

DOI:10.13203/j.whugis20190256



文章编号:1671-8860(2021)07-1044-09

基于单点伪距归算的星间链路时间同步改进算法

白 燕^{1,2,3} 卢晓春^{1,2,3} 高 天^{1,3}

1 中国科学院国家授时中心,陕西 西安,710600

2 中国科学院精密导航定位与定时技术重点实验室,陕西 西安,710600

3 中国科学院大学,北京,100039

摘要:北斗导航星间链路通过双向单程伪距测量,可以消除一部分信道误差,测量精度高,同时其Ka波段窄波束天线的灵活建链方式,使其在远距离高精度的时间同步以及其他空间航天器用户之间的时间同步方面具有很好的拓展应用价值。目前,导航星间链路时间同步方法主要依赖于卫星双方具备完整的星历信息,在具有较高运行速度且不能提供精确轨道信息的航天器等拓展用户的时间同步应用方面,导航星间链路常规算法受到一定的限制。提出了一种基于单点伪距归算的时间同步改进算法,给出了算法的基本原理和实现方式,分析了该算法对高速航天器位置精度的要求,通过仿真数据和实测试验数据分别对算法进行了验证,结果表明,基于单点伪距归算后的时间同步精度优于0.1 ns。该算法可拓展应用于低轨空间站以及深空探测器等高动态用户的时间传递。

关键词:时间同步;星间链路;相对运动;伪距归算;时延修正

中图分类号:P228

文献标志码:A

随着卫星导航技术的飞速发展,星间链路技术已经成为卫星导航领域的研究热点。借助星间链路技术,导航卫星能实现星间测距和时间同步,有助于提高卫星的定轨与钟差预报精度,提升导航系统的服务性能,并且可以减少导航卫星对地面站的依赖,实现导航星座的自主运行^[1]。目前,GNSS(global navigation satellite system)四大卫星导航系统都将星间链路技术作为一项关键技术,已经或正在部署和设计不同体制的星间链路系统^[2-6]。利用GNSS全球性、全天时、全天候的优势,搭载附加载荷、拓展导航系统的服务是卫星导航系统发展的重要趋势之一^[7]。目前,地面导航用户及中低轨用户可以利用GNSS满足基本的导航定位和授时需求。同时,人类对科学的探索研究从地面延伸至深空,低轨空间站、深空飞行器等各类航天器的数量日益增多,空-天-地一体化已成为各类航天器协同工作的重要保障,对各类航天器的定轨及时间同步也提出了更为迫切的需求^[8]。因此,利用已有导航星座网和空间航天器的特点,将星间链路技术与航天器

时间同步紧密结合,是星间链路技术拓展应用的方向之一,同时也是实现航天器间高精度时间传递的有效技术途径。

目前,国内外关于星间双向时间同步的研究已经取得了一些进展。文献[9-10]对于多星时间同步分别提出了分布式和集中式自主时间同步算法并进行了仿真分析,证明了其可行性。文献[11]对星间双向伪距的钟差解算方法展开研究,提出了一种基于Kalman滤波的钟差解算方法;文献[12]提出了一种星间伪距历元归算方法,对北斗三号试验星星间时间同步精度进行了分析,其钟差拟合残差均方根(root mean square, RMS)优于0.3 ns。文献[13]对北斗二号卫星星间链路信号的星地实测数据进行了分析,结果表明卫星钟测量随机误差优于0.2 ns,卫星钟差2 h预报误差优于1 ns。文献[14]就GRACE卫星星间时间同步问题展开深入研究,提出了一种利用精密伪距插值提升数据精度及时间同步性能的方法。动态环境下的双向时间同步方法近些年也取得了一些成果。文献[15]将TWRTT(two-way

收稿日期:2019-09-20

项目资助:国家自然科学基金(11873009)。

第一作者:白燕,博士,研究员,主要从事星间链路技术及空间时频传递方法研究。by@ntsc.ac.cn

ranging and time transmit) 双向测距和时间同步技术扩展至动态环境, 使其适用于北斗二号卫星之间的时间同步, 但是该算法需要提供卫星双方的速度等信息, 仅适用于类似北斗卫星等具有星历支持的情况。文献[16]提出了一种利用星间伪距拟合多项式和钟差拟合多项式联合求解星间钟差的卫星动态双向时间同步算法, 时间同步误差控制在 5 ns 以内, 但要求双向同步的时间段相对于最小星间距离出现的时刻基本对称, 在实际使用时会受到数据范围的限制。

以上研究多是针对时间同步的历元归算及滤波处理方法或者针对导航卫星的星间时间同步进行的相关研究。当时间同步的用户为相对运动速度更高的空间航天器, 如深空或远地的飞行器等, 且这些飞行器难以保证精确的位置和速度信息支持时, 常规的星间链路时间同步算法会受到一定限制。本文主要研究一种基于单点伪距归算的双向时间同步改进算法, 并基于空间站和北斗卫星之间的时间同步应用场景进行仿真验证。该算法可以使原有的星间链路时间同步技术扩展应用至其他空间航天器用户之间的同步, 为空间航天器用户的高精度授时需求提

供一种参考的解决方案, 也为空-天-地一体化时间同步提供一定的技术基础。

1 导航星间链路双向时间同步技术

1.1 双向时间同步的基本原理

北斗导航系统采用时分体制, 导航卫星之间通过双向单程的 DOWR (dual-one way ranging) 方式实现星间测距及自主导航功能, 其基本原理是双向测距与时间同步技术^[15]。该技术既可以实现卫星之间的距离测量, 也可以实现钟差测量, 其优点在于双向测量的同时可以消除信道中的公共误差, 因而在星间时间同步和测距中得到了广泛应用。

通常的双向时间同步的基本原理如图 1 所示。图 1 中, 用户 1 和用户 2 分别在本地秒脉冲的上升沿向对方发射测距信号, 其中 Δt 表示用户 1 和用户 2 的钟差, τ_{T1} 、 τ_{T2} 分别表示用户 1 和用户 2 的设备发射时延, τ_{R1} 、 τ_{R2} 分别表示用户 1 和用户 2 的设备接收时延, τ_{21} 表示信号从用户 2 到用户 1 的空间传播时延, τ_{12} 表示信号从用户 1 到用户 2 的空间传播时延。

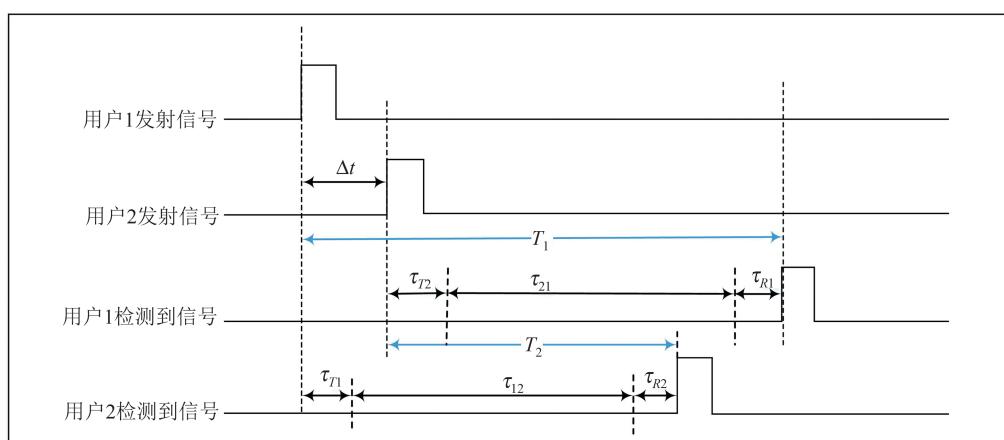


图 1 双向时间同步原理

Fig.1 Principle of Two-Way Time Synchronization

另外, 在实际测量环境中还应当考虑由于相对论效应以及对流层、电离层等引起的附加空间传播时延 τ_{rel-21} 、 τ_{rel-12} 以及用户 1 和用户 2 的测量噪声 δ_1 、 δ_2 , 则用户 1 和用户 2 端得到的观测伪距 T_1 、 T_2 分别表示为:

$$T_1 = \tau_{T2} + \tau_{21} + \tau_{R1} + \Delta t + \tau_{rel-21} + \delta_1 \quad (1)$$

$$T_2 = \tau_{T1} + \tau_{12} + \tau_{R2} - \Delta t + \tau_{rel-12} + \delta_2 \quad (2)$$

假设互发测距信号的双方用户是相对静止的, 则可以认为双方的空间传播路径是互逆的, 传播时延 τ_{21} 和 τ_{12} 相等, 则式(1)、式(2)相减可以

得到两个用户钟差的表达式:

$$\Delta t = \frac{1}{2}(T_1 - T_2) + \frac{1}{2}(\tau_{T1} - \tau_{T2}) + \frac{1}{2}(\tau_{R2} - \tau_{R1}) + \frac{1}{2}(\tau_{rel-12} - \tau_{rel-21}) + \frac{1}{2}(\delta_2 - \delta_1) \quad (3)$$

对于固定的两个用户而言, $\tau_{R2} - \tau_{R1}$ 和 $\tau_{T1} - \tau_{T2}$ 一般可以通过提前零值标定或在线标定的方法进行修正^[17], 相对论效应以及附加空间传播时延等可以通过相应的模型进行修正, 从而可以利用式(3)解算出钟差 Δt 。

但是对于导航星间链路体制而言,双方用户之间的双向单程测量并非同时进行,也就是说双方用户不能保证是在同一时刻发射信号,而且当双方用户具有相对较高的运动速度时,就会导致双向测量过程中传播时延 τ_{21} 和 τ_{12} 并不相等,此时式(3)不再适用,必须考虑由于相对运动带来的影响。

1.2 运动时延误差补偿

目前,北斗导航星间链路中运动时延误差常规的处理方法是通过动力学法或几何法先将双方用户的发射时刻统一至同一时刻,然后根据星历计算双方卫星的径向速度并得到由于相对运动造成的时差测量值的补偿。运动时延误差补偿示意图如图2所示,其中 S_1 、 S_2 分别表示时间同步的两个用户, $l_{S_1 S_1}$ 表示在发射时刻的瞬间 S_1 和 S_2 之间的几何距离, $l_{S_1 S_2'}$ 表示 S_1 发射测距信号到 S_2' 收到信号的空间传播距离, $l_{S_2 S_1'}$ 表示 S_2 发射测距信号到 S_1 收到信号的空间传播距离。

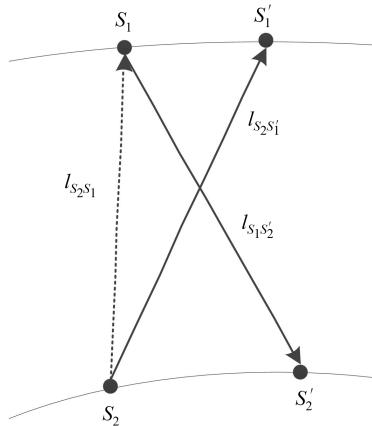


图2 时间同步运动时延误差补偿示意图

Fig.2 Diagram of Dynamic Time-Synchronization Delay Correction

假设 S_1 和 S_2 发射测距信号的时刻为 t_0 , S_1 接收到 S_2 测距信号的时刻为 t_1 , S_2 接收到 S_1 测距信号的时刻为 t_2 。 S_1 天线相位中心在地心惯性坐标系下的位置、速度和加速度分别表示为 $\vec{x}_1(t)$ 、 $\dot{\vec{x}}_1(t)$ 、 $\ddot{\vec{x}}_1(t)$, S_2 天线相位中心在地心惯性坐标系下的位置、速度和加速度分别表示为 $\vec{x}_2(t)$ 、 $\dot{\vec{x}}_2(t)$ 、 $\ddot{\vec{x}}_2(t)$ 。则有:

$$\vec{l}_{S_1 S_1} = \vec{x}_1(t_0) - \vec{x}_2(t_0) \quad (4)$$

$$\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| = \left| \dot{\vec{x}}_1(t_0) \cdot (t_1 - t_0) + \frac{1}{2} \ddot{\vec{x}}_1(t_0) \cdot (t_1 - t_0)^2 + \vec{l}_{S_2 S_1} \right| \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \left| \vec{l}_{S_1 S_2'} \right| &= \left| \dot{\vec{x}}_2(t_0) \cdot (t_2 - t_0) + \frac{1}{2} \ddot{\vec{x}}_2(t_0) \cdot (t_2 - t_0)^2 - \vec{l}_{S_2 S_1} \right| \end{aligned} \quad (6)$$

分别整理并化简式(5)、式(6),平方后忽略二次以上项再开平方,并将右端按幂级数展开,忽略二次以上项,则有:

$$\begin{aligned} \left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| &= \left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right| + \frac{\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_0)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|} (t_1 - t_0) + \\ &\quad \frac{1}{2} \frac{\dot{\vec{x}}_1^2(t_0)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|} (t_1 - t_0)^2 + \frac{1}{2} \frac{\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \ddot{\vec{x}}_1(t_0)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|} (t_1 - t_0)^2 - \\ &\quad \frac{1}{2} \frac{\left(\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_0) \right)^2}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|^3} (t_1 - t_0)^2 \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \left| \vec{l}_{S_1 S_2'} \right| &= \left| \vec{l}_{S_1 S_1} \right| - \frac{\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \dot{\vec{x}}_2(t_0)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|} (t_2 - t_0) + \\ &\quad \frac{1}{2} \frac{\dot{\vec{x}}_2^2(t_0)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|} (t_2 - t_0)^2 - \frac{1}{2} \frac{\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \ddot{\vec{x}}_2(t_0)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|} (t_2 - t_0)^2 - \\ &\quad \frac{1}{2} \frac{\left(\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \dot{\vec{x}}_2(t_0) \right)^2}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|^3} (t_2 - t_0)^2 \end{aligned} \quad (8)$$

S_1 的运动时延为:

$$\tau_{S_1 S_2'}^m = \frac{\left(\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| - \left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right| \right)}{c}$$

S_2 的运动时延为:

$$\tau_{S_1 S_2'}^m = \frac{\left(\left| \vec{l}_{S_1 S_2'} \right| - \left| \vec{l}_{S_1 S_1} \right| \right)}{c}$$

令

$$\tau'^m = \tau_{S_1 S_2'}^m - \tau_{S_2 S_1'}^m = \frac{\left(\left| \vec{l}_{S_1 S_2'} \right| - \left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| \right)}{c} \quad (9)$$

则式(3)的钟差计算式表示为:

$$\Delta t = \frac{1}{2} (T_1 - T_2) + \frac{1}{2} (\tau_{T1} - \tau_{T2}) + \frac{1}{2} (\tau_{R2} - \tau_{R1}) + \frac{1}{2} \tau'^m + \frac{1}{2} (\tau_{rel-12} - \tau_{rel-21}) + \frac{1}{2} (\delta_2 - \delta_1) \quad (10)$$

其中, $\frac{1}{2} \tau'^m$ 即为运动时延补偿值。进一步将式(7)、式(8)代入式(9),忽略影响较小的项,则得到:

$$\tau'^m = \left[-\frac{\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \dot{\vec{x}}_2(t_0)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|} (t_2 - t_0) - \frac{\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_0)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|} (t_1 - t_0) \right] / c \quad (11)$$

令 $|\vec{l}_{S_2 S_1}| = L$, $(t_2 - t_0)$ 和 $(t_1 - t_0)$ 近似等于 L/c , $\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \dot{\vec{x}}_2(t_0) = LV_2$, $\vec{l}_{S_2 S_1} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_0) = LV_1$, 忽略矢量符号, 则可得 τ'^m 的表达式为:

$$\tau'^m = \frac{-(V_1 + V_2)L}{c^2} \quad (12)$$

由此可以看出, 时间同步结果不但与用户双方的设备时延、附加空间传播时延以及测量噪声等有关, 同时运动时延误差修正与补偿也是重要的一个环节, 且运动时延的补偿与双方用户的速度和位置均有关。为了达到一定的运动时延修正精度, 对于时间同步双方的速度精度也有一定的要求。

假定运动时延误差要求控制在 0.01 ns, 暂时不考虑其他误差, 则由式(12)得:

$$|\frac{1}{2}\tau'^m| = \frac{-(V_1 + V_2)L}{2c^2} < 0.01 \text{ ns} \quad (13)$$

对于北斗中轨道(medium earth orbit, MEO)卫星与空间站间的时间同步, 由于 MEO 卫星与空间站的距离 L 可达 23 900 km, , 则由式(13)可以反推出对于双方用户的速度精度要求, 即双方的速度误差之和 $V_1 + V_2 < 0.075 \text{ m/s}$; 对于北斗倾斜地球同步轨道(inclined geosynchronous orbit, IGSO)/ 地球静止轨道(geostationary orbit, GEO)卫星与空间站间的时间同步, 由于 IGSO/GEO 卫星与空间站的距离 L 可达 38 500 km, 则双方的速度误差之和 $V_1 + V_2 < 0.046 \text{ m/s}$ 。

可以看出, 常规的运动时延补偿方法必须同时考虑时间同步双方较为精确的速度信息, 这对于没有精确或连续星历信息支持的航天器用户来说会受到一定的限制。

2 基于单点伪距归算的时间同步改进算法

2.1 时间同步改进算法的原理

当北斗卫星与飞行动态较高的航天器进行双向时间传递且航天器不具备精确轨道和速度等信息的支持时, 通过将航天器的接收时刻和发射时刻归算至同一时刻, 从而在解算路径时延误差的过程中不需要航天器的速度信息, 只需要精度不高的位置信息即可达到高精度时间同步。

如图 3 所示, 假定用户 S_1 为北斗导航卫星, 具有广播星历等完善信息的支持; 用户 S_2 为空间飞行器, 没有连续准确的位置和速度信息。北斗卫星和空间飞行器按照导航星间链路时分体制实

现双向测距。通过拉格朗日插值法或幂多项式拟合法进行历元归算, 将空间飞行器的双向单点伪距值归算至同一时刻, 该时刻飞行器收到信号, 同时向对方发射信号。

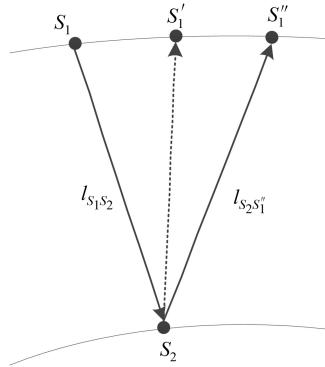


图 3 基于单点伪距的时间同步运动时延修正示意图

Fig.3 Diagram of Dynamic Time-Synchronization Delay Correction Based on Single-Point Pseudorange

假定 S_1 在 t_0 时刻发出测距信号, S_2 在 t_1 时刻接收到 S_1 发射的测距信号, 同时 S_2 在 t_1 时刻向 S_1 发射测距信号, S_1 在 t_2 时刻收到 S_2 发出的信号。 $l_{S_1 S_2}$ 为 S_1 发射信号到 S_2 收到信号的空间传播距离, $l_{S_2 S_1'}$ 为 S_2 发射信号到 S_1 收到信号的空间传播距离, $l_{S_2 S_1''}$ 为 t_1 时刻 S_2 与 S_1 之间的瞬时几何距离。北斗卫星 S_1 在地心惯性坐标系下的位置矢量、速度矢量和加速度矢量分别表示为 $\vec{x}_1(t)$ 、 $\dot{\vec{x}}_1(t)$ 、 $\ddot{\vec{x}}_1(t)$, 飞行器 S_2 在地心惯性坐标系下的位置矢量为 $\vec{x}_2(t)$ 。则有:

$$\vec{l}_{S_2 S_1'} = \vec{x}_1(t_1) - \vec{x}_2(t_1) \quad (14)$$

$$|\vec{l}_{S_1 S_2}| = \left| \dot{\vec{x}}_1(t_1) \cdot (t_1 - t_0) - \frac{1}{2} \ddot{\vec{x}}_1(t_1) \cdot (t_1 - t_0)^2 - \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| \quad (15)$$

$$|\vec{l}_{S_2 S_1''}| = \left| \dot{\vec{x}}_1(t_1) \cdot (t_2 - t_1) + \frac{1}{2} \ddot{\vec{x}}_1(t_1) \cdot (t_2 - t_1)^2 + \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| \quad (16)$$

分别整理并化简式(15)、式(16), 平方后忽略二次以上项再开平方, 并将右端按幂级数展开, 忽略二次以上项, 则有:

$$\begin{aligned} |\vec{l}_{S_1 S_2}| &= \left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| - \frac{\vec{l}_{S_2 S_1'} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_1)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|} (t_1 - t_0) + \\ &\quad \frac{1}{2} \frac{\dot{\vec{x}}_1^2(t_1)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|^2} (t_1 - t_0)^2 + \frac{1}{2} \frac{\vec{l}_{S_2 S_1'} \cdot \ddot{\vec{x}}_1(t_1)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|} (t_1 - t_0)^2 - \\ &\quad \frac{1}{2} \frac{\left(\vec{l}_{S_2 S_1'} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_1) \right)^2}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|^3} (t_1 - t_0)^2 \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \left| \vec{l}_{S_2 S_1''} \right| &= \left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| + \frac{\vec{l}_{S_2 S_1'} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_1)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|} (t_2 - t_1) + \\ &\quad \frac{1}{2} \frac{\dot{\vec{x}}_1^2(t_1)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|} (t_2 - t_1)^2 + \frac{1}{2} \frac{\vec{l}_{S_2 S_1'} \cdot \ddot{\vec{x}}_1(t_1)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|} (t_2 - t_1)^2 - \\ &\quad \frac{1}{2} \frac{\left(\vec{l}_{S_2 S_1'} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_1) \right)^2}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|^3} (t_2 - t_1)^2 \end{aligned} \quad (18)$$

由于 $(t_1 - t_0) \approx (t_2 - t_1)$, 则:

$$\tau^m = \frac{\left| \vec{l}_{S_2 S_1''} \right| - \left| \vec{l}_{S_2 S_1} \right|}{c} = \frac{\vec{l}_{S_2 S_1'} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_1)}{\left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right| \cdot c} (t_2 - t_0) \quad (19)$$

则钟差计算公式(3)改写为:

$$\begin{aligned} \Delta t &= \frac{1}{2} (T_1 - T_2) + \frac{1}{2} (\tau_{T1} - \tau_{T2}) + \frac{1}{2} (\tau_{R2} - \\ &\quad \tau_{R1}) + \frac{1}{2} \tau^m + \frac{1}{2} (\tau_{rel-12} - \tau_{rel-21}) + \\ &\quad \frac{1}{2} (\delta_2 - \delta_1) \end{aligned} \quad (20)$$

式中, τ^m 由式(19)得到, $\frac{1}{2} \tau^m$ 即为单点伪距归算中的运动时延修正项。

又由于 $(t_2 - t_0) \approx \frac{2 \left| \vec{l}_{S_2 S_1'} \right|}{c}$, 则:

$$\frac{1}{2} \tau^m = \frac{\vec{l}_{S_2 S_1'} \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_1)}{c^2} = \frac{(\vec{x}_1(t_1) - \vec{x}_2(t_1)) \cdot \dot{\vec{x}}_1(t_1)}{c^2} \quad (21)$$

令 $\vec{x}_1(t_1) = (X_1, Y_1, Z_1)$, $\vec{x}_2(t_1) = (X_2, Y_2, Z_2)$, $\dot{\vec{x}}_1(t_1) = (V_1^x, V_1^y, V_1^z)$, 则有:

$$\frac{1}{2} \tau^m = \frac{1}{c^2} [(X_1 - X_2)V_1^x + (Y_1 - Y_2)V_1^y + (Z_1 - Z_2)V_1^z] \quad (22)$$

由式(22)可以看出, 时延修正项 $\frac{1}{2} \tau^m$ 仅与北斗卫星用户的位置信息 $\vec{x}_1(t_1) = (X_1, Y_1, Z_1)$ 和速度信息 $\dot{\vec{x}}_1(t_1) = (V_1^x, V_1^y, V_1^z)$ 以及航天器用户的位置信息 $\vec{x}_2(t_1) = (X_2, Y_2, Z_2)$ 有关。当航天器用户不能提供速度信息, 利用该算法仍可完成运动时延修正及钟差解算。

2.2 对航天器位置精度的要求

从§2.1可以看出, 上述算法需要有航天器位置信息的支持, 本节进一步分析其对位置精度的要求。

在式(22)中, 令 (X_1, Y_1, Z_1) 和 (V_1^x, V_1^y, V_1^z) 分别为北斗卫星在地心惯性坐标系下的位置和

速度, (X_2, Y_2, Z_2) 为航天器在地心惯性坐标系下的位置, 可以看出, 运动时延修正精度受航天器和北斗卫星的位置误差以及北斗卫星的速度误差的影响。由于北斗广播星历精度为米级, 由广播星历计算的卫星速度精度一般优于 1 mm/s 量级, 因此航天器和北斗卫星运动时延的误差主要来源于航天器的位置 (X_2, Y_2, Z_2) 误差。设航天器在地心惯性坐标系 XYZ 各方向上的坐标误差为 (dX_2, dY_2, dZ_2) , 则对应的运动时延误差为:

$$d\left(\frac{1}{2} \tau^m\right) = \frac{1}{c^2} [dX_2 V_1^x + dY_2 V_1^y + dZ_2 V_1^z] \quad (23)$$

假设需要保证运动时延误差小于 0.01 ns, 则必须使得:

$$\frac{1}{c^2} [dX_2 V_1^x + dY_2 V_1^y + dZ_2 V_1^z] < 1 \times 10^{-11} \quad (24)$$

由点到平面的距离公式可得, 当航天器位置误差满足下式时, 运动时延误差小于 0.01 ns:

$$\begin{aligned} \sqrt{(dX_2)^2 + (dY_2)^2 + (dZ_2)^2} &< \\ \frac{c^2 \times 10^{-11}}{\sqrt{(V_1^x)^2 + (V_1^y)^2 + (V_1^z)^2}} \end{aligned} \quad (25)$$

式中, $\sqrt{(dX_2)^2 + (dY_2)^2 + (dZ_2)^2}$ 表示航天器位置误差; $\sqrt{(V_1^x)^2 + (V_1^y)^2 + (V_1^z)^2}$ 表示北斗 MEO、IGSO/GEO 卫星在惯性坐标系下的速度。

上面分别分析了北斗三号 MEO 卫星与航天器双向时间同步过程, 以及在北斗三号 IGSO/GEO 卫星与航天器双向时间同步过程中对于航天器位置精度的要求。已知北斗三号 MEO 卫星轨道半长轴 A_0 约为 27 906 100 m, IGSO/GEO 卫星轨道半长轴 A_0 约为 42 162 200 m, 地心引力常数 $u_E = 3.986 004 418 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$, 由此计算得到北斗 MEO、IGSO/GEO 卫星在惯性坐标系下的速度分别约为 3 779 m/s 和 3 074 m/s。代入式(25), 忽略其他误差的影响, 可以得到, 当航天器位置误差小于 230 m 时, 可以实现北斗三号 MEO 卫星与航天器的时间同步精度优于 0.01 ns; 当航天器位置误差小于 290 m 时, 可以实现北斗三号 IGSO/GEO 卫星与航天器的时间同步精度优于 0.01 ns。

3 仿真和试验验证

3.1 模拟数据仿真验证

为了验证基于单点伪距归算的时间同步算法的效果, 利用轨道理论模拟仿真双向伪距观测

值,采用本文的改进算法对运动时延误差加以修正。仿真中,假定时间同步的一方为北斗三号 M1 卫星,另一方用户为某低轨空间站,根据空间站预设轨道信息及空间站与 M1 卫星的可视情况,仿真生成一段 27 min 的双向伪距观测值,双向伪距观测值的相互间隔时间为 1.5 s。数据处理过程中北斗卫星采用广播星历,空间站假设只能提供误差为 200 m 的位置信息且没有速度信息。

根据单点伪距归算的原理,首先利用拉格朗日插值法对生成的伪距观测量进行处理,从而将双向伪距归算至同一时刻,然后利用单点运动时延修正算法进行钟差解算,解算的结果如图 4 所示。从图 4 可以看出,当空间站的位置误差为 200 m 时,通过单点伪距归算时延修正后的钟差拟合残差 $RMS = 2.96 \times 10^{-3}$ ns。而利用空间站真实位置解算的钟差如图 5 所示,钟差拟合残差 $RMS = 3.24 \times 10^{-4}$ ns。因此,基于单点伪距归算的时延修正算法在航天器位置精度不高(误差 200 m)的情况下与利用空间站真实位置解算的钟差精度尽管有一定的差距,但仍然可以达到比较高的时间同步结果,双向同步精度约为 0.003 ns。

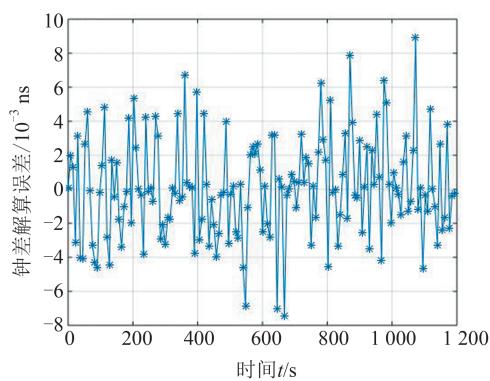


图 4 在空间站 200 m 位置误差情况下的时间同步精度
Fig.4 Time-Synchronization Accuracy Under the Case of Space-Station with 200 m Position Error

3.2 星地实测试验验证

基于北斗三号组网卫星在轨试验期间的实测数据,提取北斗三号 M7 卫星与国家授时中心航天基地 Ka 地面站之间的星地测量数据,对本文提出的运动时延修正算法进行验证。选取 2019 年 1 月 7 日至 8 日的星地原始测量数据进行分析,时长为 1 h,原始伪距观测量如图 6(a)所示,蓝色曲线表示 M7 卫星收到的上行伪距,红色曲线表示地面站收到的下行伪距,分别对上下行伪距进行多项式拟合,其拟合残差如图 6(b)所示,其中

上行伪距拟合残差 RMS 为 0.031 6 m,下行伪距拟合残差 RMS 为 0.025 1 m。

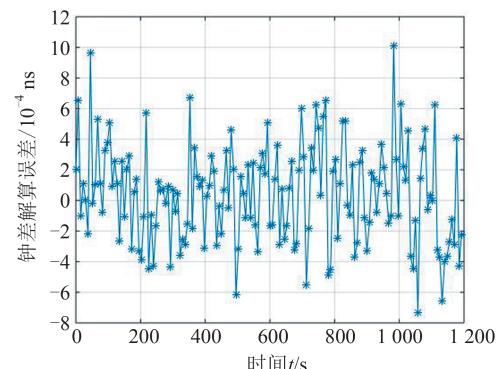


图 5 在空间站真实位置情况下的时间同步精度
Fig.5 Time-Synchronization Accuracy Under the Case of Space-Station with Real Position

进一步使用单点伪距归算方法解算钟差并分析其时间同步性能。首先通过拉格朗日插值法将测量数据的时标进行归算,将下行伪距进行多项式插值后得到的下行伪距值的发射时刻与对应上行伪距的接收时刻一致,组成一对基于卫星单点伪距的上下行测量值。然后利用单点伪距算法进行解算,此时无需考虑卫星运动速度,仅需精度不高的卫星位置信息(可由广播星历提供)以及地面站的位置及速度信息即可完成解算。其中地面站位置坐标已知,地面站速度采用地球自转速度。M7 卫星与西安 Ka 地面站的时间同步解算结果如图 7(a)所示,分析其时间同步性能,其钟差拟合残差如图 7(b)所示,RMS 约为 0.07 ns。

上述试验结果表明,在两个用户双向时间同步过程中,当其中一方用户没有提供速度信息且没有精度较高的位置信息时,采用单点伪距归算的时间同步算法仍然可以达到时间同步精度在 0.1 ns 之内。

4 结语

本文提出了一种基于单点伪距归算的双向时间同步改进算法,将高速航天器的收发时刻归算至同一时刻,从而在解算路径时延误差的过程中不需要航天器的速度信息,并对其位置精度需求进行了分析。仿真结果表明,双向时间同步的一方用户即使其位置误差小于 200 m 且不具有速度等其他信息,暂不考虑动态时延误差之外的其他因素,通过单点伪距归算修正后的时间同步精度依然可以达到 0.003 ns。利用北斗三号组网卫

星与国家授时中心Ka地面站的星地实测数据对该算法进行进一步验证,其星地时间同步精度优于0.1 ns。本文算法不仅适用于只有一方用户具

有完整星历时的时间同步,而且支持北斗卫星之间以及星地之间的Ka链路时间同步,可为空-天地一体化高精度时间同步提供一定的技术基础。

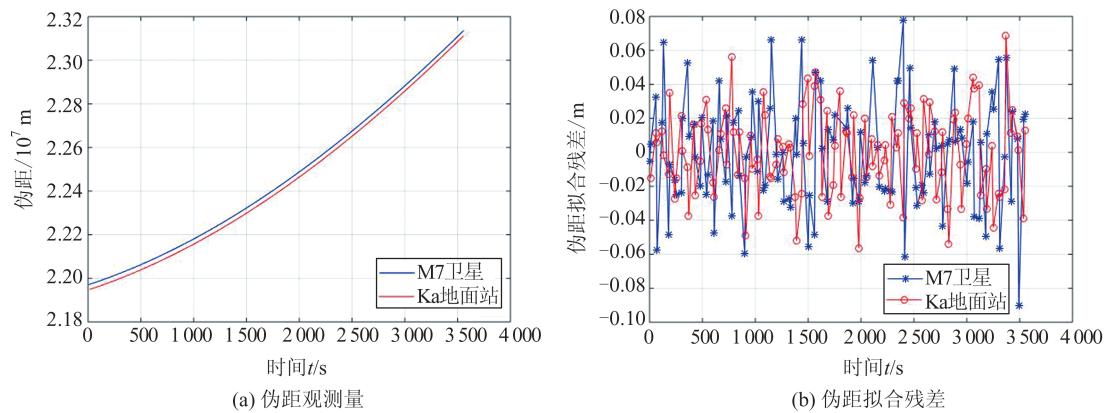


图6 北斗三号M7卫星与Ka地面站伪距观测量和伪距拟合残差

Fig.6 Pseudorange Observations and Fitted Residuals Between BeiDou-3 M7 Satellite and Ka Ground Station

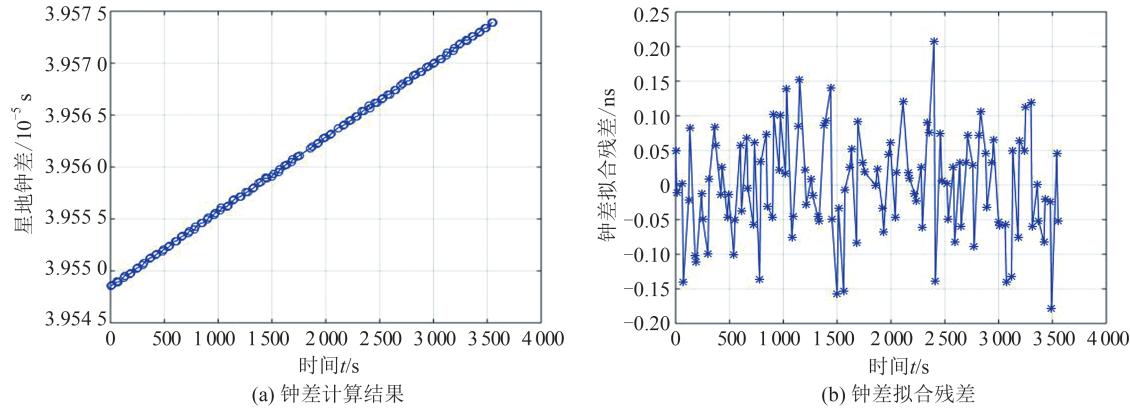


图7 北斗三号M7卫星与Ka地面站钟差计算结果和钟差拟合残差

Fig.7 Clock Offset Calculation Result and Fitted Residuals Between BeiDou-3 M7 Satellite and Ka Ground Station

参 考 文 献

- [1] Wang Dongxia, Xin Jie, Xue Feng, et al. Development and Prospect of GNSS Autonomous Navigation Based on Inter-Satellite Link[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(11): 1 279-1 288 (王冬霞, 辛洁, 薛峰, 等. GNSS 星间链路自主导航技术研究进展及展望[J]. 宇航学报, 2016, 37(11): 1 279-1 288)
- [2] Lazar S. Satellite Navigation: Modernization and GPS III Crosslink[J]. *The Aerospace Corporation Magazine of Advance in Aerospace Technology*, 2002, 22(2): 42-53
- [3] Fernández F A. Inter-Satellite Ranging and Inter-Satellite Communication Links for Enhancing GNSS Satellite Broadcast Navigation Data [J]. *Advances in Space Research*, 2011, 47(5):786-801
- [4] Gerlin F, Laurenti N, Naletto G, et al. Design Optimization for Quantum Communications in a GNSS Intersatellite Network [C]. 2013 International Conference on Localization and GNSS (ICL-GNSS), Turin, Italy, 2013
- [5] Yang Yuanxi, Xu Yangyin, Li Jinlong, et al. Progress and Performance Evaluation of BeiDou Global Navigation Satellite System: Data Analysis Based on BDS-3 Demonstration System[J]. *Science China Earth Sciences*, 2018, 48(5): 584-594 (杨元喜, 许扬胤, 李金龙, 等. 北斗三号系统进展及性能预测——试验验证数据分析[J]. 中国科学:地球科学, 2018, 48(5): 584-594)
- [6] Chen Jinping, Hu Xiaogong, Tang Chengpan, et al. Orbit Determination and Time Synchronization for New-Ganaration Beidou Satellites Preliminary Results[J]. *Scientia Africana: Physica, Mechanica & Astronomica*, 2016, 46(11):119502 (陈金平, 胡小工, 唐成盼, 等. 北斗新一代试验卫星星钟及轨道精度初步分析[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2016, 46(11):119502)

- [7] Li Longlong, Geng Guotong. Analysis of the Key Factors That Influence the Development of GNSS ISLs [J]. *Journal of Equipment Academy*, 2016, 27(5): 79-84 (李龙龙,耿国桐. 卫星导航系统星间链路发展的关键影响因素分析[J]. 装备学院学报, 2016, 27(5): 79-84)
- [8] Zhao Wenwen, Zhang Lixin, Meng Yansong, et al. The Application Research of Global Navigation Constellation for HEO Satellites and Deep-Space Satellites [J]. *Scientia Ainica: Physica, Mechanica & Astronomica*, 2011, 41(5): 581-588 (赵雯雯,张立新,蒙艳松,等. 全球导航星座的远地/深空导航应用研究[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2011, 41(5): 581-588)
- [9] Zhu Jun. Research on Orbit Determination and Time Synchronization of Navigation Satellite Based on Crosslinks [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 (朱俊. 基于星间链路的导航卫星轨道确定及时间同步方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2011)
- [10] Fang Lin. Simulation and Analysis of Autonomous Time Synchronization Based on Two-Way Inter-Satellite Link [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2013 (方琳. 基于双向星间链路的自主时间同步仿真分析[D]. 北京:中国科学院大学, 2013)
- [11] Song Xiaoyong, Jia Xiaolin, Mao Yue. Two Steps Time Synchronizing Method for AutoNav with Crosslink Ranging Measurement [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2009, 34(11): 1 297-1 300 (宋小勇,贾小林,毛悦. 基于星间测距的两步滤波时间同步方法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2009, 34(11): 1 297-1 300)
- [12] Pan J, Hu X, Zhou S, et al. Time Synchronization of New-Generation BDS Satellites Using Inter-Satellite Link Measurements [J]. *Advances in Space Research*, 2018, 61(1): 145-153
- [13] Zhou Shanshi, Hu Xiaogong, Liu Li, et al. Status of Satellite Orbit Determination and Time Synchronization Technology for Global Navigation Satellites System [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2019, 60(4): 32-1-32-10 (周善石,胡小工,刘利,等. 导航卫星精密定轨与时间同步技术进展[J]. 天文学报, 2019, 60(4): 32-1-32-10)
- [14] Kim J. Measurement Time Synchronization for a Satellite-to-Satellite Ranging System [C]. International Conference on Control, Automation and Systems, Seoul, Korea, 2007
- [15] Huang Bo, Hu Xiulin. Inter-Satellite Ranging and Time Synchronization Technique for BD2 [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(6): 1 271-1 275 (黄波,胡修林. 北斗 2 导航卫星星间测距与时间同步技术[J]. 宇航学报, 2011, 32(6): 1 271-1 275)
- [16] Huang Feijiang, Lu Xiaochun, Wu Haitao, et al. An Algorithm of Dynamic Two-Way Time Transfer Based on Intersatellite Range Variation [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2010, 35(1): 13-16 (黄飞江,卢晓春,吴海涛,等. 基于星间距离变化的动态双向时间同步算法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2010, 35(1): 13-16)
- [17] Xu Zhiqian. Research on the Classification and Representation of Incremental Information of Topographic Data [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 (徐志乾. 导航星座星间链路收发信机时延测量与标校技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2011)

An Improved Time Synchronization Algorithm on Inter-Satellite Link Based on Single-Point Pseudorange Epoch Conversion

BAI Yan^{1,2,3} LU Xiaochun^{1,2,3} GAO Tian^{1,3}

1 National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710600, China

2 Key Laboratory for Precise Positioning and Timing Technology, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710600, China

3 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China

Abstract: Objectives: Inter-satellite link of BeiDou navigation constellation has better application value in remote time synchronization among space crafts because it can eliminate a part of channel error by dual-one way ranging method and it has a flexible link-building way. But current inter-satellite link system time synchronization method is highly depending on ephemeris parameters, and when one user has high orbital velocity and incomplete space position information, the conventional time synchronization algorithms are

limited. **Methods:** This study is carried out mainly aiming at the application requirements of expanding users in navigation constellation inter-satellite link technique, and an improved dynamic delay correction method based on single-point pseudorange epoch conversion is proposed. The method only needs to synchronize the movement speed of one of the two sides and the position of both sides to correct the motion delay error. The advantage of this method is that the two-way time synchronization accuracy is not affected by one user's speed error with poor speed accuracy. In this paper, the basic theory and implementation method of the algorithm is given, and requirements to positional accuracy of spacecraft are analyzed. The algorithm is verified by simulation and test data. **Results:** From the simulation and test data analysis, this work could be classified some major clusters apparently: (1) By analyzing the requirement to the position accuracy of spacecraft in the course of time synchronization, the time synchronization accuracy between BeiDou-3 MEO (medium earth orbit) and spacecraft can arrive to 0.01 ns when the position error of spacecraft is less than 230 m, and the time synchronization accuracy between BeiDou-3 IGSO/GEO (inclined geosynchronous orbit/geostationary orbit) and spacecraft can arrive to 0.01 ns when the position error of spacecraft is less than 290 m. (2) By using single-point pseudorange epoch conversion method, the time synchronization accuracy between Beidou-3 M1 and spacecraft can arrive to 0.003 ns when the position error of spacecraft is 200 m and it has no velocity message. (3) By analyzing the inter-satellite link measuring data between BeiDou-3 M7 and Xi'an Ka ground station, the time synchronization accuracy between the satellite-ground is about 0.07 ns. **Conclusions:** This algorithm based on single-point pseudorange epoch conversion can solve the time synchronization with incomplete ephemeris parameters, and its time synchronization accuracy is better than 0.1 ns. This method also adapts to the precise time transferring among the low-orbit spaces and deep-space detectors.

Key words: time synchronization; inter-satellite link; relative movement; epoch conversion; delay correction

First author: BAI Yan, PhD, researcher, specializes in inter-satellite link technology and space-based time transfer method. E-mail: by@ntsc.ac.cn

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China (11873009).

引文格式: BAI Yan, LU Xiaochun, GAO Tian. An Improved Time Synchronization Algorithm on Inter-Satellite Link Based on Single-Point Pseudorange Epoch Conversion[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2021, 46(7):1044-1052.DOI:10.13203/j.whugis20190256(白燕,卢晓春,高天.基于单点伪距归算的星间链路时间同步改进算法[J].武汉大学学报·信息科学版,2021,46(7):1044-1052.DOI:10.13203/j.whugis20190256)