

基于卫星反射器的转发式激光时间传递试验研究

耿仁方^{1,2}, 吴志波^{1,3*}, 黄勇¹, 林海声⁴, 喻荣宗⁵, 汤凯¹, 张海峰^{1,3}, 张忠萍^{1,3}¹中国科学院上海天文台, 上海 200030;²中国科学院大学, 北京 100049;³中国科学院空间目标与碎片观测重点实验室, 江苏 南京 210008;⁴上海大学机电工程与自动化学院, 上海 200444;⁵上海大学材料科学与工程学院, 上海 200444

摘要 基于星载曲面镜的转发式激光时间传递具有零时延、高可靠性和高准确度等优势,但由于缺少合适的卫星试验平台,该技术目前仅限于理论分析,尚未获得有效试验数据及性能评估结果。本文将相邻的两套卫星激光测距(SLR)系统作为试验台站,以激光卫星上搭载的反射器作为转发载荷,开展了转发式激光时间传递试验研究。首先,介绍了转发式激光时间传递的基本原理及理论;然后,对上海天文台 SLR 系统进行适应性改造,搭建了转发式激光时间传递试验系统,并开展了不同激光卫星的实测试验;最后,分析获得的时间传递结果,研究影响该技术性能的主要因素。试验结果表明:该技术可以获得优于 100 ps 的精度以及 ns 的准确度,单向工作模式可行,为转发式激光时间传递的发展提供了有力支撑。

关键词 测量; 卫星激光测距; 激光时间传递; 反射器; 曲面镜

中图分类号 P228.5 文献标志码 A

DOI: 10.3788/CJL220964

1 引言

高精度激光时间传递在基础物理、时频计量和空间大地测量等领域具有广阔的应用前景。相比微波信号,激光信号具有频率高、单色性好、抗干扰性强、传输过程时延量少和测量精度高等优势,采用激光信号作为信号载体可以实现更高精度和准确度的时间传递^[1-2]。传统激光时间传递研究的开展大都依托于星载时差测量仪,如中国 LTT^[3-4]、法国 T2L2^[5-7]、国际空间站 ELT(未发射)^[8-9]和中国空间站 CLT^[10](2022 年 10 月发射)等。由于入射激光强度和环境温度对有源载荷性能的影响较大,传统的激光时间传递存在性能瓶颈。另外,有源载荷研制难度大、造价高且寿命有限,而且只有得到授权的台站才能参加,从而严重制约了高精度激光时间传递技术的广泛应用。

相比基于有源载荷的激光时间传递技术,转发式激光时间传递利用空间碎片或星载曲面镜反射激光脉冲。在借助空间碎片进行转发式激光时间传递的研究中,空间碎片被用来对激光信号进行漫反射,所能实现的性能受限。例如,Liu 等^[11]利用火箭体进行 Wettzell 和 Graz 激光测距站之间的时间传递,受碎片结构及其

翻滚运动的影响,仅能实现 3 ns 的精度,没有很好地展现激光时间传递的高精度优势。在基于星载曲面镜的转发式激光时间传递中,利用曲面镜反射激光脉冲属于镜面反射,不会对激光脉宽进行展宽,可以实现很高的精度和准确度;同时,星载设备简单,不需要皮秒精度的星载计时器和探测器等,仅需要一系列曲面镜,也不需要卫星测量数据下传,大幅减少了星载设备的研制周期和成本,星载设备的可靠性也更高^[12-13]。然而,目前还没有专门搭载曲面镜用于转发式激光时间传递的卫星,仅 Ajisai 卫星上搭载有曲面镜。Ajisai 卫星是日本于 1986 年发射的一颗测地卫星,轨道高度为 1500 km,轨道倾角为 50°^[14]。该卫星是一颗完全被动的球形卫星,直径约为 2.15 m,其表面覆盖有 318 片曲面镜和 120 块激光反射器面板,单个曲面镜的尺寸为 0.2 m×0.2 m,曲面半径为 9 m^[15-16]。

目前,基于星载曲面镜开展的转发式激光时间传递的研究大都依托于 Ajisai 卫星开展。例如:1992 年,Kunimori 等^[12]首次提出了利用 Ajisai 卫星上搭载的曲面镜进行转发式激光时间传递的构想,即,通过星载曲面镜将两个地面卫星激光测距站点的激光脉冲进行交换,进而实现远程时间传递;2006 年,Otsubo 等^[17]分析

收稿日期: 2022-06-13; 修回日期: 2022-07-28; 录用日期: 2022-11-23; 网络首发日期: 2023-01-06

基金项目: 国家自然科学基金(12003056, 11903066)、中国科学院战略性先导科技专项课题(XDA30030500)、中国科学院青年创新促进会项目(2018303)

通信作者: *wzb@shao.ac.cn

了利用 Ajisai 卫星开展转发式激光时间传递的难点,并在双向模式的基础上提出一种只需要完成单向激光脉冲转发即可实现两测站钟差提取的新算法,该算法可以缓解回波信号微弱的难题;2019 年, Kucharski 等^[13]基于 Ajisai 卫星针对意大利 Matera 和奥地利 Graz 两激光测距站开展了转发式激光时间传递的仿真计算,结果表明,对于激光波长为 532 nm、单脉冲能量为 100 mJ 以及激光发散角为 5" 的系统参数,单脉冲回波光光子数约为 3.46 个,在每圈弧段中,平均可测量间隔数为 874.6 个,每次持续时间约为 9.15 ms。

受探测概率低和回波能量弱等因素的影响,前期基于 Ajisai 卫星开展的转发式激光时间传递研究仅仅停留在理论仿真计算阶段,转发式试验一直没有取得成功。随着近年来激光器、探测器、计时器等器件技术的快速发展,卫星激光测距在作用距离、测量精度、测量频率和自动化等方面取得了长足进步,使得基于 Ajisai 卫星的转发式激光时间传递成为可能。另外,将来还有可能发射专门用于转发式激光时间传递的卫星试验平台,其星载曲面镜的布局更利于开展相应试验。但是,目前缺乏相应的转发式激光时间传递的地面试验验证,一些关键的实施技术问题也亟待解决。

鉴于利用 Ajisai 卫星上搭载的曲面镜开展转发式激光时间传递的难度相对较大,缺少合适的卫星试验平台,笔者以卫星上搭载的反射器代替曲面镜开展了转发式激光时间传递技术的试验研究,降低了转发式试验的实施难度,从而专注于评估转发式激光时间传递的可行性及性能,以期为将来基于曲面镜的转发式激光时间传递提供技术支撑和理论参考。首先介绍了转发式激光时间传递的原理,并对单向模式钟差提取算法进行了改进;然后搭建了转发式激光时间传递试验验证系统,并分别开展了单向和双向模式的转发式激光时间传递试验;最后分析了转发式激光时间传递获得的钟差结果,为后续的进一步研究奠定了基础。

2 基本原理

2.1 基于 Ajisai 卫星的转发式激光时间传递概念

曲面镜是实现转发式激光时间传递最关键的器件,一般是指具有一定曲率的凸面镜。两测站发射的激光脉冲经过曲面镜的转发即可实现两测站的时间传递。目前仅 Ajisai 卫星上搭载有曲面镜,因此转发式激光时间传递的研究都是围绕 Ajisai 卫星上的曲面镜开展的。

Ajisai 卫星的曲面镜布局模型如图 1 所示,其中, S 和 T 矢量分别指向两地面观测站, P 为矢量 S 和 T 的角平分线矢量, p 为 S 和 T 矢量的相位角, N 为曲面镜的中心法线矢量, i 为入射角。只有当入射角 i 小于曲面镜角度(对于 Ajisai 的单块曲面镜而言,该角度约为 1.27°) 时,才进入两测站信号转发的窗口期^[13]。由于

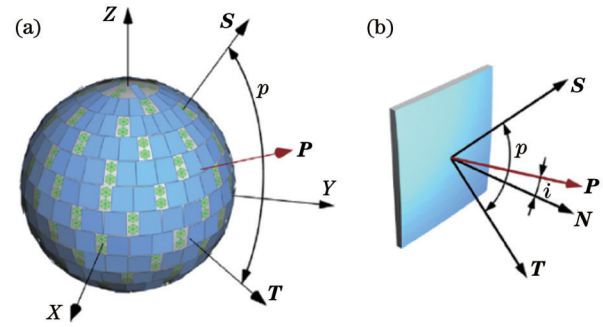


图 1 Ajisai 卫星上曲面镜的布局图^[12]

Fig. 1 Layout of curved mirrors on Ajisai satellite^[12]

Ajisai 卫星自转(周期约为 2.4 s)的特性,并且其没有主动姿态控制,单个曲面镜的光斑覆盖范围约为 30~60 km,对应的测量窗口期仅为 5~10 ms^[14,18]。因此,测量机会非常有限。

2.2 转发式激光时间传递原理

在利用星载曲面镜以及火箭体等空间碎片进行转发式激光时间传递时,主要有两种工作模式。在双向模式下,两激光测距站需要对发激光脉冲,以最大程度地减小链路的不对称性对时间传递性能的影响,如图 2 所示。但是,双向模式需要配对出同周期的 4 个时刻数据,要求较为苛刻,而回波能量和探测概率一直是转发式激光时间传递面临的两大难题。因此,双向模式的转发式激光时间传递实现难度较大。在传统单向转发式激光时间传递模式(图 3)中,只需要完成单向激光脉冲的转发;同时,一个测站进行卫星反射测

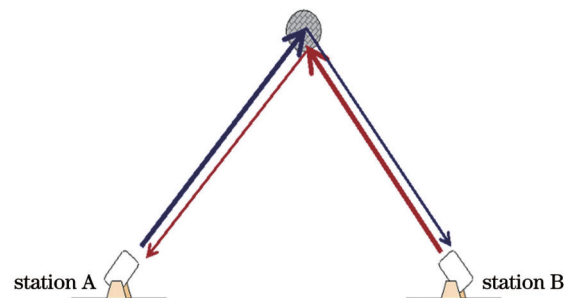


图 2 双向转发式激光时间传递示意图

Fig. 2 Schematic of two-way forward laser time transfer (FLTT)

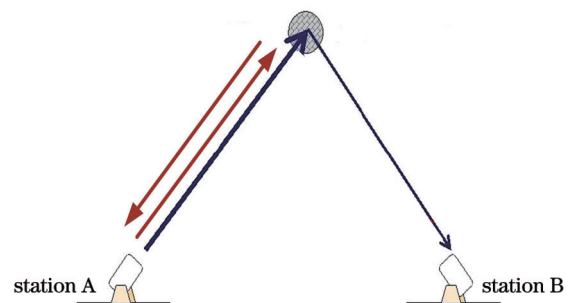


图 3 单向转发式激光时间传递示意图

Fig. 3 Schematic of one-way FLTT

距,通过反射测距数据求解卫星轨道偏差(距离偏差和时间偏差),基于此并结合自身预报数据就可求得对应历元两测站到卫星的距离,进而可以求解两测站的钟差值。前期基于火箭体开展的转发式激光时间传递研究都基于该模式进行钟差的解算。当两测站系统稳定性以及各测站到卫星的链路环境相差较大时,基于各测站反射测距数据求解的轨道偏差量会有差异。如果两测站求解的时间偏差相差 $10\ \mu\text{s}$,考虑卫星 $20\ \mu\text{s/s}$ 的卫星距离变化率,就会带来 $200\ \text{ps}$ 的几何距离偏差,这将直接影响转发式激光时间传递的绝对精度。参考卫星激光测距偏差评估网站(<http://geo.science.hit-u.ac.jp/slr/bias/>)公布的数据,两测站观测同一个卫星时,对应的时间偏差相差 $10\ \mu\text{s}$ 是很常见的。因此,基于单站反射测距获取轨道偏差量,进而求解两测站对应历元到卫星距离的单向模式不适用于追求高精度、高准确度的转发式激光时间

传递。

2.2.1 双向转发式激光时间传递的原理

双向转发式激光时间传递的时序如图 4 所示,最终转发式激光时间传递获得的是接入两测站事件计时器秒信号(1pps)的时间差 Δt 。测站 A 在 t_a 时刻发射激光脉冲,激光脉冲经星载曲面镜发射后在 $t_{a \rightarrow b}$ 时刻被测站 B 接收。测站 B 在 t_b 时刻发射激光脉冲,激光脉冲经星载曲面镜转发后在 $t_{b \rightarrow a}$ 时刻被测站 A 接收。为了尽可能抵消由卫星运动引起的几何路径时延,两测站要基于先验钟差进行发射时刻的控制,以便使得两测站发射的激光脉冲准同时到达星上。另外,在高精度、高准确度的转发式激光时间传递中,需要将两测站各自的发射时刻归算到望远镜相位中心,并且还要对链路误差进行修正,包括大气折射改正、相对论效应(夏皮罗效应和 Sagnac 效应等)等。

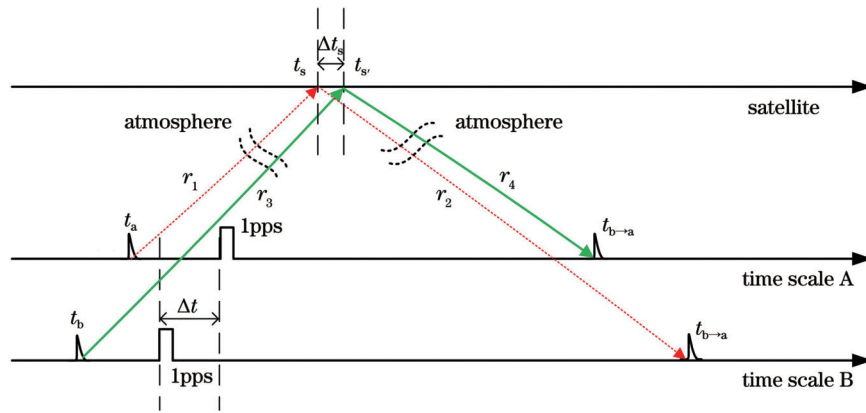


图 4 双向转发式激光时间传递时序图

Fig. 4 Sequence diagram of two-way FLTT

通过结合对应历元的两个时刻值,可以建立包含钟差(Δt)的关系式,即

$$t_{a \rightarrow b} - t_a = r_1 + r_2 + \Delta t - \delta s_1 - \delta l_1, \quad (1)$$

$$t_{b \rightarrow a} - t_b = r_3 + r_4 - \Delta t - \delta s_2 - \delta l_2, \quad (2)$$

式中: r_i 表示测站到卫星的距离; δs_1 和 δl_1 分别表示测站 A 发射激光脉冲,测站 B 接收过程的测站偏心改正和链路时延; δs_2 和 δl_2 分别表示测站 B 发射激光脉冲,测站 A 接收过程的测站偏心改正和链路时延。

在发射时刻高精度控制下, $r_1 = r_4, r_2 = r_3$, 联立式(1)和式(2)可以获得两测站的钟差值为

$$\Delta t = (t_{a \rightarrow b} - t_a - t_{b \rightarrow a} + t_b) / 2 - \delta s - \delta l, \quad (3)$$

式中: δs 为双向模式测站偏心改正总时延, $\delta s = (\delta s_2 - \delta l_1) / 2$; δl 为双向模式链路总时延, $\delta l = (\delta s_2 - \delta l_1) / 2$ 。

在双向模式中,两测站发射的激光脉冲经过的链路具有对称性,大气折射以及夏皮罗效应时延可认为近似抵消。另外,在本研究中,两测站相邻放置, Sagnac 效应改正也可以认为是抵消的。因此,在钟差提取时,只需要对系统时延 δs 进行改正。

2.2.2 单向转发式激光时间传递原理

传统的单向转发式激光时间传递模式不适用于高精度、高准确度的应用场景。因此,本研究对现有单向模式的算法进行了改进,在完成单向激光脉冲转发的同时,两测站要同时进行反射测距,具体的时序如图 5 所示。

在改进的单向转发式激光时间传递算法中,测站 A 在 t_a 时刻发射激光脉冲,激光脉冲经星载曲面镜反射后在 $t_{a \rightarrow b}$ 时刻被测站 B 接收。同时,测站 A 和 B 进行自身的反射测量测距, t_b 时刻为测站 B 反射测距的激光发射时刻, $t_{b \rightarrow b}$ 为测站 B 反射测距的激光回波时刻, $t_{a \rightarrow a}$ 为测站 A 反射测距的激光回波时刻。最终的单向转发式激光时间传递原理为

$$\Delta t = t_{a \rightarrow b} - t_a - r_a - r_b - \delta s_3 - \delta l_3 =$$

$$t_{a \rightarrow b} - t_a - \frac{t_{a \rightarrow a} - t_a}{2} - \frac{t_{b \rightarrow b} - t_b}{2} - \delta s_3 - \delta l_3, \quad (4)$$

式中: δs_3 表示单向模式系统偏心改正总时延; δl_3 表示单向模式链路总时延; r_a 和 r_b 表示测站到卫星的距离。

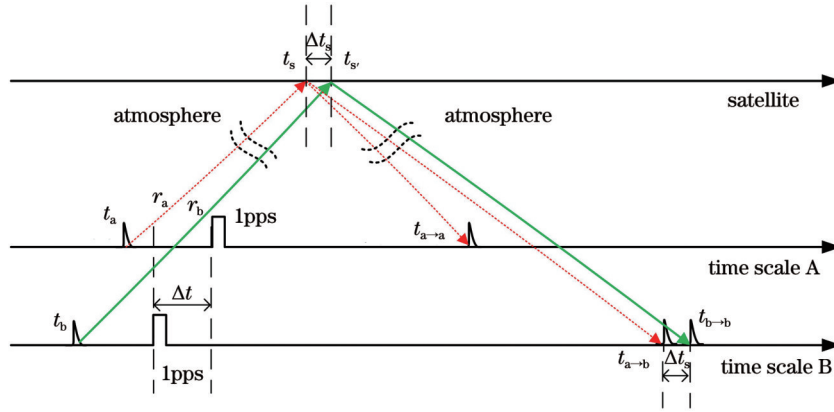


图 5 单向转发式激光时间传递时序图

Fig. 5 Sequence diagram of one-way FLTT

在改进的单向模式算法中,为了尽可能抵消几何路径的时延,进而获得高准确度的结果,也要进行发射时刻的精确控制, Δt 即为发射时刻的控制精度。对发射时刻进行控制后,对于测站 B 而言,转发式激光信号和自身反射测距激光脉冲几乎同时到达地面,而门控模式的单光子探测器在一个门控信号内只能接收一个激光信号,无法对同周期的反射测距信号和转发式信号同时响应,致使对应历元的反射测距回波时刻 $t_{b \rightarrow b}$ 缺失,进而无法完成同周期时刻数据的配对。同时,由于单光子探测器的探测概率普遍较低, t_a 时刻对应的回波时刻 $t_{a \rightarrow a}$ 也会有缺失。

合作目标卫星的轨道较为稳定,鉴于理论模型计算的卫星轨道数据与实际轨道的残差具有一定的规律性,时间偏差和距离偏差反映了卫星轨道在不同方向上的误差^[19]。据此,本文提出了一种基于预报轨道加轨道偏差修正的数据内插模型,通过内插得到对应历元的 r_a 和 r_b 。具体步骤如下:

1) 结合实测激光数据和预报数据对卫星轨道偏差进行建模,利用间接平差原理求解时间偏差 τ 和距离偏差 b 的最优估值,进而求解实际轨道和理论轨道的径向距离偏差量。

2) 结合滑动窗口的 9 阶切比雪夫插值多项式^[20-21]内插得到对应历元的预报距离数据 R_i 。

3) 结合轨道偏差量及内插的预报数据获得观测弧段内任意历元的卫星反射测量数据,具体公式为

$$r_i = R_i + (b + \rho_i \cdot \tau), \quad (5)$$

式中: r_i 为内插的对应历元的卫星反射测距数据; R_i 为基于滑动窗口的切比雪夫插值多项式得到的对应历元的预报数据; b 为距离偏差量; τ 为时间偏差量; ρ_i 为卫星径向距离变化率。

为了验证所提内插模型的可靠性,分别基于不同轨道高度的卫星 (BDS45、BDS22、Lageos-1 和 GRACE-FO-1) 的反射测距数据进行内插验证,并将内插结果与实测结果进行比较(将对应历元的内插结果与实测数据作差)。结果如表 1 所示,该结果很好地

验证了内插模型的可靠性。内插精度主要受限于卫星自身反射测距的精度,即卫星反射形状效应的影响。

表 1 内插模型验证结果

Table 1 Interpolation model verification results

Satellite	Accuracy /ps
BDS45	42
BDS22	40
Lageos-1	30
GRACE-FO-1	15

3 转发式激光时间传递系统及试验验证

3.1 转发式激光时间传递系统

转发式激光时间传递的开展依托于地面卫星激光测距系统,传统的卫星激光测距系统主要由激光器、望远镜和跟踪机架、光子接收和测时模块、控制和监视模块、卫星预报和数据处理模块组成。对上海天文台当前的卫星激光测距系统进行升级改造,增加发射时刻精确控制电路、系统时延标校装置和钟差提取模块等,搭建了转发式激光时间传递试验验证系统,如图 6 所示。

在转发式激光时间传递中,要尽量保证两测站发射的激光脉冲能同时到达星上,以抵消几何路径时延。如果考虑卫星径向距离变化率为 $40 \mu\text{s/s}$,那么对于 1 kHz 的激光信号而言,其受几何路径时延的影响可能会带来约 20 ns 的误差,对于 500 Hz 的激光信号而言,可能会带来约 40 ns 的误差,这将影响转发式激光时间传递结果的绝对精度。因此,在转发式激光时间比对中,需要对地面激光发射时刻进行精确的同步控制。具体的控制算法原理参见文献[11]。

在转发式激光时间比对中,激光脉冲的发射点与望远镜相位中心不一致,为了实现高准确度的发射时刻控制,需要将地面激光发射时刻归算到望远镜相位

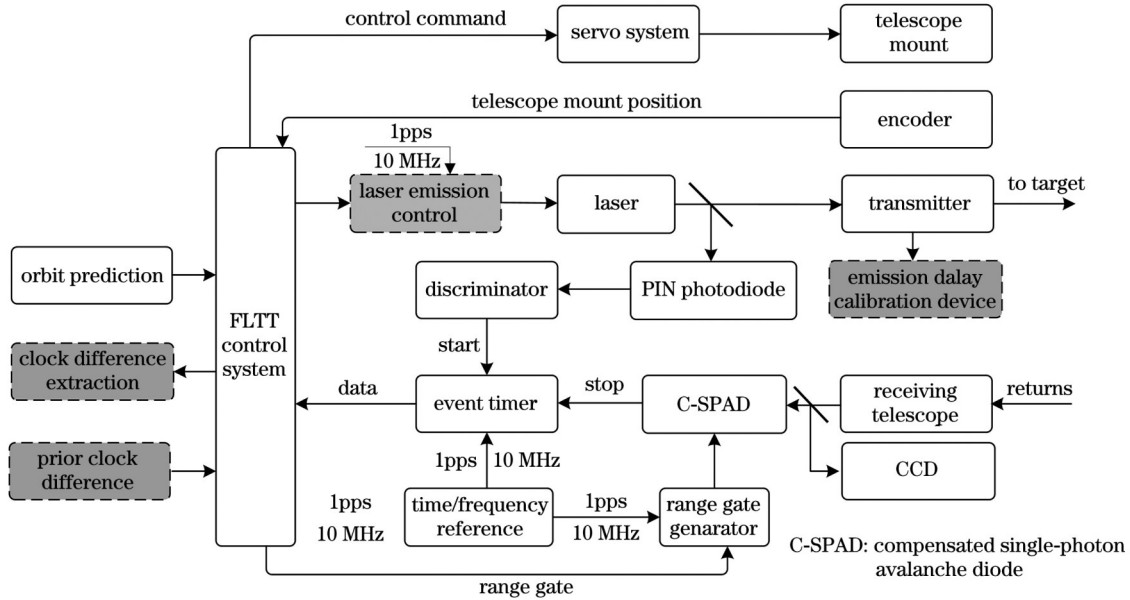


图 6 上海天文台转发式激光时间传递系统框图

Fig. 6 Block diagram of FLTT system on Shanghai Astronomical Observatory (SHAO)

中心。另外,为了获得高准确度的钟差结果,还需要再结合近地靶测量值将接收时刻也归算到望远镜相位中心^[22]。

完成转发式激光时间传递试验后,还需要对数据进行预处理并提取钟差,因此,需要增加转发式激光时间传递数据处理模块。其中包括基于先验钟差和预报数据的转发式数据的配对、高精度反射测距数据的内插、转发式激光时间传递钟差提取以及精度评估等。

3.2 转发式激光时间传递试验方案

由于目前没有合适的搭载曲面镜用于转发式激光时间传递的卫星试验平台,本文以卫星上搭载的反射器为载荷开展转发式激光时间传递的试验验证。与曲面镜相比,反射器反射光斑的发散角较小,能量更集中,而且反射器会使入射激光原路返回,无须考虑卫星姿态的影响,进而探测概率也更高。利用反射器代替曲面镜开展转发式试验,可以在不考虑探测概率和回波能量的条件下模拟转发式激光时间传递的整个过程(包括地面激光发射时刻的实时控制、基于预报数据和先验钟差的数据处理等),进而评估转发式激光传递的可行性及性能。在相邻两套卫星激光测距系统(距离小于 10 m)的基础上进行适应性改造,搭建转发式激光时间传递样机系统,反射器的反射光斑足以将两相邻测站覆盖,并在两测站都安装了 End-run GPS 时钟源。两系统相邻放置,它们到卫星的距离近似相等,可认为是零基线开展的转发式激光时间传递试验,这也便于后期利用电信号获取两测站的真实钟差。

分别开展了共时钟源和非同源的单向/双向转发式激光时间传递试验。由于 End-run GPS 时钟的性能有限,为了更好地评估转发式激光时间传递的绝对精度,基于 BDS45 和 BDS22 卫星开展了同源的单向和

双向模式试验,即:两测站共用一个时钟源(测站 A 的 End-run GPS 钟),秒信号和频率信号(10 MHz)分别经脉冲分配器和频率分配器后,经由低温漂线缆分别接入两套卫星激光测距(SLR)系统的事件计时器。另外,基于 Galileo206 和 BDS21 卫星开展了非同源试验,即使用两系统各自独立的时钟源开展相应的单向/双向转发式试验。

3.3 真实钟差监视方案

在转发式激光时间传递试验中,End-run GPS 时钟源产生的秒信号和 10 MHz 信号经频率分配器和脉冲分配器以及信号线缆接入两测站的事件计时器 A033,转发式试验获得的钟差溯源点为两测站事件计时器,即两事件计时器时间基准的秒信号差值。为了获取两转发式激光时间传递系统的实际钟差,进而论证转发式试验获得钟差的可信度,在保持上述试验系统参数配置不变的前提下,借助 DG645 延时信号发生器获取同源试验系统的真实钟差,具体的试验方案如图 7 所示。利用 DG645 产生电信号,电信号经过三通转接头接入测站 A 和测站 B 的事件计时器,然后通过

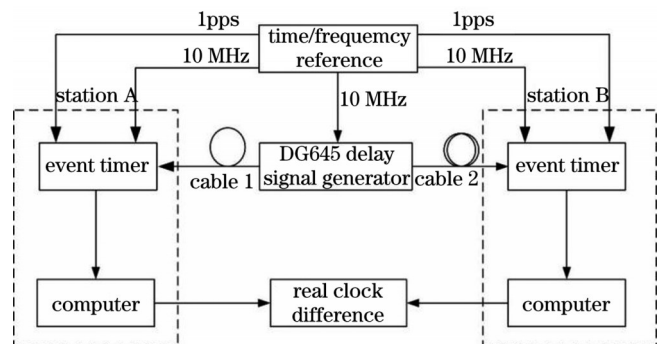


图 7 真实钟差监视示意图

Fig. 7 Schematic of real clock difference monitoring

两测站各自计算机控制系统的上位机软件实时获得事件计时器记录的時刻值(t_a 和 t_b),将该值减去各自的线缆延时(线缆 A 时延 t_{da} 和线缆 B 时延 t_{db}),即可得到两事件计时器时间基准的秒信号差值,即系统的实际钟差 $\Delta t = (t_a - t_{da}) - (t_b - t_{db})$ 。理论上该值应与转发式激光时间传递获得的钟差一致,但实际上会有一些的偏差。

4 试验结果与讨论

转发式试验后要对数据进行预处理,以提取有效的反射测距数据和单向转发式回波数据。基于先验钟差以及两测站的预报数据进行单向转发式数据的配对,即利用测站 B(或测站 A)的有效回波数据去匹配

测站 A(或测站 B)的发射时刻,配对过程与常规卫星激光测距数据主回波匹配算法的处理过程类似。基于配对好的转发式数据,利用式(3)所示双向模式直接进行钟差的提取,而单向模式还需要利用 2.2.2 节提出的高精度内插模型获取对应历元各测站到卫星的径向距离信息,并最终利用式(4)进行钟差的提取。基于 BDS45 和 BDS22 卫星的共时钟源的试验结果如图 8 和图 9 所示,双向模式的传递精度(均方根 RMS)均为 65 ps,双向模式精度也类似,都优于 100 ps。通过对比基于两颗卫星获得的试验结果可以发现获得的钟差值的吻合度较好,但钟差值都有 100~200 ps 的跳跃。

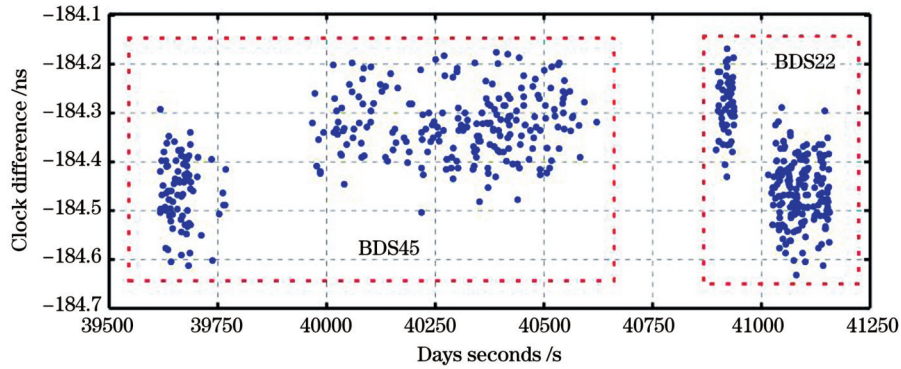


图 8 共钟源双向转发式激光时间传递试验结果(BDS45 结果:39800~40700 天内秒之间的钟差值 RMS 为 65 ps;BDS22 结果:41000~41200 天内秒之间的钟差值 RMS 为 65 ps)

Fig. 8 Results of two-way FLTT with a common clock (BDS45: RMS of clock difference between 39800 and 40700 days seconds is 65 ps; BDS22: RMS of clock difference between 41000 and 41200 days seconds is 65 ps)

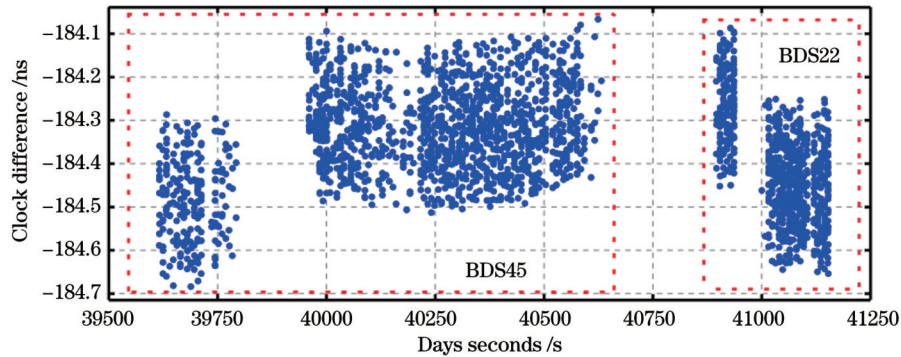


图 9 共钟源单向转发式激光时间传递试验结果(BDS45 结果:39800~40700 天内秒之间的钟差值 RMS 为 95 ps;BDS22 结果:41000~41200 天内秒之间的钟差值 RMS 为 92 ps)

Fig. 9 Results of one-way FLTT with a common clock (BDS45: RMS of clock difference between 39800 and 40700 days seconds is 95 ps; BDS22: RMS of clock difference between 41000 and 41200 days seconds is 92 ps)

在基于 BDS21 和 Galileo206 卫星的非同源转发式激光时间传递试验中,由于两测站安装的 End-run GPS 时钟源不是原子钟,其频率信号由其内部的晶振维持,频率稳定度仅为 $10^{-11} \sim 10^{-12}$ 量级,因此,其获得的钟差结果的波动应该会较大。在两测站事件计时器和各自时钟秒信号同步之后,测量的钟差的波动即反映了两个频率信号的相对稳定度,具体结果如图 10 和图 11 所示。BDS21 或 Galileo206 卫星局部钟差值波

动的斜率约为 10^{-12} 量级,这与时钟的标称频率指标基本吻合。BDS21 获得的钟差与 Galileo206 卫星获得的钟差相差约 4 ns,这主要是由两试验时钟 10 MHz 频率信号稳定度的影响导致的,同时两颗卫星观测时间跨度也比较大,所以钟差值波动也会相应较大。另外,卫星切换时还会涉及时间同步。综合考虑后,钟差相差最大约 4 ns 是完全合理的。利用高阶多项式对非同源时间传递钟差结果去趋势项,进而求其内符精度。结

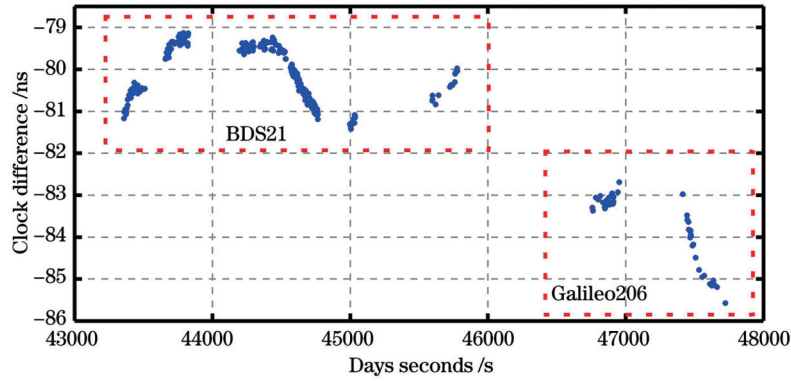


图 10 非同源双向转发式激光时间传递结果(BDS21结果:钟差值RMS为70 ps;Galileo206结果:钟差值RMS为62 ps)

Fig. 10 Results of two-way FLTT with non-common clocks (BDS21: RMS of clock difference is 70 ps; Galileo206: RMS of clock difference is 62 ps)

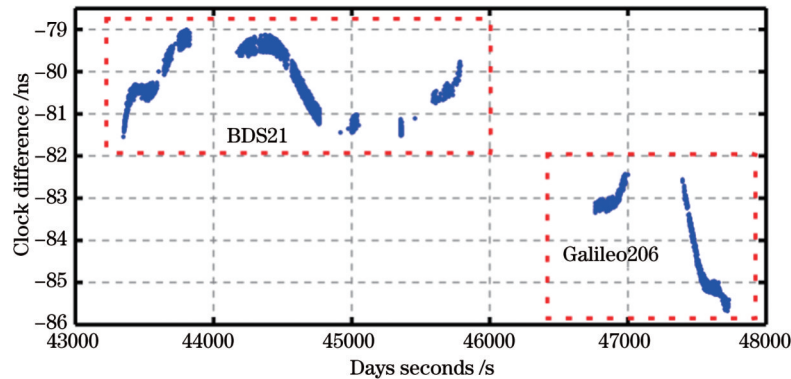


图 11 非同源单向转发式激光时间传递结果(BDS21结果:钟差值RMS为96 ps;Galileo206结果:钟差值RMS为90 ps)

Fig. 11 Results of one-way FLTT with non-common clocks (BDS21: RMS of clock difference is 96 ps; Galileo206: RMS of clock difference is 90 ps)

果表明,BDS21双向模式传递精度为70 ps,单向模式传递精度为96 ps, Galileo206双向模式传递精度为62 ps,单向模式传递精度为90 ps。另外,通过对比各自单向和双向结果可知吻合度较好。

为了评估转发式激光时间传递的准确度,在保持同源试验系统参数不变的情况下,借助DG645延时信号发生器获取两转发式激光时间传递系统的真实钟差,即利用电信号获取两系统的钟差值,具体方案如3.3节所述。在同源的转发式试验中存在钟差跳跃现

象,初步猜测这是由事件计时器秒信号时间基准和时钟同步造成的。因此,在真实的钟差监视中进行了人为的多次计时器时间同步(在实际的时间传递时不会进行频繁的时间同步)。由图12所示的真实钟差监视结果可知,在计时器时间重新同步的时刻,真实钟差监视的结果也存在一定的钟差跳跃,整体波动幅度最大约为200 ps。这也基本解释了共时钟源BDS45和BDS22卫星试验结果中的100~200 ps钟差跳跃现象。如果不考虑钟差跳跃,只分析23000~23500天内秒之

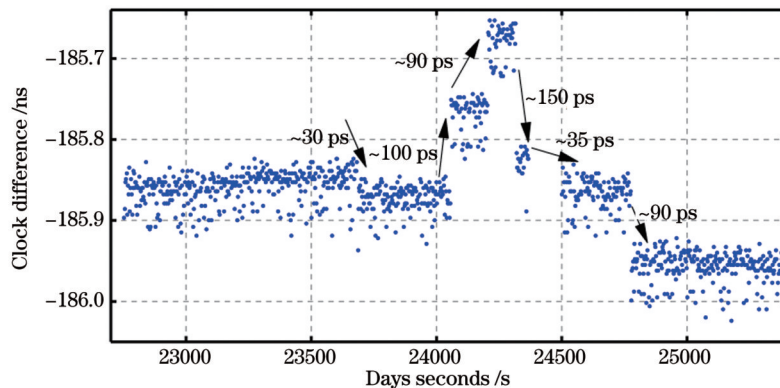


图 12 真实钟差监视结果

Fig. 12 Result of real clock difference monitoring

间的钟差值,其RMS约为19 ps,符合预期值(延时器抖动+计时器分辨率)。钟差监视结果是最原始的测量值,没有进行任何踢点操作,因此踢点后精度会更高。

事件计时器时间基准重新同步造成钟差值变化的根源在于时钟秒信号的波动。为了进一步论证钟差跳跃的原因,补充了试验时钟秒信号波动的测量试验,试验测量结果如图13所示。结果表明,试验时钟秒信号的波动约为 $-200\sim+200$ ps,这与真实钟差监视和转发式试验钟差波动现象基本吻合。

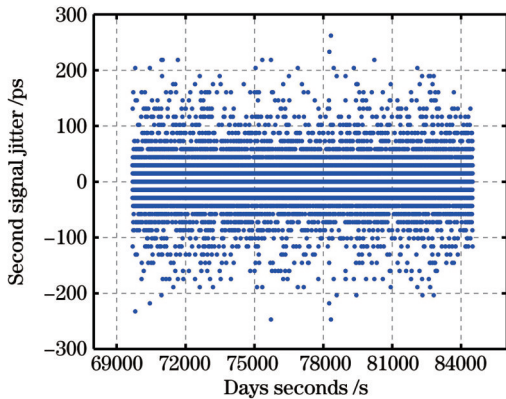


图13 试验时钟秒信号的测量结果

Fig. 13 1pps measurement results of experimental clock

通过对比单向和双向模式下获得的钟差结果可以发现钟差值基本一致,这也验证了本文改进的单向模式钟差提取算法的可靠性。由于双向模式要求较为苛刻,要配对出同周期的4个时刻值才能提取钟差,而SLR存在单光子探测概率低以及后向散射引起的测量数据淹没等问题,使得双向转发式激光时间传递试验获得的钟差数据点较少。相比之下,单向模式仅需完成单向激光脉冲的转发,而对应历元各测站到卫星的径向距离可以基于高精度内插模型获得,实现难度大大降低。并且,在转发式激光时间传递中,回波能量和探测概率一直是两大难题,考虑到将来转发式激光时间传递的实际应用情况,认为单向模式具有更好的适用性。

在单向模式钟差解算中,需要已知三个接收时刻值以及两个发射时刻值,比双向模式多一个接收时刻。因此,单向模式精度要比双向模式差。在转发式激光时间传递中,影响接收时刻精度的因素主要包括单光子探测器和事件计时器误差、激光脉宽、大气湍流等。由于本文基于角反射开展相应试验,卫星反射器的形状效应也会影响接收时刻的精度,且影响较大,对于BDS22和BDS45等中轨道卫星而言,会带来50 ps左右的形状效应误差。在将来基于曲面镜的转发式激光时间传递中,转发式激光脉冲信号不受反射器形状效应的影响,因此性能会更优。

通过比较基于BDS45和BDS22卫星开展的共时钟源转发式试验结果(图8和图9)和利用DG645产生的电信号获得的两系统钟差值(图9),可以发现其准确度优于2 ns,很好地论证了转发式试验获得钟差的可靠性。另外,该指标还有很大的提升空间。在本文所述的系统时延标校中,考虑到两SLR系统状态基本一致,假设两测站的探测器、主波探头、终端箱光路、分光镜到望远镜焦点的距离等时延量相等,而实际上是有一定差异的,故而后期还需要开展高准确度系统时延标校方法的相关研究。

利用角反射器代替曲面镜开展了转发式激光时间传递技术试验研究,改进了传统的单向转发式时间传递模式;采用两测站同时测距,结合激光发射时序控制算法及高精度内插模型,使得最终的时间传递几何距离的抵消误差可以接近卫星自身反射测距的精度(传统模式的抵消误差为几百皮秒甚至纳秒),从而使得本文方法能适用于高精度、高准确度的时间传递应用场景,很好地论证了该方法的可行性,为将来基于星载曲面镜的转发式激光时间传递的发射时序控制及数据处理等提供了重要的基础。然而,将来基于曲面镜的转发式激光时间传递还面临其他一些挑战,如:在单向模式中,反射器和曲面镜的位置关系会影响转发式激光时间传递的准确度,需要进行其相对位置的改正;回波能量更加微弱且探测概率低,需要开展微弱回波信号识别的相关研究,并利用更高重复频率的SLR系统提高有效接收率;如果卫星上的曲面镜布局不是整块曲面镜完全密布卫星,如Ajisai卫星,探测的成功概率还会受卫星姿态及其自转周期的影响。

目前,还没有专门用于转发式激光时间传递的卫星,Ajisai卫星上虽然搭载有曲面镜,但其布局设计不利于开展转发式试验。因此,将来有必要开展新的曲面镜布局参数的仿真设计研究。结合目前SLR系统已有的参数配置和轨道高度等进行站间时间传递回波能量、探测概率和基线长度的仿真,可以提供一套新的星载曲面镜布局方案。例如,如果将卫星设计成曲面镜完全密布的球形卫星,则不仅可以避免卫星姿态和自转周期对转发式激光时间传递的影响,还可以用曲面镜代替反射器,避免单向模式反射器和曲面镜位置关系的改正。

5 结 论

基于曲面镜的转发式激光时间传递技术具有可靠性高、测量准确度高等特点,是下一代激光时间传递技术的热门方案。然而,目前关于该技术的研 究主要停留在理论仿真计算阶段,缺少合适的试验平台进行技术验证。因此,本文基于卫星反射器开展了转发式激光时间传递技术的试验研究。本文首先介绍了单向和

双向模式转发式激光时间传递的原理,并改进了单向模式钟差提取算法,提出了一种高精度的内插模型;然后在上海天文台原有卫星激光测距系统上进行改造,搭建了两套转发式激光时间传递试验系统,并基于合作目标上搭载的角反射器开展了转发式试验,论证了该技术的可行性及性能。试验结果表明,基于 BDS22 和 Galileo206 等卫星的单向和双向模式都获得了优于 100 ps 的精度以及 ns 的准确度,且该指标在将来基于曲面镜的转发式激光时间传递中还有很大的提升空间。

本文首次从试验角度验证了转发式激光时间传递技术的可实施性及性能,分析了影响该技术性能的因素,对比了两种转发式模式。考虑到将来的实际应用情况,认为单向模式具有更好的适用性。另外,本文指出了将来基于星载曲面镜开展转发式激光时间传递面临的难点,并给出了一些建议,为后续该技术的进一步发展奠定了基础。

参 考 文 献

- [1] Schreiber K U, Kodet J. The application of coherent local time for optical time transfer and the quantification of systematic errors in satellite laser ranging[J]. *Space Science Reviews*, 2018, 214(1): 22.
- [2] Schreiber K U, Prochazka I, Lauber P, et al. Ground-based demonstration of the European Laser Timing (ELT) experiment[J]. *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control*, 2010, 57(3): 728-737.
- [3] Meng W D, Zhang H, Huang P, et al. Design and experiment of onboard laser time transfer in Chinese Beidou navigation satellites [J]. *Advances in Space Research*, 2013, 51(6): 951-958.
- [4] Prochazka I, Yang F M. Photon counting module for laser time transfer via Earth orbiting satellite[J]. *Journal of Modern Optics*, 2009, 56(2/3): 253-260.
- [5] Exertier P, Samain E, Courde C. Sub-ns comparison between calibrated GPS (CV) and T2L2 links[J]. *Metrologia*, 2016, 53(6): 1395.
- [6] Belli A, Exertier P, Samain E, et al. Temperature, radiation and aging analysis of the DORIS Ultra Stable Oscillator by means of the Time Transfer by Laser Link experiment on Jason-2[J]. *Advances in Space Research*, 2016, 58(12): 2589-2600.
- [7] Exertier P, Samain E, Martin N, et al. Time Transfer by Laser Link: data analysis and validation to the ps level[J]. *Advances in Space Research*, 2014, 54(11): 2371-2385.
- [8] Cacciapuoti L, Salomon C. Space clocks and fundamental tests: the ACES experiment[J]. *The European Physical Journal Special Topics*, 2009, 172(1): 57-68.
- [9] Exertier P, Belli A, Samain E, et al. Time and laser ranging: a window of opportunity for geodesy, navigation, and metrology[J]. *Journal of Geodesy*, 2019, 93(11): 2389-2404.
- [10] 耿仁方, 吴志波, 汤凯, 等. 高重复率激光时间比对激光发射时序精确控制[J]. *红外与激光工程*, 2021, 50(10): 20200473. Geng R F, Wu Z B, Tang K, et al. Precise control of laser emission epoch in laser time transfer with high repetition rate[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2021, 50(10): 20200473.
- [11] Liu T, Eckl J J, Steindorfer M, et al. Accurate ground-to-ground laser time transfer by diffuse reflections from tumbling space debris objects[J]. *Metrologia*, 2021, 58(2): 025009.
- [12] Kunimori H, Takahashi F, Itabe T, et al. Laser ranging application to time transfer using geodetic satellite and to other Japanese space programs[EB/OL]. [2022-08-09]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19940011082>.
- [13] Kucharski D, Kirchner G, Otsubo T, et al. Hypertemporal photometric measurement of spaceborne mirrors specular reflectivity for Laser Time Transfer link model[J]. *Advances in Space Research*, 2019, 64(4): 957-963.
- [14] Otsubo T, Amagai J, Kunimori H, et al. Spin motion of the AJISAI satellite derived from spectral analysis of laser ranging data [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2000, 38(3): 1417-1424.
- [15] Kucharski D, Kirchner G, Otsubo T, et al. The impact of solar irradiance on AJISAI's spin period measured by the Graz 2-kHz SLR system[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2010, 48(3): 1629-1633.
- [16] 汤儒峰, 李语强, 李熙, 等. 基于高重复率卫星激光测距测算 AJISAI 卫星自转速率[J]. *中国激光*, 2015, 42(6): 0608010. Tang R F, Li Y Q, Li X, et al. Spin rate determination of AJISAI based on high frequency satellite laser ranging[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2015, 42(6): 0608010.
- [17] Otsubo T, Kunimori H, Gotoh T. New application for kHz laser ranging: time transfer via Ajisai[EB/OL]. [2022-08-10]. <https://cdiss.nasa.gov/lw15/docs/papers/New%20Application%20of%20kHz%20Laser%20Ranging,%20Time%20Transfer%20via%20Ajisai.pdf>.
- [18] Kirchner G, Hausleitner W, Cristea E. Ajisai spin parameter determination using Graz kilohertz satellite laser ranging data[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2007, 45(1): 201-205.
- [19] 冯初刚, 朱元兰. 1992 年 LAGEOS 卫星全球 SLR 标准点资料的分析[J]. *中国科学院上海天文台年刊*, 1995(16): 107-112. Feng C G, Zhu Y L. An analysis for LAGEOS SLR global normal point data of 1992[J]. *Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica*, 1995(16): 107-112.
- [20] 王兴, 高井祥, 王坚, 等. 利用滑动式切比雪夫多项式拟合卫星精密坐标和钟差[J]. *测绘通报*, 2015(5): 6-8, 16. Wang X, Gao J X, Wang J, et al. Using sleek Chebyshev polynomial to fit the precise satellite coordinate and clock error[J]. *Bulletin of Surveying and Mapping*, 2015(5): 6-8, 16.
- [21] 严丽, 李萌. 切比雪夫多项式拟合卫星轨道与钟差的精度分析[J]. *测绘科学*, 2013, 38(3): 59-62. Yan L, Li M. Accuracy analysis of Chebyshev polynomial to fit satellite orbit and clock error[J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2013, 38(3): 59-62.
- [22] Prochazka I, Kodet J, Blazej J, et al. Identification and calibration of one-way delays in satellite laser ranging systems[J]. *Advances in Space Research*, 2017, 59(10): 2466-2472.

Experimental Study of Forward Laser Time Transfer Based on Satellite Retroreflector

Geng Renfang^{1,2}, Wu Zhibo^{1,3*}, Huang Yong¹, Lin Haisheng⁴, Yu Rongzong⁵, Tang Kai¹,
Zhang Haifeng^{1,3}, Zhang Zhongping^{1,3}

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

²University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

³Key Laboratory of Space Object and Debris Observation, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210008, Jiangsu, China;

⁴School of Mechatronic Engineering and Automation, Shanghai University, Shanghai 200444, China;

⁵School of Materials Science and Engineering, Shanghai University, Shanghai 200444, China

Abstract

Objective Satellite Laser Ranging (SLR) has contributed a new prospect to clock comparison and monitoring with higher precision and accuracy. Several laser time transfer projects, such as Time Transfer by Laser Link (T2L2), and Laser Time Transfer in China's Space Station (CLT), have been conducted over the past 20 years. However, the traditional laser time transfer is limited because of incident light intensity and ambient temperature on onboard hardware. Alternatively, Forward Laser Time Transfer (FLTT) based on curved mirrors is a new type of laser time transfer technology with great application potential, which has the advantages of zero-time delay in the forward process, high reliability, long service life, and high measurement accuracy. However, due to the lack of suitable satellite experimental platforms, experimental data and performance evaluation results of the FLTT have not been obtained. The current research is only limited to theoretical analysis. In this study, we investigated the FLTT with two adjacent SLR systems as the test station and the retroreflectors on the cooperative target satellite as the forward payload. Our research should provide some technical reserves for the curved mirror based FLTT and evaluate the feasibility and performance of FLTT technology.

Methods First, we briefly introduced the basic principles and difficulties of FLTT, including one-way and two-way FLTT modes. Furthermore, the clock difference extraction algorithm of a one-way FLTT was improved to make it suitable for laser time transfer scenarios with high precision and accuracy. Then, two sets of FLTT test systems were built through the adaptive transformation of the SLR systems of the Shanghai Astronomical Observatory (SHAO). Among them, we added the precise control circuit of the laser emission epoch, the calibration device of the FLTT system time delay, and the clock difference extraction module. Depending on the two FLTT systems, we carried out one-way and two-way FLTT experiments, homologous clock FLTT experiments for BDS45 and BDS22 satellites, and non-homologous clock FLTT experiments for BDS21 and Galileo206 satellites. In addition, we obtained the real clock difference of the two FLTT systems with a DG645 delay signal generator, which is the clock difference obtained by the electrical signals, and then the reliability of the clock difference of one-way and two-way FLTT experiments was demonstrated. Finally, we analyzed the FLTT results and studied the main factors that affect the performance of this technology.

Results and Discussions Based on BDS45, BDS22, and other satellites, the FLTT experiments in one-way and two-way modes were carried out, and both obtained a precision better than 100 ps (Fig. 8, Fig. 9, Fig. 10, Fig. 11). There are two critical issues to realize FLTT using curved mirrors. One is the limited hitting probability at the right time and another issue is the weak strength of reflected signals. Therefore, the one-way FLTT mode will have better applicability in the future. The results of the one-way FLTT were similar to those of the two-way FLTT (Fig. 10 vs Fig. 11, Fig. 11 vs Fig. 12), which verified the reliability of the improved clock difference extraction algorithm in this study. Compared the FLTT experiment results and the clock difference obtained by the DG645 electrical signals, the absolute accuracy was better than 2 ns, demonstrating the reliability of the FLTT experiments (Fig. 12). However, there was plenty of room for improvement. In the FLTT with the homologous clock, the clock difference jump phenomenon was caused by the synchronization of the event timer and clock. In the FLTT with non-homologous clocks, the clock difference fluctuated greatly due to the poor stability of the End-run clock.

Conclusions The curved mirror-based FLTT has been considered a more accurate and stable time transfer technique than existing methods, which is a popular scheme for the next generation of laser time transfer. However, there is a lack of suitable test platforms for validation purposes, and the current research interests in FLTT remain in theoretical simulation. In this study, we selected satellite reflectors instead of curved mirrors as a forwarding payload for the FLTT experiments, demonstrating the feasibility and performance of this technique. We improved the clock difference extraction algorithm of the one-way FLTT and proposed a high-precision interpolation model. It was shown from the results that the precision was better than 100 ps with an absolute accuracy of 2 ns, and the one-way FLTT was feasible. Of course, the FLTT will probably face other challenges in practical application, such as weak laser echo signal recognition, and the probability of success is affected by the attitude and rotation period of satellites. This study provides significant support for FLTT development, such as in laser emission timing control, data processing, and more.

Key words measurement; satellite laser ranging; laser time transfer; retroreflector; curved mirror