 为测量系统延迟量。由(1)式可知,单向激光测距中,距离测量误差与两测量终端时间系统钟差、光子探测和计时设备有直接关系,是影响单向距离测量误差的主要因素。

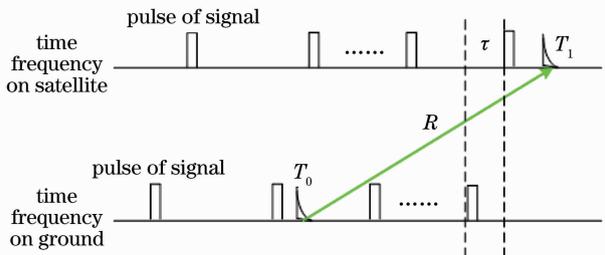


图1 单向激光测距测量原理

Fig. 1 Principle of one way laser ranging

2.2 空间飞行器测量端光子接收能力

单向激光传输模式中,空间飞行器测量端可接收到光子数可估算为

$$N_p = \frac{4ESA_p K_i K_r T \alpha}{\pi R^2 \theta_i^2}, \quad (2)$$

式中 E 为激光脉冲能量(J); S 为每焦耳能量的光子数,对于532 nm波长激光,约 2.67×10^{18} ; A_p 为空间飞行器测量端接收面积(m^2); K_i 为地面发射系统效率; K_r 为空间飞行器测量端接收效率; T 为单程大气透过率; R 为目标距离(km); θ_i 为激光光束发散角(经过发射望远镜); α 为衰减因子(由于大气抖动等引起激光能量损耗)。

对于火星轨道空间飞行器,距离约 8×10^7 km,根据(2)式,在 E 取150 mJ、 A_p 取 78 cm^2 (接收口径取10 cm)、 K_i 取0.6、 K_r 取0.65、 T 取0.4、 θ_i 取 $10''$ 、 α 取0.05情况下,发射单个激光脉冲可接收到的光子数约为2.1。这对于单光子探测器而言,火星轨道飞行器激光测量端是可以实现激光光子探测和测距。

2.3 国外单向激光测距实践情况

美国国家航天局(NASA)戈达德太空飞行中心(GSFC)激光测距站在2005年成功实现了行星际空间飞行器单向激光传输模式的测量实验。采用应答式激光测距实现了水星飞行器(MESSENGER)距离的高精度测量^[2~7];采用单向激光测距方式,成功进行了地球到火星飞行器(MOLA)的激光测量,距离达 8×10^7 km。火星飞行器单向激光测距实验中地面测量终端发射激光信号,激光发射功率8.4 W,激光重复频率为56 Hz,单脉冲能量为150 mJ,火星MOLA探测器的接收望远镜口径为50 cm,接收地面发射的激光信号。

2009年6月,美国NASA发射的月球探测器(LRO),亦采用了单向激光测距技术,以使空间飞行器达到轨道测定精度和定轨要求,便于月球科学研究^[3]。由于采用了单向激光测距,相比月球激光反射器的激光往返式测量,使得地面站测量条件和要求大为降低。为此,美国NASA还邀请了国际上多个卫星激光测距台站也参与LRO激光测量,以增加LRO飞行器激光测量弧段,更有利于空间飞行器的轨道测定和定轨。

3 倾斜同步轨道卫星单向激光测距实验

单向激光测距作为未来行星际空间探测的高精

度测量技术,在技术实践之前,有必要利用现有设备条件开展相关实验研究。中国科学院上海天文台在对我国导航卫星开展时间频率激光测量实验和评估星载原子钟性能研究中,为我国某颗导航卫星设计和研制了光子探测器及时间计时器。该导航卫星轨道高度 36000 km,为倾斜同步轨道(IGSO)。为实现导航卫星的精密定轨,该卫星还装有激光反射器,用于地面站执行激光往返传输方式的 SLR 测量。本次测量实验是基于该卫星设备测量平台,利用已有一套地面测量系统和星载测量系统,通过精确控制地面激光发射时刻等,进行同步轨道卫星单向激光测距实验研究。

3.1 测量实验系统

测量实验系统分为卫星设备系统和地面设备系统。星载设备系统主要包括光子探测器和时间计时器;地面设备系统主要包括卫星激光测距系统和卫星微波信号接收装置。

实验测量过程如下:地面设备系统中卫星激光

测距系统控制地面望远镜跟踪卫星;按照一定时序控制激光器发射激光信号^[8],经发射望远镜射向卫星;时间计时器用于记录地面激光发射时刻(相对于地面时钟系统);卫星设备系统中的光子探测器安装于卫星对地面,探测地面站发射的激光信号,时间计时器记录激光信号达到卫星时刻(相对于卫星时钟系统);卫星上微波发射机将记录的激光信号达到时刻发送到地面站;地面站微波接收机接收卫星下发的激光达到卫星时刻,并与地面站记录的激光发射时刻进行匹配,同时应用星地时钟系统的钟差,获得卫星单程距离测量值,完成单向激光测距过程。

本次单向激光测距实验中,卫星设备系统和地面设备系统主要性能如表 1 所示^[9,10]。限于卫星导航下传通道数据带宽,采用了基于时间间隔分段的柱状图统计方法,从星载测量系统每秒 20 次激光测量数据挑选出一个测量数据进行下传,用于与地面激光发射时刻信息的配对处理,实现卫星单向距离的测量。

表 1 卫星设备系统和地面设备系统主要性能

Table 1 Main parameters of equipments on satellite and ground station

Equipments on ground		Equipments on satellite	
Laser	Energy: 100 mJ; Frequency: 20 Hz	Photo-detector	Sensitivity: single photo
	Q-switch, pulse width: 250ps		Precision: 150 ps
Divergence angle	10"	Timer	Diameter: 25 μm
			Quantum efficiency: >20%(532 nm)
Event timer	Precision: 10 ps		Precision: 120 ps
	Resolution: 1 ps		Resolution: 10 ps
			Frequency: 20 Hz

根据上述地面设备系统参数和 2.2 节中空间飞行器端光子数估算公式,可计算出单次激光脉冲发射后,IGSO 卫星上光子探测器(有效直径为 25 μm)可接收到的光子数约为 0.67。由于光子探测器无接收望远镜,有效接收面积小,故单次激光脉冲发射后,星载光子探测器可接收到的光子数较少。通过增加测量频率(本次测量系统中测量频率 20 Hz),实现增加单位时间内对激光信号的有效探测。

3.2 IGSO 卫星单向激光测距地面控制

IGSO 卫星测量端有效时间窗口长度为 2 μs,即时间计时器开关门信号最长时间间隔为 2 μs,光子探测器所探测的背景噪声也将在此时间间隔内。因此,为实现单向激光测距,地面站每次发射的激光脉冲信号达到卫星时,需处于有效测量时间窗口内,这就要求地面站可精确控制激光发射时刻,是成功开展单向激光测距的关键。另外,星载光子探测器能否准确探测地面站发射的激光信号,还与卫星所

在的空间背景噪声数有关,为此,对 IGSO 卫星空间背景噪声情况进行统计分析,便于地面站激光发射时刻控制。

1) IGSO 卫星空间背景噪声情况

在卫星测量设备正常情况下,利用星载时间计时器测量的由星钟时间频率系统产生的开门信号与光子探测器探测背景噪声而产生的关门信号的时间间隔(记 TS 值),分析 IGSO 卫星空间背景噪声分布情况。图 2 为 11 月份夜间时段[协调世界时(UTC)10 时 30 分至 11 时 5 分]IGSO 卫星空间背景噪声分布情况,每秒一个测量数据,采样时间长度约 34.8 min,图 2(a)为背景噪声时间间隔点图,横坐标为时间,纵坐标为时间间隔,单位纳秒,TS 值最大为 2 μs;图 2(b)为图 2(a)中噪声数据分布统计,横坐标为时间间隔,纵坐标为每个时间间隔内噪声数占总噪声数百分比,由图可知,大部分背景噪声集中在前 150 ns 时间间隔内,占总噪声数的 33%;前

300 ns 时间间隔的比例则为 50%。由此可见,为保证星载光子探测器对激光信号的探测成功率,在控制地面激光发射时刻时,需使激光信号达到卫星时处于星载时间计时器 2 μs 测量时间窗口内的前 300 ns 以内。激光信号达到卫星时刻控制得越靠前,越有利于提高光子探测器对激光信号的探测概率。

2) 地面激光发射时刻精确控制

根据 3.1 节所述,地面激光发射时刻精确控制是实现本次单向激光测距的关键,其主要取决于地

面激光发射时刻延迟量计算,图 3 为地面站激光发射时刻延迟量计算过程示意图。测量实验中,星载时间计时器测量频率和地面站激光发射频率均为 20 Hz,故图 3 中的星地时间频率信号为 20PPS (PPS 表示每秒的脉冲个数)。其中,Δ*T* 为卫星时间频率信号(20PPS)与地面时间频率信号(20PPS)间的钟差,τ 为激光信号上行传播时间(对于 IGSO 卫星,τ 在 100~150 ms 之间),*d* 为激光发射延迟量(相对于 20PPS 信号)。

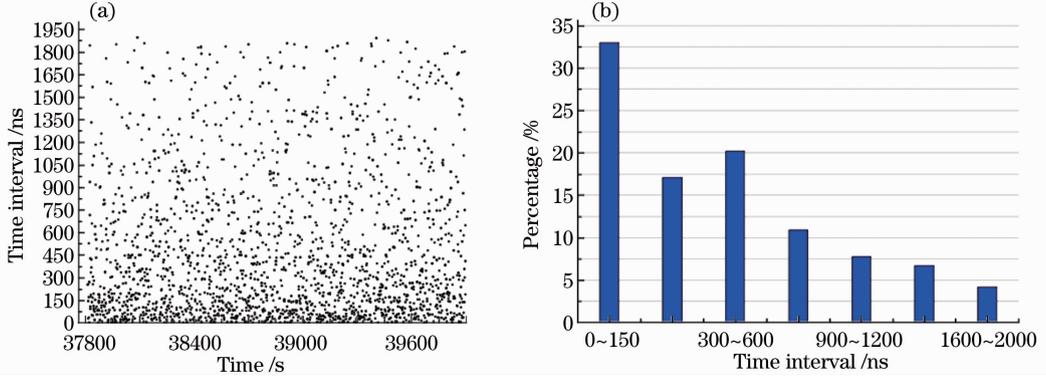


图 2 IGSO 卫星夜间空间背景噪声情况。(a)背景噪声分布;(b)背景噪声分布统计
Fig. 2 Background noise of IGSO satellite at night time. (a) Distribution of background noise; (b) statistic of background noise

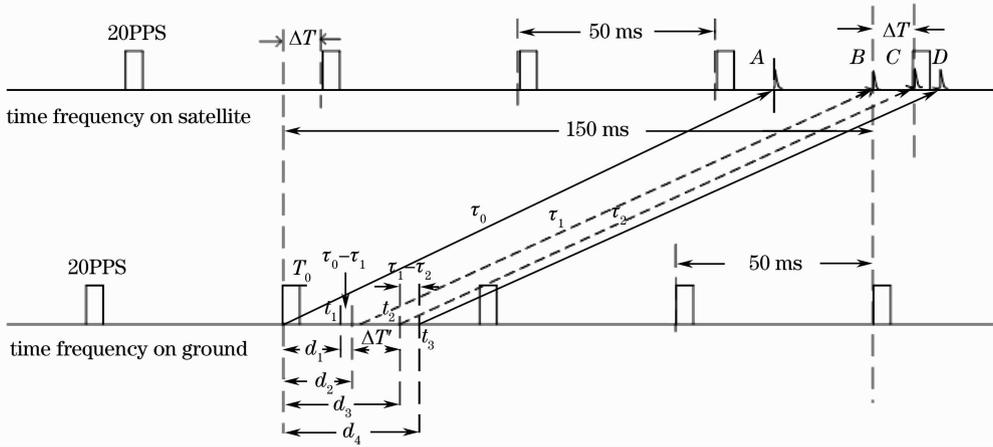


图 3 地面激光发射时刻延迟量计算

Fig. 3 Calculation of laser fire epoch delay on ground

图 3 中所实现的地面激光发射时刻延迟量计算是根据星地设备系统测量周期、卫星轨道预报得到激光信号上行时间、星地时间频率系统钟差,再考虑测量系统延迟量及某些可模型化的修改量等,进行迭代处理而得到。图 3 中 $d_1 = 150 - \tau_0$, 150 ms 是由于 IGSO 卫星激光上行传输时间在 100~150 ms 之间(2~3 个激光发射周期); $d_2 = d_1 + (\tau_0 - \tau_1)$, 是在 d_1 基础上考虑不同时刻激光信号上行传输时间修正量; $d_3 = d_2 + \Delta T$, 是在 d_2 基础上考虑星地时间

频率系统钟差量; $d_4 = d_3 + (\tau_1 - \tau_2)$, 是考虑 Δ*T* 前后的激光信号上行传输时间的修正量。上述计算过程在数学上是严格的,激光发射时刻延迟量误差主要取决于卫星轨道径向预报误差、星地时间频率系统误差、测距系统时延量误差、激光上行传输大气延迟误差^[4]及萨格奈克(Sagnac)效应改正误差^[5]。因此,在上述激光发射延迟量 d_4 基础上需添加改正量 ε, 即 $d_5 = d_4 + \epsilon$ 。除上述计算误差外,激光延迟量控制器、激光器激光发射抖动等也将影响激光发射时

刻的控制。表 2 对激光发射时刻控制中的各项误差进行了分析。

表 2 地面激光发射时刻控制误差分析

Table 2 Error analysis of laser fire control on ground

Correction items	Error /ns
Prediction of orbit	1.0 ~ 1.5
Clock difference	30.0 ~ 50.0
Ranging system delay	0.05 ~ 0.1
Atmosphere delay	0.02 ~ 0.03
Sagnac effect	2.0 ~ 3.0
Jitter of laser fire	10.0 ~ 12.0
Laser fire delay controller	4.0 ~ 5.0
Total error	31.9 ~ 51.7

由表 2 可知,本次单向激光测距实验系统中地面激光发射时刻控制误差为 32~52 ns。在实际激光发射时刻控制时,在计算的延迟量基础上,还采用

表 3 IGSO 卫星单向激光测距误差分析

Table 3 Measuring error analysis of one way laser ranging to IGSO satellite

Error source	Error /ps	
Laser start pulse timing	Pulse width	85~120
	Start detector	50
	Event timer	10
	Jitter of 1PPS on ground	120
Laser stop pulse timing	Onboard detector	150
	Onboard timer	120
	Jitter of 1PPS on satellite	170
	Atmos disturbance	10
Single shot RMS	300~312 (9.0~9.4 cm)	

3.4 IGSO 卫星单向激光测距及结果分析

应用卫星轨道预报、星地时间频率系统钟差等,实现精确控制地面激光发射时刻、建立单向激光测距处理软件等,利用已有星地激光测量系统,分别于 2012 年 01 月 10 日和 05 月 16 日进行了同步轨道卫星的单向激光测距实验。图 4 为测量实验中星载

了可修改步长的时间搜索方法,以补偿未知的系统延迟量,使地面发射激光信号可准确达到卫星测量时间窗口内,进行单向激光测距。

3.3 IGSO 卫星单向激光测距误差分析

激光测距误差分为偶然误差和系统误差,其中偶然误差是影响卫星距离测量精确度的主要因素。对于单向激光测距,偶然误差主要有两部分:一是地面激光发射时刻测量误差,包括激光脉宽引起激光起始信号探测误差、激光起始信号探测器误差、地面计时器误差、地面钟秒脉冲抖动误差;二是激光到达卫星时刻测量误差,包括星载激光探测器探测误差、星载时间计数器计时误差、卫星钟秒信号抖动误差、大气湍流引起的激光光程起伏误差。表 3 给出了各项误差量。

时间计时器记录的激光到达卫星时刻与星钟时间频率信号(20PPS)之间的时间间隔(TS 值),图中有规律的数据为有效激光数据,其余点为噪声数据。通过对地面激光发射时刻的精确控制,使得激光测量数据处于卫星 2 μs 时间窗口内的前 400 ns 左右,图中测量数据的跳跃变化是由于地面控制系统对激光

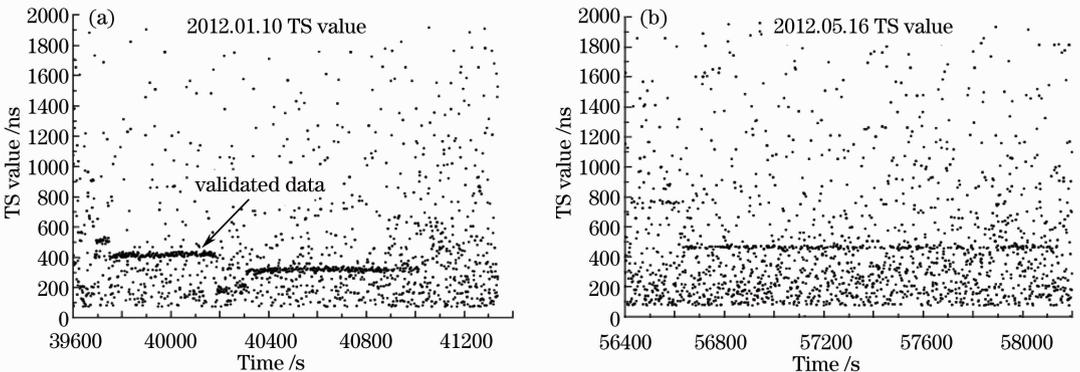


图 4 (a) 2012. 01. 10 和(b) 2012. 05. 16 IGSO 卫星星载时间计时器记录 TS 值

Fig. 4 TS value recorded by timer onboard IGSO satellite on (a) Jan. 10, 2012 and (b) May 16, 2012

发射时刻调整所致。

本次测量实验中,星载测量系统中所记录的激光达到卫星时刻由四部分组成的:第一部分为星钟时间系统整秒时刻,记 t_{second} ;第二部分为星载时间计时器开门信号(20PPS)与星钟秒信号间的时间间隔,记 $\Delta t_{\text{interval}}$,该数值每分钟记录一次;第三部分为TS值所对应的20PPS脉冲数(0~19),记作 N ;第四部分即为TS值。因此,地面站发射的激光信号达到卫星时刻为 $t_{\text{second}} + \Delta t_{\text{interval}} + N \times 50 \text{ ms} + t_{\text{TS}}$ 。上述信息均由卫星导航通道下传得到。根据激光接收时刻、星地钟差、地面计时器记录的激光发射时刻

以及对应的卫星轨道预报数据进行匹配处理,获得对应的激光发射和接收时刻。通过星地钟差将激光发射时刻和接收时刻换算到同一时间频率系统,对换算后的两时刻作差,即可得到卫星单向距离测量值。图5为2012年01月10日和05月16日进行的IGSO卫星单向激光测量的距离残差(O-C)图,图中有规律的数据点位有效测量值,其余为噪声数据。数据处理结果表明,IGSO卫星单向激光测距单次测量精度平均值为11.3 cm,与理论分析结果基本相符。

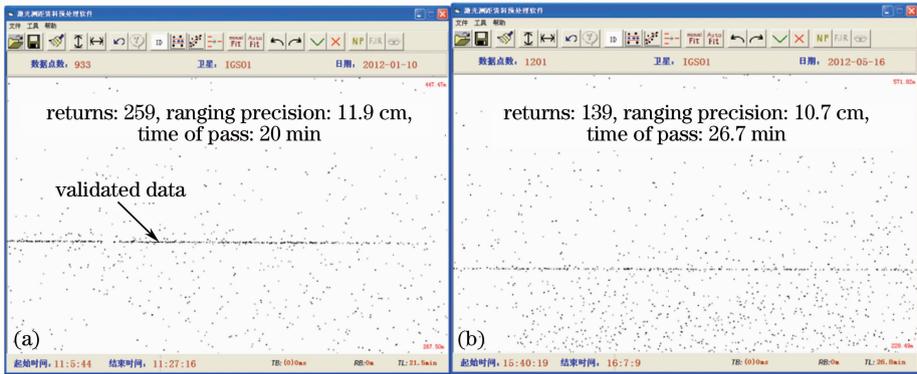


图5 (a) 2012.01.10和(b) 2012.05.16 IGSO卫星单向激光测距的距离残差图

Fig. 5 Range residual of one way laser ranging to IGSO satellite on (a) Jan. 10, 2012 and (b) May 16, 2012

由于IGSO卫星装有激光反射器,在开展单向激光测距实验的同时,地面站也探测到了激光反射器的回波信号,得到了激光往返飞行时间,即卫星双程距离测量值^[11]。为此,对两种距离测量值进行了比较和分析。由于地球自转效应,激光往返飞行时

间不是单向传输时间的2倍,需考虑Sagnac效应修正^[5],另外还需考虑单程大气延迟量修正^[4],即在激光往返飞行时间一半基础上扣除地球自转效应修正量和激光下行传输的大气延迟修正量,图6为改正后的两种距离测量值的比较结果。

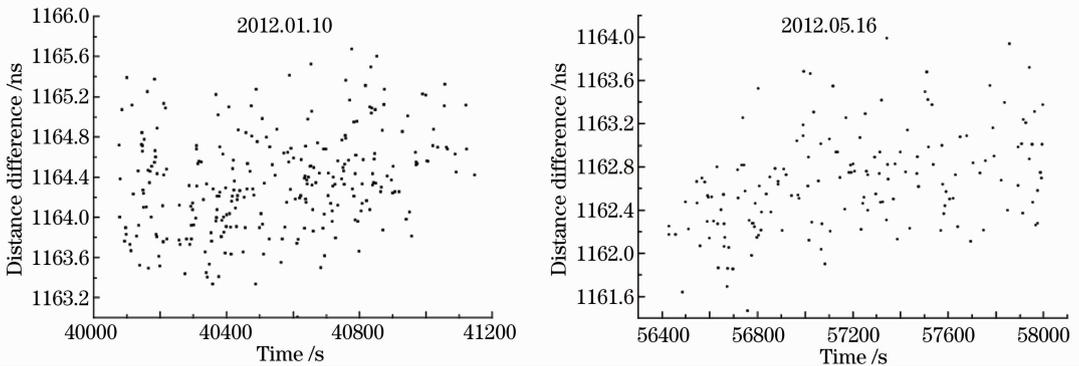


图6 IGSO卫星激光单向传输距离值与往返传输距离值比较

Fig. 6 Comparison of range measured by one way laser flight and roundtrip flight on IGSO satellite

由图6可知,两者距离值间存在系统偏差,主要是星地钟差的微波测量误差,同时还包括光子探测器与激光反射器位置偏差、星载计时器延迟量及地面激光接收计时系统延迟量等。对图中两组距离差值的平均值和均方根(RMS)值进行了计算,分别为

1164.311 ns、1162.650 ns和512.7 ps、517.5 ps。由此可见,两次测量实验得到的IGSO卫星单向距离值与激光反射器距离差值的统计分布基本一致,距离差平均值相差1.661 ns,这是由于两次测量实验中所采用的星地时间频率系统钟差的偏差所引起

的。另外,图中两次测量实验中两种距离的差值还存在变化趋势,斜率大约为 5×10^{-13} ,这是由于双程距离换算为单程距离时使用了 Sagnac 效应简化修正模型所致。由上述 IGSO 单向激光测距实验数据分析可知,两次测量实验结果是一致的,也验证了此次单向激光测距实验测量数据的可靠性和测量技术的可行性。

4 结 论

相比于光学后向反射器的激光往返传输的测距方式,激光单向传输的测距模式作用距离可超过月球达到行星际空间。美国 NASA GSFC 激光测距站与水星和火星空间飞行器间的激光测距实验的成功开展,开辟了基于单向激光传输模式的激光测距技术在行星际空间探测中的应用。本文利用已有的星地激光测量系统,通过对地面激光发射时刻的精确控制等,成功对我国某颗倾斜同步轨道导航卫星进行了单向激光测距,获得了卫星到地面站的单程距离,测距精度为 $10 \sim 13$ cm,与理论计算基本一致。通过与该卫星上激光反射器所得到的星地距离的比较,验证了现有星地测量设备条件下的单向激光测距方法的可行性。本次测量实验系统中的星载激光测量终端的成功应用,为我国今后行星际空间飞行器的激光测量终端设计和研制提供了一定的参考,也促进了我国单向激光测距技术发展。

参 考 文 献

- 1 Ye Shuhua, Huang Cheng. Astro-Geo Dynamics[M]. Jinan: Shangdong Science Press, 2000. 203~204
叶叔华, 黄 城. 天文地球动力学[M]. 济南: 山东科技出版社, 2000. 203~204
- 2 D. E. Smith, M. T. Zuber, X. Sun *et al.*. Two-way laser link

- over interplanetary distance [J]. *Science*, 2006, **311**(5757): 53~53
- 3 M. T. Zuber, D. E. Smith, R. S. Zellar *et al.*. The lunar reconnaissance orbiter laser ranging investigation[J]. *Space Sci. Rev.*, 2010, **150**(4): 63~66
- 4 Yang Fumin, Li Xin, Zhang Zhongping *et al.*. Progress of laser time transfer [J]. *Journal of Astronautic Metrology and Measurement*, 2004, **24**(1): 46~52
杨福民, 李 鑫, 张忠萍等. 激光时间传递技术的进展[J]. 宇航计测技术, 2004, **24**(1): 46~52
- 5 Yang Fumin, Zhuang Qixiang, Su Jinyuan *et al.*. The experiment of time transfer by laser pulse[J]. *Acta Metrologica Sinica*, 1983, **28**(12): 738~740
杨福民, 庄奇祥, 苏锦源等. 利用激光脉冲进行时间传递实验[J]. 计量学报, 1983, **28**(12): 738~740
- 6 Zhang Haifeng, Zhang Zhongping, Qin Si *et al.*. The functions of satellite position prediction and data pre-processing software for Shanghai SLR station [J]. *Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica*, 2010, **30**: 153~156
张海峰, 张忠萍, 秦 思等. 上海天文台卫星激光测距的台站预报和数据预处理软件的功能[J]. 中国科学院上海天文台年刊, 2010, **30**: 153~156
- 7 J. J. Degnan. Asynchronous laser transponders for precise interplanetary ranging and time transfer [J]. *Journal of Geodynamics*, 2002, **34**(3-4): 551~594
- 8 Li Feng, Wang Juntao, Yin Suyong, Zhu Xiaolei. Electro-optical Q-switched double-pulse output Nd:YAG all solid-state laser[J]. *Chinese J. Lasers*, 2012, **39**(8): 0802005
李 峰, 王君涛, 殷苏勇等. 电光调 Q 双脉冲输出 Nd:YAG 全固态激光器[J]. 中国激光, 2012, **39**(8): 0802005
- 9 Wang Qianqian, Liu Jia, Peng Zhong *et al.*. Measurement system for laser divergence angle based on labview[J]. *Chinese J. Lasers*, 2012, **39**(11): 1108005
王茜茜, 刘 佳, 彭 中等. 基于 Labview 的激光束发散角测量系统[J]. 中国激光, 2012, **39**(11): 1108005
- 10 Fei Bin, Wang Youzi, Liu Tao *et al.*. Variable beam divergence design method for high power diode laser [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2012, **49**(7): 071401
费 冰, 王悠子, 刘 涛等. 大功率半导体激光束变发散角整形系统设计方法[J]. 激光与光电子学进展, 2012, **49**(7): 071401
- 11 Li Zhulian, He Shaohui, Fu Honglin *et al.*. Position control system design of return laser pulse detector for lunar laser ranging [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2012, **49**(5): 051201
李祝莲, 何少辉, 伏红林等. 激光测月回波探测器位置控制系统设计[J]. 激光与光电子学进展, 2012, **49**(5): 051201

栏目编辑:何卓铭