

## 高重复率激光时间比对激光发射时序精确控制

耿仁方<sup>1,2</sup>, 吴志波<sup>2,3\*</sup>, 汤凯<sup>2</sup>, 李岩<sup>2</sup>, 孟文东<sup>2</sup>, 张忠萍<sup>2,3</sup>

- (1. 南京信息工程大学遥感与测绘工程学院, 江苏南京 210044;
2. 中国科学院上海天文台, 上海 200030;
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)

**摘要:** 我国空间站即将首次开展高重复率(~kHz)星地激光时间比对, 搭载的星载探测器拟采用固定门控开启模式, 对地面激光发射时序的控制提出了高实时、高重复率和高精度等要求。基于卫星激光测距 (SLR) 的距离门控原理, 提出高重复率激光时间比对地面激光点火信号精确产生方法, 以使上行激光脉冲能在门控信号之后短时间内到达星载探测器, 极大减少噪声干扰。该方法可在单片可编程门阵列 FPGA 中实现, 具有重复率大于 10 kHz、控制精度 5 ns 以及软件交互简单等优势, 结合方法计算精度和半导体泵浦激光器的纳秒级触发动作, 预计地面激光发射时刻精度最终控制在 10 ns 以内, 满足空间站激光时间比对激光发射时序的控制需求, 并可为其他激光时间比对工程的实施提供技术支持。

**关键词:** 卫星激光测距; 激光时间比对; 高重复率; 激光发射时序; 距离门控

**中图分类号:** P228.5 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20200473

## Precise control of laser emission epoch in laser time transfer with high repetition rate

Geng Renfang<sup>1,2</sup>, Wu Zhibo<sup>2,3\*</sup>, Tang Kai<sup>2</sup>, Li Yan<sup>2</sup>, Meng Wendong<sup>2</sup>, Zhang Zhongping<sup>2,3</sup>

- (1. School of Remote Sensing & Geomatics Engineering, Nanjing University of Information Science & Technology, Nanjing 210044, China;
2. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;
3. Key Laboratory of Space Object and Debris Observation, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210008, China)

**Abstract:** A satellite-ground laser time transfer (LTT) with high repetition rate will be carried out in the China's space station. The onboard laser detector intends to adopt a fixed gated opening mode, which puts forward the control requirements of high repetition rate, high precision and high real time for laser emission epoch on the ground station. Based on the principle of range gate in satellite laser ranging (SLR), a precise control method of laser firing signal in satellite-ground LTT with high repetition rate was proposed, so that the uplink laser pulse could reach the detector within a short time after the onboard gate signal, which greatly reduced the background noise interference. This method could be implemented in a field programmable gate array (FPGA), which had the advantages of repetition rate greater than 10 kHz, control accuracy of 5 ns (200 MHz clock) and simple software interaction, etc. Combined its theoretical calculation accuracy and nanosecond jitter of the diode-pumped picosecond laser, the final realization accuracy of laser emission epoch was expected to be within 10 ns. It could meet control requirements of the laser emission epoch of the China's space station LTT project and provide

收稿日期:2020-11-14; 修订日期:2021-03-01

基金项目:国家自然科学基金 (11503068, U1631240); 中国科学院重点部署项目 (ZDRW-KT-2019-3); 江苏省研究生科研与实践创新计划项目 (KYCX21\_1012)

作者简介:耿仁方,男,硕士生,主要从事卫星激光测距方面的研究。

导师(通讯作者)简介:吴志波,男,研究员,硕士,主要从事卫星激光测距方面的研究。

technical support for other LTT projects.

**Key words:** satellite laser ranging; laser time transfer; high repetition rate; laser emission epoch; range gate

## 0 引言

激光信号具有频率高、抗干扰性强、传输过程时延量少和测量精度高等优势,在高精度时间频率测量传递等领域的作用具有不可替代性。在已有的各种时间比对技术中,激光时间比对是公认的现有时间比对方法中精度最高的方法<sup>[1]</sup>。该技术是以激光脉冲作为媒介来实现地面钟与卫星钟或地面上远距离两地钟的时间比对,其测量精度可达皮秒量级,可以对无线电双向时间比对进行外部精度检验,标定系统误差及稳定性,分析检测设备时延不稳定性和卫星钟中短期性能指标等<sup>[2-3]</sup>。

激光时间比对中星载设备主要由星载探测器、计时器和激光反射器组成。星载探测器用于接收地面 SLR 台站发送的激光脉冲并转换成电信号给计时器,星载计时器则基于星载原子钟频率基准,精确记录激光脉冲信号的到达时刻,激光反射器使激光信号原路返回到地面站,用于获取星地距离<sup>[4-5]</sup>。探测器作为星上光电探测设备,由于阈值为单光子,其本身的暗计数和来自天空背景的噪声会使计时器记录很多无效数据。在传统 SLR 系统中,广泛采用带有门控的单光子探测器来抑制噪声,其根据卫星的预报距离值,在预期激光回波即将到达时,利用距离门控产生器产生门控信号来开启探测器,以接收回波光,该方法有效减少了背景噪声对测距系统的影响,大大提高了测距的成功概率<sup>[6-9]</sup>。同样为提高空间站星载探测器的探测成功率,减少背景噪声影响,也需选取同样的方法来抑制噪声。一种策略是采用与地面 SLR 系统类似的距离门控产生器,根据星地距离变化对门控进行实时设置,实现星载探测器的精确开启控制,由于距离门控需实时调整,星载设备实施难度极大;另一种方法是星载探测器采用固定时刻门控,通过精确控制地面激光发射时刻,使激光信号能在门控开门信号之后短时间内到达星载探测器,也可起到抑制噪声的作用,而且大大降低了星载设备的研制难度,但对地面激光发射时刻提出了高精度控制要求。

我国北斗 LTT、法国 T2L2 等传统激光时间比对

的重复频率不高,实时性要求并不严格,采用分立元器件减法计时器、配合上位机软件即可方便实现<sup>[10]</sup>。我国空间站工程即将在国际上首次实施高重复率( $\sim$ kHz)星地激光时间比对,以提升测量稳定性,并评估星载原子钟的性能。其中星载探测器拟采用固定时刻的门控方式,对地面激光发射时序的控制精度提出了较高的要求。一般来说,在 SLR 的白天观测中,地面距离门控精度达到 10 ns 即可满足白天强烈背景噪声的单光子探测,因此,地面激光发射时序控制精度 10 ns 即可满足甚至白天情况下的高重复率激光时间比对的需求。

针对我国空间站即将率先实施的高重复率星地激光时间比对研究的需求,介绍了星地激光时间比对的原理,探讨了激光时间比对链路中的各种系统延时量;提出了一种高重复率激光时间比对地面激光点火信号精确产生方法,并基于 Spartan-3 XC3S200 FPGA 芯片进行了相应的硬件设计;最后,利用和空间站轨道高度相近的 Swarm-B 卫星进行模拟实验验证,论证了硬件实现的可行性。该研究可为空间站或其他激光时间比对工程的实施提供技术支持,具有很好的应用前景。

## 1 星地激光时间比对原理

星地激光时间比对链路主要由地面激光测距系统、星载激光时间比对系统和地面数据处理系统三部分组成。其中,星载设备主要包括激光反射器、单光子探测器和皮秒事件计时器,具体如图 1 所示。

星地激光时间比对的原理如图 2 所示。地面激光测距站在地面时钟的  $T_e$  时刻向卫星发射激光,卫星上的单光子探测器在星上时钟的  $T_s$  时刻探测到激光脉冲,并且星上的激光反射器将激光脉冲反射回地面,在地面时钟的  $T_r$  时刻,地面激光测距系统探测到了激光回波脉冲。地面站发射的激光脉冲与地面时钟 1 pps 的时间间隔  $T_G$  和到达卫星的激光脉冲与星载原子钟 1 pps 的时间间隔  $T_S$  分别被地面和星上的设备所测量,上行激光飞行时间  $\tau_{up}$  通过地面站测量的激光往

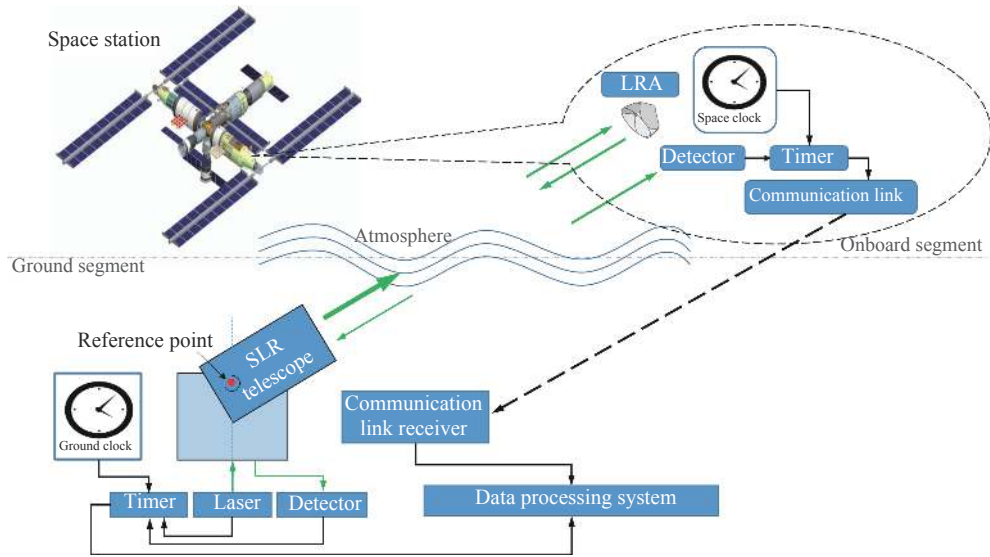


图 1 中国空间站星地激光时间比对链路示意图

Fig.1 Schematic diagram of satellite-ground LTT in China's space mission

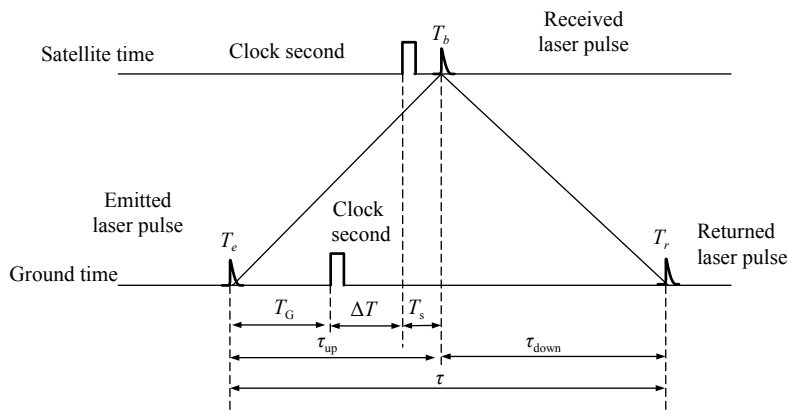


图 2 星地激光时间比对原理图

Fig.2 Principle diagram of satellite-ground LTT

返时间 $\tau$ 得到,进而可以获得卫星时钟和地面时钟的钟差 $\Delta T$ 以及卫星时钟相对于地面时钟的变化情况。

星地激光时间比对原理的基本形式如公式(1)所示(式中 $\varepsilon$ 为考虑了仪器校准、大气影响、卫星速度畸变和相对论效应等的总误差校正项):

$$\Delta T = \tau_{up} - T_S - T_G + \varepsilon \quad (1)$$

## 2 地面激光发射时序精确控制

空间站激光时间比对工程为获得较高的测量稳定度,拟采用~kHz 重复频率,这导致整个工程实施难度较大,其中之一即为地面激光发射时序的精确控制。激光发射时刻主要指激光点火时刻加上激光触发延时组成,目前半导体激光器的触发延时抖动为纳

秒量级,因此激光发射时序的控制指的就是激光点火信号产生的时刻控制。

空间站星载探测器采用固定门控模式,随着星地距离的不断变化,地面激光发射时刻需实时控制调整,才能使上行激光脉冲最短时间内到达星载探测器,且控制精度与最终的噪声滤除效果成正相关。在高重复率星地激光时间比对中,由于激光发射间隔远小于星地距离,传统减法计数器需要并行使用多组且组数随星地距离改变而变化,硬件资源需求大且不灵活。即使如此,上位机软件与硬件交互的实时性也很难满足高重复率的测量需求。

比较发现,地面激光发射时刻与距离门控时刻的计算过程很类似,都和星地距离有关,只不过一个是

提前产生,一个是延后产生。因此,地面激光发射时刻控制可以采用类似距离门控的方法。目前,高重复率距离门控产生器已经在 SLR 中使用<sup>[11]</sup>,可根据输入信号的实时产生对应时刻的门控信号,因此,可充分借鉴该思路来完成高重复率的地面激光发射时刻控制。

### 2.1 高重复率距离门控原理

为了减少预报过程中的数据量及计算量,轨道预报数据一般每秒提供一个卫星距离值,然后通过内插实现秒内任何时刻卫星距离的计算。如公式(2)所示,每四个卫星距离值组合成一组三阶多项式,利用多项式内插的方法得到整秒以内的卫星距离预报数据。式中: $R_0, R_1, R_2, R_3$ 为整秒时卫星距离; $t_0, t_1, t_2, t_3$ 为秒时刻值; $a_0, a_1, a_2, a_3$ 为内插参数。

$$\begin{cases} R_0 = a_0 + a_1(t_0 - t_0) + a_2(t_0 - t_0)^2 + a_3(t_0 - t_0)^3 \\ R_1 = a_0 + a_1(t_1 - t_0) + a_2(t_1 - t_0)^2 + a_3(t_1 - t_0)^3 \\ R_2 = a_0 + a_1(t_2 - t_0) + a_2(t_2 - t_0)^2 + a_3(t_2 - t_0)^3 \\ R_3 = a_0 + a_1(t_3 - t_0) + a_2(t_3 - t_0)^2 + a_3(t_3 - t_0)^3 \end{cases} \quad (2)$$

已知地面激光发射时刻 $t_i$ ,利用 $a_0, a_1, a_2, a_3$ 四个内插参数,即可求得对应时刻的卫星距离预报值 $R_i$ :

$$R_i = a_{j0} + a_{j1}(t_i - t_0) + a_{j2}(t_i - t_0)^2 + a_{j3}(t_i - t_0)^3 \quad (3)$$

实际上, $R_i$ 为时间量。设距离门控开启时刻为 $S_i$ ,计时零点为 $t_0$ ,提前开启量为 $a_q$ ,则计算可进一步简化为:

$$S_i = R_i + (t_i - t_0) - a_q \quad (4)$$

目前高重复率距离门控产生器每秒接收上位机一组内插参数 $a_0, a_1, a_2, a_3$ ,并实时记录地面激光发射时刻,内插计算后完成距离门控产生时刻 $S_i$ 的计算;与此同时,距离门控产生器有与 UTC 同步的内部时刻,实时与 $S_i$ 进行比较,如相等则输出距离门控信

号。应用该距离门控产生技术,已使中国科学院上海天文台在国际上首次将卫星激光测距技术的重复频率突破到 10 kHz,实现 ILRS 所有卫星的测量<sup>[12]</sup>。

### 2.2 高重复率激光发射时刻计算

下面为高重复率激光时间比对中地面激光发射时序精确控制算法推导。

根据空间站的轨道高度可知,在激光时间比对的过程中,单程激光传播时间最长约为 4 ms (1200 km),可设第一个激光脉冲到达探测器的时刻为 $t_0 + 4$  ms,对应的第一个地面激光发射时刻为 $t_0 + 4$  ms -  $\frac{R_0}{2}$  (图 3)。由于激光脉冲到达星载探测器的时刻滞后于激光发射时刻,在激光时间比对地面距离门控设计中,无法利用激光脉冲到达时刻计算出激光发射时刻,并且给出该时刻的卫星距离预报值。而考虑到单程激光传播时间小于 4 ms,可以以激光到达时刻 $t_i + 4$  ms为基础,将该时刻依次往前推 4 ms,在 $t_i$ 时刻确定对应的地面激光发射时刻 $t_i + 4$  ms -  $\frac{R_i}{2}$ 的卫星预报距离 $R_i$ ,这样即可满足空间站激光时间比对的要求。

现将 $t_i$ 时刻与地面激光发射时刻的时间间隔 $4$  ms -  $\frac{R_i}{2}$ 设为 $k_i$ ,结合三次内插多项式(公式 2)求解的多项式系数,可将空间站激光时间比对地面激光发射时刻对应的卫星预报距离表示为:

$$\begin{aligned} R_i = 8 \text{ ms} - 2k_i &= f\left(t_i + 4 \text{ ms} - \frac{R_i}{2}\right) = a_0 + a_1(t_i + k_i - t_0) + \\ &a_2(t_i + k_i - t_0)^2 + a_3(t_i + k_i - t_0)^3 = a_0 + (a_1 + 2a_2k_i + \\ &3a_3k_i^2)(t_i - t_0) + (a_2 + 3a_3k_i)(t_i - t_0)^2 + a_3(t_i - t_0)^3 + \\ &a_1k_i + a_2k_i^2 + a_3k_i^3 \end{aligned} \quad (5)$$

对于空间站而言,其卫星距离变化率并不是固定不变的,在观测仰角为 20°时约为 40  $\mu$ s/s。当卫星距

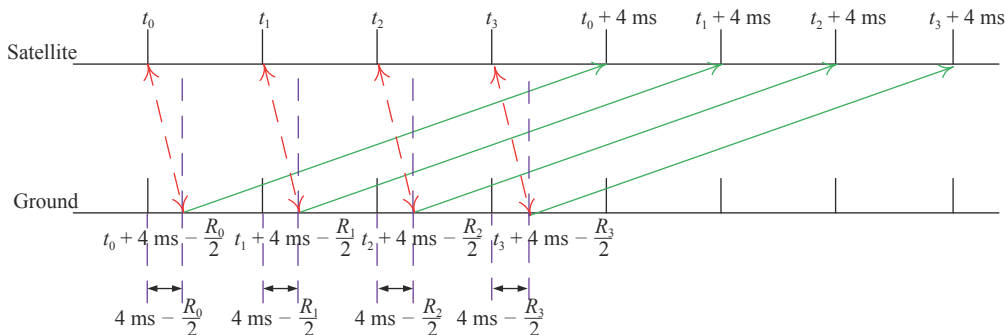


图 3 高重复率激光时间比对激光发射时序精确控制示意图

Fig.3 Schematic diagram of precision control of laser emission epoch in LTT with high repetition rate

离变化率固定不变时,激光发射时刻与相对应的卫星距离预报数据为线性关系,即多项式系数 $a_2, a_3$ 为 0。而在现实情况中,卫星距离变化率并非固定不变,如果考虑 1~3  $\mu\text{s}$  的变化,此时求解的 $a_2$ 约为  $10^{-6}$  量级, $a_3$ 约为  $10^{-7}$  量级(以 s 为单位)。因此,可根据相应系数的量级,采取抓大放小的原则对公式 (5) 进行化简, $a_3k_i^3$ 约为  $10^{-16}$  量级, $a_3k_i^2$ 约为  $10^{-13}$  量级, $a_2k_i^2$ 约为  $10^{-12}$  量级, $a_3k_i$ 约为  $10^{-10}$  量级( $k_i$ 为  $10^{-3}$  量级),都可忽略。最终,化简的公式可表示为:

$$-k_i = \frac{a_0 + a_1(t_i - t_0) + a_2(t_i - t_0)^2 + a_3(t_i - t_0)^3 - 8 \text{ ms}}{(a_1 + 2) + 2a_2(t_i - t_0)} \quad (6)$$

公式 (6) 分母中 $2a_2(t_i - t_0)$ 和 $a_1 + 2$ 相比量级很小,也可忽略。因此,公式 (6) 可化简如公式 (7) 所示:

$$k_i = 4 \text{ ms} - \frac{R_i}{2} = \frac{8 \text{ ms}}{a_1 + 2} - \left[ \frac{a_0}{a_1 + 2} + \frac{a_1}{a_1 + 2}(t_i - t_0) + \frac{a_2}{a_1 + 2}(t_i - t_0)^2 + \frac{a_3}{a_1 + 2}(t_i - t_0)^3 \right] \quad (7)$$

空间站时间系统和地面时间系统存在 $\Delta T_1$ 的时间间隔,称为先验钟差,在激光时间比对之前由微波链路或者 GNSS 接收系统提供,精度优于 100 ns。由于上述公式推导都是以星上时间系统为基础的,而地面激光发射时序分析需要以地面时间系统为基础。因此,要考虑先验钟差这一项,最终在 $t_i$ 时刻推导的激光发射时刻 $T_i^{\text{fire}}$ 如公式 (8) 所示:

$$T_i^{\text{fire}} = t_i + k_i = t_i + \frac{8 \text{ ms} - a_0}{a_1 + 2} - \frac{a_1}{a_1 + 2}(t_i^\ominus - t_0^\ominus) - \frac{a_2}{a_1 + 2}(t_i^\ominus - t_0^\ominus)^2 - \frac{a_3}{a_1 + 2}(t_i^\ominus - t_0^\ominus)^3 \quad (8)$$

式中: $t_0^\ominus$ 和 $t_i^\ominus$ 对应地面的相应时刻。例如: $t_0^\ominus$ 为根据先验钟差,星上 $t_0$ 时刻对应的地面时刻, $t_0^\ominus = t_0 - \Delta T_1$ 。

### 2.3 延时量修正

在空间站高重复率激光时间比对地面激光发射时序计算时,需要知道上行激光的传播时间(公式 (1) 中的 $\tau_{\text{up}}$ ),即空间站到地面 SLR 台站的实际距离。在激光时间比对的开始阶段,需要根据预报数据以及先验钟差数据进行引导来控制激光的发射,此时上行激光传播时间由预报数据获得,该阶段称为搜索阶段。当比对成功时,上行激光传播时间从实测的激光信号往返时间数据中获得,而实测激光数据中包含了一些系统延迟量,如地面激光测距系统的设备时延、大气延迟改正和 Sagnac 效应改正等。因此,在实际

的应用中,为了提高空间站高重复率激光时间比对地面发射时序计算的准确性,需要对一些量级较大的延迟量进行修正,并设置到公式 (8) 的 $a_0$ 中。

#### 2.3.1 地面 SLR 系统设备延迟

SLR 的原理是通过精确测定激光脉冲从地面参考点(望远镜水平轴和垂直轴交点)到装有反射器卫星质心的往返时间间隔( $\tau$ ),从而推算出地面参考点到卫星的距离( $R$ )。在 SLR 中需要将地面激光发射和接收时刻归算到望远镜的参考点,而在实际应用中,激光测距系统获得的距离是激光从主波探头产生的起始脉冲到回波探测器获得的关门信号之间的时间间隔。由于两个参考点与望远镜水平轴和垂直轴的交点不重合,会产生一定距离的光路时延。并且,从激光器发射激光到事件计时器 A 通道以及从回波信号经光子探测器到事件计时器 B 通道的过程中涉及多种电子设备和电缆,也会存在一定的信号延时量。因此,在 SLR 的实际应用中,一般是通过测量已知距离的地靶来对地面 SLR 系统的设备延时量进行校准( $2r_{\text{ref}}$ ),并在往返的激光数据中减去该数值,具体见公式 (9)。以中国科学院上海天文台 SLR 为例,地靶精度约为 6~7 mm,因此,地面 SLR 系统设备延迟误差改正的精度约为 23 ps 左右。

$$r(t) = \frac{1}{2}c\tau - 2r_{\text{ref}} \quad (9)$$

#### 2.3.2 大气延迟

在进行卫星激光测距时,激光脉冲通过大气到达卫星,经卫星反射后沿原光路返回测站。严格地说,在此过程中光脉冲的速度及方向都会因光脉冲到达的各点大气折射率的不同而不同。对于 532 nm 激光,在一定气象参数条件下,从天顶方向到俯仰角  $10^\circ$  大气延时等效距离可能从约 2 m 左右变化到 10 m 左右。因此,在空间站高重复率地激光时间比对过程中,为了精确的计算地面激光发射时序,需要对大气延时进行修正。

研究中采用了 Mendes 和 Pavlis<sup>[13]</sup> 提出的激光测距大气模型,其利用了 Mendes 等人<sup>[14]</sup> 提出的 FCULa 映射函数,具体见公式 (10)。其中,FCULa 的一个参数需要站点的纬度信息、表面温度数据和大地高,对应的数学表达式见公式 (11)。根据以往研究表明,当观测仰角在  $15^\circ$ 、 $10^\circ$  和  $6^\circ$  时,FCULa 的 RMS 分别为 1 mm、4 mm 和 16 mm,其改正精度随着仰角的减小

而变差<sup>[15]</sup>。由于在激光时间比中对最小观测仰角一般设置为 20°, 因此大气折射改正的精度在 3 ps 以内。

$$m(e) = \frac{1 + a_1 / (1 + a_2 / a_3)}{\sin e + a_1 / [\sin e + a_2 / (\sin e + a_3)]} \quad (10)$$

式中:  $e$  为观测仰角;  $a_1, a_2, a_3$  为映射函数的系数。

$$a_i = a_{i0} + a_{i1} \cdot t_s + a_{i2} \cdot \cos \varphi + a_{i3} \cdot H (i = 1, 2, 3) \quad (11)$$

式中:  $t_s$  表示温度数据 (°C);  $\varphi$  为测站纬度信息;  $H$  为测站高程。

### 2.3.3 Sagnac 效应延迟

Sagnac 效应是一种相对论效应, 在空间站激光时间比中对要考该效应的影响并予以修正。在地面 SLR 台站向空间站发射激光脉冲时, 由于地球自转和空间的运动, 导致激光信号的空间传播路径发生了变化, 因此会产生 Sagnac 效应。Sagnac 效应改正具体可表示为:

$$t_{\text{Sagnac}} = \frac{-\omega E}{c^2} \quad (12)$$

式中:  $c$  为光速;  $\omega$  为地球自转角速度;  $E$  为卫星地心和地面测站连线构成的三角形在赤道面上的投影的面积。当信号传递方向和地球自转速度同方向时,  $t_{\text{Sagnac}}$  改正为负值, 反之为正。

由于在激光时间比对过程中, 望远镜在每次测量时很容易记录下高精度卫星的方位和高度, 可采用参考文献 [16] 提出的公式进行激光时间比对 Sagnac 效应的改正, 如公式 (13) 所示:

$$t_{\text{Sagnac}} = \frac{v_{\varphi} \tau}{2c} \cos el \cdot \sin az \quad (13)$$

式中:  $v_{\varphi} = \omega a \cdot \cos \varphi$ ,  $a$  为地球长半径,  $\varphi$  为测站的大地纬度,  $v$  为地球线速度,  $\omega$  为地球角速度;  $el$  为测站相对于卫星的高度角;  $az$  为方位角。

由于激光上行的 Sagnac 效应和下行激光信号的 Sagnac 效应大小一样但相差一个符号, 在常规 SLR 的数据中不用考虑 Sagnac 效应的影响。但在空间站时间比中对, 需要知道上行激光的传播时间进而精确计算激光的发射时序, 因此需要考虑其对上行激光脉冲信号传播的影响。根据计算, 对于空间站而言, Sagnac 效应的影响最大约为 7 ns, 且其改正的精度为几个皮秒量级。

### 2.3.4 其他延迟量

除了上述讨论的较大量级的延时量, 还存在一些较小延时量, 如地球引力延时量, 对于空间站而言, 上行激光地球引力延时修正最大约为 6 ps。并且还存在着一些不确定因素的延时量, 如电缆延迟随温度的变化和转换延迟与信号强度的依赖等。为了弥补这些较小或随机的延时量, 在实际操作中需要对激光发射时序进行实时修正。

## 3 设计实现

设计核心部分采用 Xilinx 公司的 Spartan-3 XC3S200 FPGA 芯片来完成, 实现的基本原理图如图 4 所示。

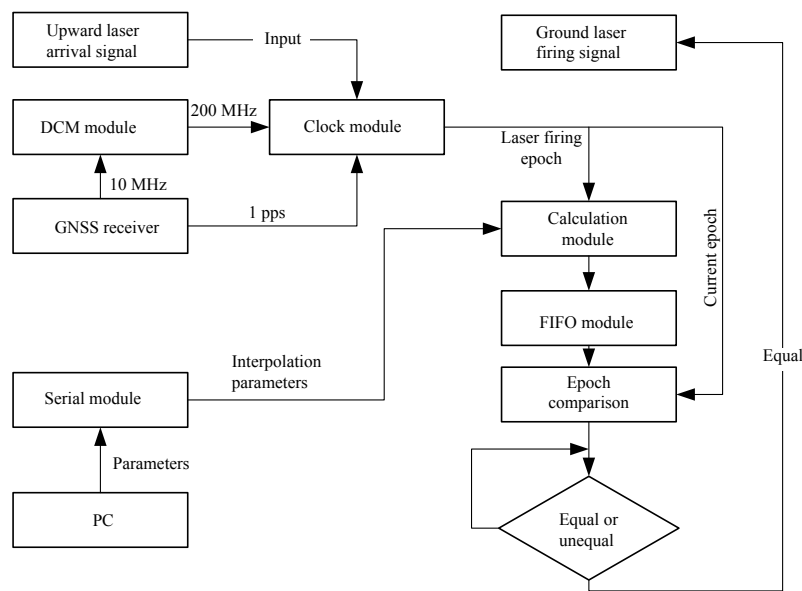


图 4 高重复率激光时间比中对激光点火信号输出框图

Fig.4 Block diagram of laser firing signal output in LTT with high repetition rate

系统采用 GPS 接收机提供的 1 pps 和 10 MHz 时钟, 1 pps 用于系统内部实时时钟同步 UTC, 而利用 FPGA 中的 DCM 模块将 10 MHz 时钟信号倍频到 200 MHz。时钟模块通过 1 pps 与 UTC 同步, 一方面用于记录上行激光到达信号的发生时刻; 另一方面作为当前时刻与 FIFO 存储的时刻进行比较, 输出地面激光点火信号, 由于采用 200 MHz 时钟, 上述记录和控制精度为 5 ns。上位机采用通用 RS232 串口通讯, 其通讯协议简单, 使用广泛, 串口模块以 1 s 为周期接收上位机软件的四个内插参数  $a_0, a_1, a_2, a_3$  以及控制指令。以 1 pps 信号为分界点, 在第  $(i+1)$  s 内, 上位机预先发送第  $i$  秒需要的参数, 因此先前接收的参数必须经过锁存, 当秒信号出现则赋值给内部内插参数寄存器。计算模块将内插参数与上行激光到达信号的发生时刻按照公式 (8) 进行实时计算, 由于先前计算得到的时刻不会马上到来, 而后续计算仍然在进行,

因此需要先存储, 等到时间基准运行到该时刻才输出激光点火信号, 该功能由 FIFO 模块完成。最后, 时刻比较模块采集 FIFO 存储时刻数据以及当前时刻并进行比较, 如果相等则输出地面激光点火信号, 不相等则等待下一个实时时钟继续比较。

#### 4 测试结果

为了验证上述设计的激光点火信号的控制精度以及工作频率, 使用一台高精度 (10 ps)、高重复率事件计时器 (A033-ET) 记录地面激光点火时刻, 并将其与理论激光点火时刻作差。测试时, 为了模拟尽量准确, 采用轨道高度与中国空间站相近的 Swarm-B 卫星 (轨道高度 460 km) 进行轨道预报, 对于上行激光信号, 采用固定频率产生, 分别测试了 2 kHz 和 10 kHz 的情况, 具体实验示意图如图 5 所示。其中, 2 kHz 测试的部分结果对比如表 1 所示。

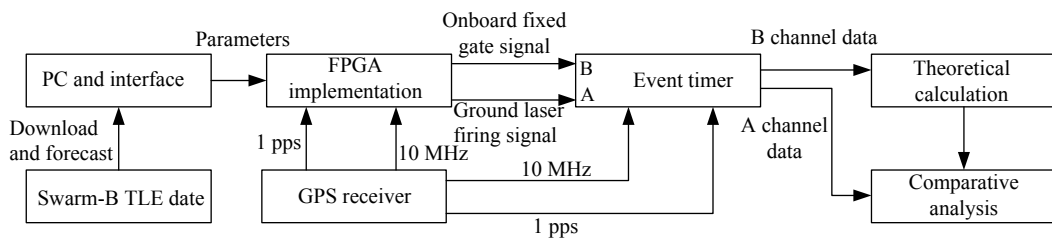


图 5 地面激光点火信号硬件实现模拟实验图

Fig.5 Simulation experiment diagram of ground laser firing signal hardware implementation

表 1 激光点火信号硬件控制精度验证结果

Tab.1 Verification results of laser firing signal hardware control

Points	Onboard fixed gate epoch/s	Actual laser firing epoch/s	Theoretical laser firing epoch/s	Difference between theory and practice/s
1	83 287.045 500 132 241	83 287.040 934 554 286	83 287.040 934 643 926	0.000 000 089 640
2	83 287.046 000 132 206	83 287.041 434 564 147	83 287.041 434 654 893	0.000 000 090 746
3	83 287.046 500 132 288	83 287.041 934 574 255	83 287.041 934 665 991	0.000 000 091 736
4	83 287.047 000 132 268	83 287.042 434 584 174	83 287.042 434 676 972	0.000 000 092 798
5	83 287.047 500 132 321	83 287.042 934 594 166	83 287.042 934 688 041	0.000 000 093 875
...				
1000	83 287.532 500 132 293	83 287.527 945 260 184	83 287.527 945 353 635	0.000 000 093 451
1001	83 287.533 000 132 287	83 287.528 445 273 278	83 287.528 445 364 602	0.000 000 091 324
1002	83 287.533 500 132 311	83 287.528 945 282 313	83 287.528 945 375 612	0.000 000 093 299
1003	83 287.534 000 132 291	83 287.529 445 296 189	83 287.529 445 386 579	0.000 000 090 390
1004	83 287.534 500 132 286	83 287.529 945 305 254	83 287.529 945 397 546	0.000 000 092 292

通过分析理论与实际差值 (2 kHz 实测数据) 的结果可知, 有一个固定的延时量在里面, 是由于设备的时延引起的, 最终结果如图 6 所示。通过图 6 可知, 固定延时量的差值基本在 5 ns 内抖动, 论证了 FPGA 的 200 MHz 时钟的 5 ns 控制精度, 也证明了提出的高重复率激光发射时刻控制方法的硬件设计的可实现性。此外, 对 10 kHz 的测量频率也进行了测试, 可以满足大于 10 kHz 的重复频率激光发射时刻控制需求。

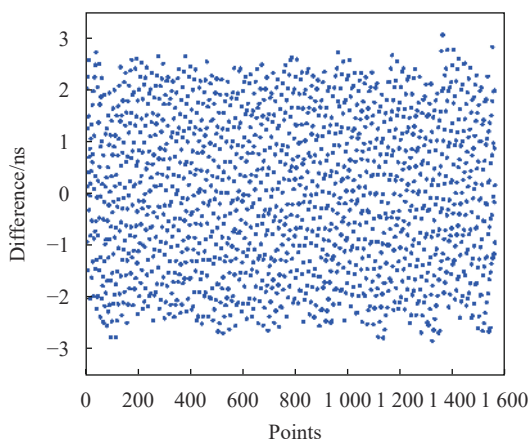


图 6 激光点火信号硬件控制验证精度对比图

Fig.6 Verification accuracy of laser firing signal hardware control

### 5 预期实现精度分析

在 FPGA 中实现了高重复率星地激光时间比对中地面激光点火的精确控制, 并基于 Swarm-B 卫星进行模拟, 将输出的点火时刻用一台 A033 事件计时器记录, 并与理论计算值进行对比分析, 论证了 FPGA 硬件的 5 ns 控制精度以及该方法的可实现性等。在实际应用中, FPGA 产生的点火信号将发送给激光器, 用以控制激光器发射激光, 激光经过大气链路最终到达固定门控的星载探测器。因此, 在实际应用中还需考虑激光器纳秒级出光抖动误差 (<5 ns) 以及提出方法自身的理论计算精度影响。

结合提出的高重复率星地激光时间比对发射时刻计算公式可知, 自身理论精度主要与星载先验钟差、上行激光信号传播时间、三次多项式内插以及较小量级系数项约简误差有关。空间站安装了 GNSS 接收, 其提供的先验钟差预计约为 100 ns, 该误差项量级较大, 但不是由方法本身引入的, 可以通过其他方法减

小, 当比对成功后, 该项误差可迅速确定到 100 ps 以内。推导的激光发射时刻公式中的系数 ( $a_0, a_1, a_2, a_3$ ) 是由对应相邻四个整秒时刻的距离利用三次多项式内插得出, 并且为了公式的易用性, 对较小量级的系数项进行了化简, 致使整秒的上行激光信号传播时间确定、三次多项式内插以及较小量级系数项化简的精度也会对激光发射时刻的精确计算带来影响。根据已有研究经验以及文中对延时量修正的分析, 在扣除各种时延后, 一旦测距成功, 整秒的上行激光信号传播确定精度可优于 50 ps (搜索阶段的误差取决于预报精度, 根据经验, 一般为百纳秒量级)。为了分析三次多项式内插的精度, 基于常规 SLR 数据进行模拟, 结果表明三次多项式内插精度可控制在 100 ps 以内。高重复率激光发射时刻计算时还对一些小量进行了约简 (公式 (5)), 根据其系数的量级可知, 该项误差在 100 ps 以内。因此, 当比对成功时, 激光发射时序计算的理论精度预计在 350 ps 左右。

综合考虑 FPGA 的 200 MHz 时钟的 5 ns 控制精度、半导体泵浦皮秒激光器出光 ns 级抖动以及激光发射时刻的理论计算精度 (<350 ps), 预计最终的地面激光发射时刻控制精度在 10 ns 以内, 可满足空间站星地时间比对 (2  $\mu$ s 的门控窗口) 的需求。

### 6 结 论

文中针对我国空间站激光时间比对中星载探测器固定门控的工作模式, 提出了地面激光点火信号的精确产生方法, 以保证激光脉冲能在星上探测器开门后的短时间内到达探测器, 并使其关门。详细推导了高重复率激光时间比对地面发射时序控制的算法, 在 FPGA 中进行算法的实现, 并基于与空间站轨道相似的 Swarm-B 卫星进行模拟实验, 模拟的星上门控时刻为固定频率产生, 而激光点火信号随卫星距离的变化实时调整, 论证了该方法具有重复率大于 10 kHz、硬件控制精度 5 ns 以及软件交互简单等优势。综合考虑 FPGA 芯片 200 MHz 工作时钟的 5 ns 控制精度和激光器纳秒级抖动等误差, 最终的地面激光发射时刻控制精度将好于 10 ns, 可满足空间站星地激光时间比对的激光发射时序的控制需求, 并可为其他激光时间比对工程实施提供技术支持。



## 参考文献:

- [1] 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.
- [2] Exertier P, Samain E, Courde C. Sub-ns comparison between calibrated GPS (CV) and T2L2 links [J]. *Metrologia*, 2016, 53(6): 1395.
- [3] 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.
- [4] Meng W, 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. (in Chinese)
- [5] Prochazka I, Yang F. Photon counting module for laser time transfer via Earth orbiting satellite [J]. *Journal of Modern Optics*, 2009, 56(2-3): 253-260.
- [6] Li Xin, Zhu Wei, Luo Qingshan, et al. kHz repetition rate mobile laser ranging system with high precision and measuring results analysis in western China [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2020, 49(2): 0228001. (in Chinese)
- [7] Wu Zhibo, Zhang Zhongping, Chen Juping. The Implementation of range gate control circuit with high repetition rate based on FPGA [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2010, 38(4): 919-922. (in Chinese)
- [8] Fan Haibo, Wu Zhibo, Zhang Haifeng, et al. A method of realization of range gate generator with high realtime [J]. *Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica*, 2010(31): 170-176. (in Chinese)
- [9] Wu Zhibo, Deng Huarong, Zhang Haifeng, et al. Interference and avoidance of atmospheric backscattering on satellite laser ranging with high repetition rate [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(2): 0206002. (in Chinese)
- [10] Zhang Zhongping, Zhang Haifeng, Yang Fumin, et al. Strictly control of laser firing epoch on ground in time comparison by laser pulse between satellite and ground [J]. *Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica*, 2008(29): 59-66. (in Chinese)
- [11] Wu Zhibo. Range Gate Generator with High Repetition Rate (RGG) [J]. *Bulletin of Chinese Academy of Sciences*, 2020, 35(Z1): 29. (in Chinese)
- [12] Wu Zhibo, Zhang Zhongping, Zhang Haifeng, et al. The preliminary results of SLR with 10 kHz laser system at Shanghai Station [C]/Proceedings of the 18th International Workshop on Laser Ranging, ILRS, 2013: 11-15.
- [13] Mendes V B, Pavlis E C. High - accuracy zenith delay prediction at optical wavelengths [J]. *Geophysical Research Letters*, 2004, 31(14): 189-207.
- [14] Mendes V B, Prates G, Pavlis E C, et al. Improved mapping functions for atmospheric refraction correction in SLR [J]. *Geophysical Research Letters*, 2002, 29(10): 53-1-53-4.
- [15] Drożdżewski M, Sośnica K, Zus F, et al. Troposphere delay modeling with horizontal gradients for satellite laser ranging [J]. *Journal of Geodesy*, 2019, 93(10): 1853-1866.
- [16] Yang Fumin, Zhuang Qixiang, Tan Detong. System analysis and relativistic correction for time comparison experiment via laser pulses [J]. *Acta Metrologica Sinica*, 1984(3): 218-222. (in Chinese)