

引用格式: GAO Jian, LIANG Zhipeng, HAN Xingwei, et al. Range Prediction Deviation Real-time Correction Algorithm for Space Debris Laser Ranging[J]. Acta Photonica Sinica, 2022, 51(9):0912002

高健, 梁智鹏, 韩兴伟, 等. 空间碎片激光测距的距离预报偏差实时修正算法[J]. 光子学报, 2022, 51(9):0912002

空间碎片激光测距的距离预报偏差实时修正 算法

高健¹, 梁智鹏¹, 韩兴伟^{1,2}, 董雪¹, 安宁¹, 温冠宇¹, 刘承志^{1,2}

(1 中国科学院国家天文台长春人造卫星观测站, 长春 130117)

(2 中国科学院空间目标与碎片观测重点实验室, 南京 210008)

摘要:为在空间碎片测距过程中实时修正距离预报偏差, 提高距离门回波搜索捕获效率和测距成功率, 以空间目标轨道相对运动动力学为理论基础, 构建了近圆轨道空间碎片距离预报偏差实时修正的理论模型和算法模型。理论模型中的空间几何模型定义了站-星矢量和预报偏差矢量的空间相对位置关系, 状态演化模型以 Clohessy-Wiltshire 方程为数学基础对相对运动的演化过程进行数学描述, 角度观测模型构建了视位置角度偏差观测量和预报偏差矢量的几何映射关系。算法模型以卡尔曼滤波器作为相对运动初始状态求解器, 实现了对距离预报偏差真值的最优估计。所选近地合作目标的数值仿真统计结果显示, 角度观测量标准差为 2" 时, 距离预报偏差实时修正算法能够在过境弧段的前 15% 以内将距离偏差量修正至小于 100 m, 是一种有效的预报偏差实时修正技术。

关键词:空间大地测量; 距离偏差实时修正; 光学测角; 轨道相对运动; 空间碎片; 激光测距; 卡尔曼滤波
中图分类号: P228.5 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/gzxb20225109.0912002

0 引言

伴随着人类频繁的空间探索活动, 空间碎片数量增长迅速, 空间环境日趋恶化, 对航天器的发射和在轨安全运行构成了极大的威胁。空间碎片在近地轨道分布最为密集, 其轨道信息的产生和维护主要依赖于空间碎片监测网, 其中具有代表性的两行根数(Two Line Element, TLE)所能提供的近地近圆轨道空间碎片 24 h 预报精度普遍在百米甚至千米级^[1], 而国际激光测距服务组织(International Laser Ranging Service, ILRS)所提供的合作目标联测激光卫星的统一格式星历预报(Consolidated Prediction Format, CPF)精度能够达到米级^[2], 两者在预报精度上存在着数量级上的差距, 无法满足空间碎片的碰撞预警、机动规避、主动清除等空间任务的高精度轨道需求。

卫星激光测距技术(Satellite Laser Ranging, SLR)作为单点精度最高的空间大地测量技术之一, 其测距精度已接近毫米级, 将 SLR 技术应用在空间碎片的精密测定轨中能够使其轨道精度得到大幅提升^[3-6]。自 2002 年澳大利亚 EOS 公司 GREENE B 等^[7]首次报告实现了空间碎片的漫反射激光测距后, 国内外多个激光测距台站也相继开展了空间碎片测距实验, 并成功获取到空间碎片的激光观测数据^[8-11]。

空间碎片测距相比合作目标测距的主要难点在于极低的漫反射回波接收信噪比和较大的初轨预报偏差。近年来针对空间碎片测距的方法创新和技术改进主要集中于提高测距系统的微弱回波探测能力, 如近红外波长测距^[12]、多脉冲测距^[13-14]、单站发射多站接收^[15-17]、超导纳米线单光子探测^[18-19]等多种技术手段的组合与叠加。然而测距成功率由探测概率和虚警概率共同决定, 为了抑制天空背景噪声, 使虚警概率保持在较低水平, 普遍采用时间滤波的距离门控技术, 其依赖于高精度的距离预报值来计算精确的探测器开门时

基金项目: 国家自然科学基金(Nos.11903059, 11973064, 12073052), 吉林省科技发展计划(No. 20200801050GH)

第一作者: 高健(1984—), 男, 助理研究员, 博士, 主要研究方向为卫星激光测距与单光子探测技术。Email: gaoj@cho.ac.cn

通讯作者: 梁智鹏(1986—), 男, 助理研究员, 硕士, 主要研究方向为卫星精密定轨与卫星激光测距技术。Email: liangzp@cho.ac.cn

收稿日期: 2022-02-25; 录用日期: 2022-05-23

<http://www.photon.ac.cn>

刻,而较大的距离预报偏差将加大回波捕获难度,降低回波搜索效率,甚至无法在目标过境弧段内完成测距过程。

在提升空间碎片的初轨预报精度以及预报偏差的实时改进方面,通过利用已产生的短弧长稀疏激光数据或融合光学测角数据能够提升有限数量目标的测站预报精度^[20-21],但“后处理”的改进方式以预先获取激光数据为前提,无法满足激光测距对于高精度预报的高实时性需求。通过解算并应用沿迹方向的时间偏差能够在一定程度上间接减小距离偏差^[22],奥地利 Graz 观测站在空间碎片白天测距中即应用时间偏差实时解算技术来减小距离搜索范围^[23],但仍无法对视线方向的距离预报偏差直接进行修正。

本文借鉴卫星编队飞行^[24]的概念,将空间碎片的预报轨道与真实轨道看作邻近轨道,从空间目标轨道相对运动的角度来解决 TLE 预报偏差的改进问题。以光学测角信息作为观测量,通过预报轨道上虚拟预报目标与真实目标的视位置角度偏差来反演距离预报偏差的演化过程。以卡尔曼滤波为状态估计手段,构建了近圆轨道目标的距离预报偏差实时修正算法,并通过数值仿真对算法的有效性进行了验证。

1 理论模型建立

空间碎片预报目标与真实目标分别沿各自轨道绕地心运行,其相互间的轨道运动状态服从相对运动动力学规律。空间碎片相对于观测站的距离预报偏差作为预报偏差的视线方向分量,无法直接通过光学测角手段进行测量和修正,而处在邻近轨道的空间碎片预报目标与真实目标的视位置角度偏差则可通过光学测角手段实时获取,且相对运动动力学方程为预报偏差的角度分量与距离分量之间的相互转化提供了数学基础。因此,以相对运动动力学方程为理论建模依据,通过建立相应的空间几何模型、状态演化模型与角度观测模型,即可实现距离偏差真值的求解。

1.1 空间几何模型

将空间碎片预报目标作为主星,真实目标作为从星,构建图 1 所示的空间几何模型,其包含了主星、从星、地心、观测站之间的空间位置几何关系。图 1 中, O 点为预报目标质心, P 点为真实目标质心, E 点为地心, S 点为观测站, $Oxyz$ 为固连在主星 O 上的星基轨道坐标系, x 轴和 y 轴在轨道平面内, x 轴方向由地心 E 指向主星 O , y 轴垂直于 x 轴并指向主星 O 的运动方向, z 轴指向轨道平面法向,与 x 轴和 y 轴构成右手直角坐标系。 γ 为由观测站 S 指向主星 O 的单位矢量,同时定义 γ_1 为单位矢量 γ 在轨道平面内的投影与 x 轴的夹角, γ_2 为单位矢量 γ 与 z 轴的夹角。

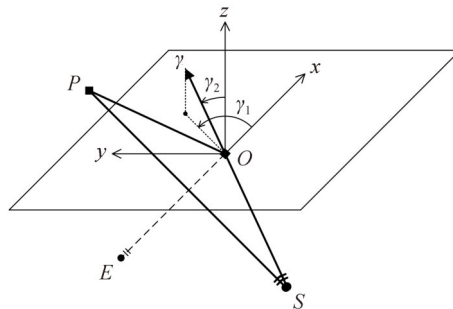


图 1 空间几何模型

Fig. 1 Spatial geometric model

由站-星矢量的空间相对位置关系可知,在预报矢量 \overrightarrow{SO} 已知的前提下,预报偏差矢量 \overrightarrow{OP} 既决定了真实矢量 \overrightarrow{SP} 和预报矢量 \overrightarrow{SO} 之间的夹角,也决定了真实矢量 \overrightarrow{SP} 的模长。 \overrightarrow{SP} 和 \overrightarrow{SO} 之间的夹角是预报偏差矢量 \overrightarrow{OP} 对于观测站的视位置角度偏差张角,而 \overrightarrow{SP} 和 \overrightarrow{SO} 的模长之差则是待求解的距离预报偏差。因此,对空间碎片过境弧段各时刻距离偏差真值的求解问题可间接转化为对预报偏差矢量完整动态演化过程的求解,而预报偏差矢量的各时刻空间状态则可通过角度偏差观测量的几何映射得到。

1.2 状态演化模型

在相对运动动力学方程中,Clohessy-Wiltshire(C-W)方程^[25]是描述近圆轨道目标相对运动的简洁形

式。考虑距离偏差修正过程仅针对空间碎片的单次短时过境,其摄动项影响远小于测量误差,因此,将C-W方程作为求解预报偏差矢量演化过程的数学模型,其解析表达式如式(1),其中 (x, y, z) 为真实目标在预报目标质心坐标系下的相对位置空间坐标,对应于预报偏差矢量的空间状态, n 为其绕地心运行的平角速度。

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = 0 \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = 0 \\ \ddot{z} + n^2z = 0 \end{cases} \quad (1)$$

对于给定 $t=0$ 时刻的相对运动初始状态 $(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$,可得到C-W方程的相对位置解析解,其表达式为

$$\begin{cases} x(t) = \frac{\dot{x}_0}{n} \sin(nt) - \left(\frac{2\dot{y}_0}{n} + 3x_0\right) \cos(nt) + 2\left(\frac{\dot{y}_0}{n} + 2x_0\right) \\ y(t) = 2\left(\frac{2\dot{y}_0}{n} + 3x_0\right) \sin(nt) + \frac{2\dot{x}_0}{n} \cos(nt) - 3(\dot{y}_0 + 2nx_0)t + \left(y_0 - \frac{2\dot{x}_0}{n}\right) \\ z(t) = \frac{\dot{z}_0}{n} \sin(nt) + z_0 \cos(nt) \end{cases} \quad (2)$$

同时可得到C-W方程的相对速度解析解,其表达式为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = (2\dot{y}_0 + 3nx_0) \sin(nt) + \dot{x}_0 \cos(nt) \\ \dot{y}(t) = -2\dot{x}_0 \sin(nt) + 2(2\dot{y}_0 + 3nx_0) \cos(nt) - 3(\dot{y}_0 + 2nx_0) \\ \dot{z}(t) = -nz_0 \sin(nt) + \dot{z}_0 \cos(nt) \end{cases} \quad (3)$$

由式(2)和式(3)的C-W方程解的形式可知,预报目标与真实目标在任意时刻 t 的相对位置和相对速度状态仅由相对运动初始状态 $(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 决定,即预报偏差矢量随时间的演化过程是确定性的。只要获取多组不同时刻的相对运动状态量或其线性组合,即可对未知量相对运动初始状态 $(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 进行求解,进而得到任意时刻 t 的相对运动状态 $(x_t, y_t, z_t, \dot{x}_t, \dot{y}_t, \dot{z}_t)$ 。

1.3 角度观测模型

预报偏差矢量在空间中的演化过程对地面观测站而言表现为预报目标与真实目标在光学测角平面上投影点的相对运动。为了量化这种映射关系,构建如图2所示的角度观测模型。其中,图2所示平面为光学测角平面, O' 与 P' 分别为空间几何模型中预报目标 O 与真实目标 P 在光学测角平面上的投影点, v 是预报目标 O 的空间飞行速度方向在光学测角平面上的投影。定义 α 轴方向为与 v 平行的沿迹方向, β 轴方向为垂直于 v 的垂迹方向,若将角度偏差观测量按所定义的沿迹方向和垂迹方向进行分解和量化,则 P' 在以 O' 为原点的 $O'\alpha\beta$ 直角坐标平面内的坐标 (α, β) 即为角度观测模型的角度偏差观测量。

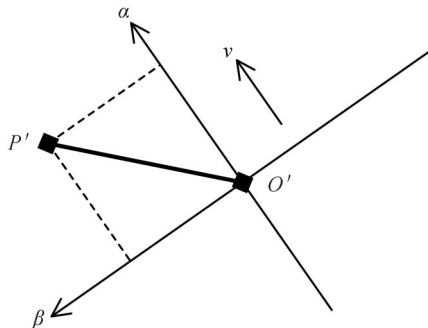


图2 角度观测模型

Fig. 2 Angular observation model

联合所构建的空间几何模型与角度观测模型,可得到角度偏差观测量 (α, β) 与 $Oxyz$ 坐标系下相对位置状态量 (x, y, z) 的几何映射关系为

$$\begin{cases} \alpha = \frac{1}{\rho \sqrt{c_1^2 + c_2^2 s_1^2}} (-c_1 s_1 s_2^2 x + (c_1^2 + c_2^2 s_1^2) y - c_2 s_1 s_2 z) \\ \beta = \frac{1}{\rho \sqrt{c_1^2 + c_2^2 s_1^2}} (c_2 x - s_1 s_2 z) \end{cases} \quad (4)$$

式中, $c_1 = \cos \gamma_1, s_1 = \sin \gamma_1, c_2 = \cos \gamma_2, s_2 = \sin \gamma_2, \rho$ 为距离预报值, 对应于预报矢量 \overrightarrow{SO} 的模长。同时可得距离预报偏差 $\Delta\rho$ 与相对位置状态量 (x, y, z) 的几何映射关系为

$$\Delta\rho = c_1 s_2 x + s_1 s_2 y + c_2 z \quad (5)$$

式(4)和式(5)所描述的是某一时刻的静态几何映射关系, 而其中 c_1, s_1, c_2, s_2, ρ 均隐含为时间 t 的函数, 与角度偏差的观测时刻相对应, 即几何映射关系随时间动态更新。联合式(4)的几何映射关系与状态演化模型可知, 只要获取多组不同时刻的角度偏差观测量, 即可映射得到多组相对运动初始状态 $(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 的线性组合, 进而实现对相对运动初始状态的求解。进一步地, 只要得到相对运动初始状态的近似解或最优估计值, 即可通过式(2)得到任意时刻 t 的相对位置状态量 (x_t, y_t, z_t) , 并通过式(5)的几何映射关系最终得到各时刻所对应的距离预报偏差值。

2 算法设计

距离预报偏差实时修正算法设计的关键是通过角度偏差观测量的累积使距离预报偏差估计值迅速向真值收敛。从状态演化模型中 C-W 方程解的形式可知, 其描述的是由相对运动初始状态所定义的线性动态系统, 可使用经典的卡尔曼滤波算法对其进行状态估计。定义 $\mathbf{X} = (x_0 \ y_0 \ z_0 \ \dot{x}_0 \ \dot{y}_0 \ \dot{z}_0)^T$ 为卡尔曼滤波器的状态向量, $\mathbf{Z} = (\rho\alpha \ \rho\beta)^T$ 为观测向量, 其无控状态方程和观测方程分别为

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{A}_k \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1} \quad (6)$$

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{C}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{v}_k \quad (7)$$

式中, \mathbf{w}_{k-1} 为过程噪声向量, \mathbf{v}_k 为观测噪声向量, \mathbf{w}_{k-1} 和 \mathbf{v}_k 均为白噪声向量且相互独立。式(6)的状态方程中 \mathbf{X}_k 和 \mathbf{X}_{k-1} 均对应于相对运动初始状态, 因此状态转移矩阵 \mathbf{A}_k 取单位矩阵 \mathbf{E} 。定义与式(4)对应的几何映射矩阵 \mathbf{H} 为

$$\mathbf{H} = \begin{pmatrix} \frac{-c_1 s_1 s_2^2}{\sqrt{c_1^2 + c_2^2 s_1^2}} & \frac{c_1^2 + c_2^2 s_1^2}{\sqrt{c_1^2 + c_2^2 s_1^2}} & \frac{-c_2 s_1 s_2}{\sqrt{c_1^2 + c_2^2 s_1^2}} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{c_2}{\sqrt{c_1^2 + c_2^2 s_1^2}} & 0 & \frac{-s_1 s_2}{\sqrt{c_1^2 + c_2^2 s_1^2}} & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (8)$$

与式(2)和式(3)对应的相对运动状态转移矩阵 \mathbf{M} 为

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} 4 - 3\cos(nt) & 0 & 0 & \frac{1}{n} \sin(nt) & \frac{2}{n} (1 - \cos(nt)) & 0 \\ 6(\sin(nt) - nt) & 1 & 0 & -\frac{2}{n} (1 - \cos(nt)) & \frac{1}{n} (4\sin(nt) - 3nt) & 0 \\ 0 & 0 & \cos(nt) & 0 & 0 & \frac{1}{n} \sin(nt) \\ 3n \sin(nt) & 0 & 0 & \cos(nt) & 2\sin(nt) & 0 \\ -6n(1 - \cos(nt)) & 0 & 0 & -2\sin(nt) & 4\cos(nt) - 3 & 0 \\ 0 & 0 & -n \sin(nt) & 0 & 0 & \cos(nt) \end{pmatrix} \quad (9)$$

则式(7)的观测方程中观测矩阵 \mathbf{C}_k 可表示为

$$\mathbf{C}_k = \mathbf{H}\mathbf{M} \quad (10)$$

即通过几何映射矩阵 \mathbf{H} 和相对运动状态转移矩阵 \mathbf{M} , 角度偏差观测量与相对运动初始状态直接建立了映射关系, 其中矩阵 \mathbf{H} 隐含有时间变量 t , 且 \mathbf{H} 和 \mathbf{M} 中的时刻 t 与角度偏差量的观测时刻 $t = t_k$ 相对应。

卡尔曼滤波对状态量的迭代求解包括预测和更新两个步骤。其预测过程如式(11),包括状态向量的先验估计与协方差矩阵计算。算法设定状态向量估计值 \hat{X}_k 的初值 \hat{X}_0 为零向量,同时设定状态协方差矩阵 P_k 的初值 $P_0 = \text{diag}((\Delta x)^2 \ (\Delta y)^2 \ (\Delta z)^2 \ (\Delta \dot{x})^2 \ (\Delta \dot{y})^2 \ (\Delta \dot{z})^2)$,其中相对位置标准差 $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 均取100 m,相对速度标准差 $\Delta \dot{x}, \Delta \dot{y}, \Delta \dot{z}$ 均取0.1 m/s,过程噪声协方差矩阵 Q_k 取零矩阵。

$$\begin{cases} \hat{X}_k^- = A_k \hat{X}_{k-1} \\ P_k^- = A_k P_{k-1} A_k^T + Q_k \end{cases} \quad (11)$$

卡尔曼滤波的更新过程如式(12),包括卡尔曼增益 K_k 的计算以及状态向量估计值 \hat{X}_k 与协方差矩阵 P_k 的更新过程。算法设定观测噪声协方差矩阵 $R_k = \text{diag}((\rho \Delta \alpha)^2 \ (\rho \Delta \beta)^2)$,其中 $\Delta \alpha, \Delta \beta$ 均与角度观测量标准差 σ_A 相等,对应于望远镜系统的角度测量精度指标,设置为5"以内, ρ 对应于 $t = t_k$ 时刻的距离预报值。

$$\begin{cases} K_k = P_k^- C_k^T (C_k P_k^- C_k^T + R_k)^{-1} \\ \hat{X}_k = \hat{X}_k^- + K_k (Z_k - C_k \hat{X}_k^-) \\ P_k = (E - K_k C_k) P_k^- \end{cases} \quad (12)$$

式(11)和式(12)的卡尔曼滤波算法作为最优状态求解器实时迭代产生相对运动初始状态估计值 \hat{X}_k ,在每一次迭代计算的同时,将产生的 \hat{X}_k 代入式(2)可得到 $t = t_k$ 时刻的相对位置状态量估计值 $(\hat{x}_k, \hat{y}_k, \hat{z}_k)$,而后更新式(5)的几何映射关系并将 $(\hat{x}_k, \hat{y}_k, \hat{z}_k)$ 代入,即得到了本次迭代对应的距离预报偏差估计值 $\Delta \hat{\rho}_k$ 。

在算法的实际应用中,卡尔曼滤波器的角度偏差观测量输入由空间碎片真实位置观测量和预报位置之间的角度偏差依所建立的角度观测模型实时转换得到,其中真实位置通过方位俯仰或赤经赤纬形式由观测系统实时提供,与望远镜的指向方向无关,而各时刻的预报位置在观测开始之前即已计算得到,且作为已知量在观测过程中不再改变。即算法运行的距离预报偏差修正过程与目标跟踪过程中的望远镜指向偏差修正动作相互独立,互不影响。

在观测弧段的起始,系统开始接收光学测角数据并实时转换为卡尔曼滤波器的角度偏差观测量输入,算法迭代产生的距离预报偏差估计值 $\Delta \hat{\rho}_k$ 被实时传输至测距系统。测距系统依据接收到的距离预报偏差修正量实时对TLE距离预报进行修正并搜索回波,直至弧段结束,由此即实现了距离预报偏差实时修正技术辅助的空间碎片测距过程。

3 数值仿真与结果分析

为了验证距离预报偏差实时修正算法的有效性,选取轨道高度在1 500 km以下的9颗ILRS近地联测激光卫星作为数值仿真对象,基本涵盖了近地目标不同的轨道高度和轨道倾角。所选目标同时具有TLE两行根数预报和ILRS提供的高精度CPF预报,其中无修正TLE预报轨道与CPF预报轨道分别对应算法模型中的预报目标轨道和真实目标轨道。本文研究的是距离预报偏差改进问题,将CPF预报轨道作为参考轨道,其轨道精度相比TLE预报能够满足算法验证的轨道精度需求^[2]。

为了模拟真实测距场景,在数值仿真中将CPF角度预报作为卡尔曼滤波器的角度观测量输入,同时将CPF距离预报作为真实距离观测量参考。定义CPF距离预报与无修正TLE距离预报之间的距离偏差为参考距离偏差 $\Delta \rho_{\text{REF}}$,则算法实时产生的距离偏差估计值 $\Delta \hat{\rho}$ 向参考距离偏差 $\Delta \rho_{\text{REF}}$ 的收敛速度以及与其接近程度将作为数值仿真结果的评价标准。

获取9颗近地目标于2021-12-01~2021-12-20日间在长春站过境的所有弧段,在筛除最大俯仰角小于 10° 以及初始距离偏差小于100 m的弧段后共计633圈,各弧段取 10° 作为观测的起止俯仰角并做预报。从实用化的角度,将TLE距离预报值与真实距离观测量之间的偏差修正至小于100 m即可满足空间碎片观测时段常规探测器的距离门宽范围,从而有效增加回波捕获概率。因此,数值仿真以从弧段起始至 $|\Delta \rho_{\text{REF}} - \Delta \hat{\rho}| < 100$ 所用时长作为修正时间,将修正时间与修正时间的全弧段时长占比作为评价指标。

仿真并统计各目标20天内所有弧段的平均弧段时长、平均初始距离偏差、平均最大距离偏差、平均修正时间与平均修正时间弧段时长占比,各目标仿真统计结果如表1所示,其中弧段时长和修正时间单位为分钟

(min)。为了仿真对比角度测量精度对算法修正精度和收敛速度的影响,并验证算法对于角度测量精度指标的宽容度,将卡尔曼滤波器中角度观测量标准差 σ_A 分别设置为2"和5"。

表1 距离预报偏差实时修正仿真统计结果
Table 1 Statistical results of range prediction deviation real-time correction simulation

Satellite name	NORAD ID	Altitude/km	Inclination/degree	Average arc length/min	Average range deviation/m		Average correction time/min		Average correction arc length ratio/%	
					Initial	Max	$\sigma_A=2''$	$\sigma_A=5''$	$\sigma_A=2''$	$\sigma_A=5''$
Ajisai	16 908	1 485	50	15.2	160.4	187.5	0.3	0.5	1.9	2.9
Beacon-C	1 328	927	41	12.4	229.2	274.6	0.8	1.1	6.5	9.0
Cryosat-2	36 508	720	92	7.8	410.0	419.0	1.1	1.1	13.7	14.7
GRACE-FO-1	43 476	500	89	5.8	486.8	514.2	0.7	0.9	10.9	13.2
Jason-3	41 240	1 336	66	14.0	285.0	312.2	0.1	0.1	0.8	0.6
Larets	27 944	691	98	7.4	409.2	426.8	0.8	1.1	10.9	15.7
SARAL	39 086	814	99	8.3	381.5	405.0	0.8	1.1	10.0	14.5
Stella	22 824	815	99	8.5	391.0	402.3	1.2	1.6	14.0	19.1
Swarm-A	39 452	460	88	5.3	486.3	503.5	0.8	1.0	13.9	18.4

从仿真统计结果可以看出,所选近地合作目标的平均弧段时长在16 min以内,平均初始距离偏差量均小于500 m,且弧段最大距离偏差略大于初始距离偏差,两者相比差别不大。角度观测量标准差 σ_A 为2"时,算法能够在大部分弧段起始的1 min以内将TLE预报的距离偏差量修正至小于100 m,各目标平均修正时间弧段时长占比最大值小于15%,即大部分弧段能够在弧段起始的前15%完成距离偏差修正过程。对比 σ_A 为5"的仿真结果,平均修正时间较 σ_A 为2"时略有增加,表明较高的角度测量精度有利于加快距离偏差的修正速度,各目标平均修正时间弧段时长占比最大值小于20%,仍在可接受范围内,即算法对于角度测量精度指标具有较好的宽容度,能够适用于具备不同角度测量精度的望远镜系统。

以所选目标中平均初始距离偏差最大的GRACE-FO-1为例,图3显示了GRACE-FO-1于协调世界时(Universal Time Coordinated, UTC)2021年12月18日01:29:17~01:36:21在长春站过境弧段的完整距离预报偏差修正过程($\sigma_A=2''$)。

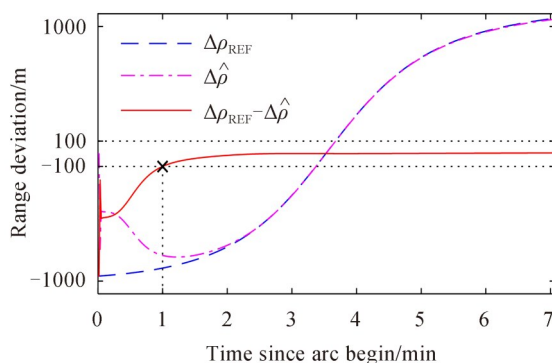


图3 GRACE-FO-1距离预报偏差修正过程

Fig. 3 Range prediction deviation correction process of GRACE-FO-1

图3中弧段时长7.1 min,初始距离偏差接近1 000 m。在弧段的起始,距离偏差估计值 $\Delta\hat{\rho}$ 的初值为0,随着光学角度偏差观测量的累积,修正算法使得距离偏差估计值 $\Delta\hat{\rho}$ 迅速向参考距离偏差 $\Delta\rho_{\text{REF}}$ 收敛;在弧段开始1 min后, $\Delta\rho_{\text{REF}}$ 与 $\Delta\hat{\rho}$ 的偏差量减小至100 m以内,也即TLE距离预报值与真实距离观测值之间的偏差量被修正至100 m以内。此时已满足了常规探测器的距离门宽搜索范围要求,激光测距系统可稳定地获

取有效回波,随后距离偏差量进一步减小, $\Delta\hat{\rho}$ 一直稳定在 $\Delta\rho_{\text{REF}}$ 附近,直至弧段结束。

本文算法主要在于通过减小距离预报偏差来缩减距离门回波搜索范围,提高有效回波信号落入距离门宽内的概率,进而提升距离门控回波搜索捕获效率和整体测距成功概率。其对于测距成功概率的提升程度则主要与不同观测时段不同天空背景噪声强度下所允许的探测器最大距离门宽,以及距离预报偏差修正前后的距离偏差量有关。空间碎片测距能力的提升是多种技术手段综合运用结果,在实际应用中,将本文提出的距离预报偏差实时修正技术与其它测距技术手段相结合,能够发挥出更大的作用。

4 结论

非合作目标空间碎片的距离预报偏差修正问题一直是领域内的难题,将视位置角度偏差作为观测量的距离预报偏差实时修正方法为其提供了新的思路和解决方案,仿真统计结果表明方法具有很高的实用价值,而能够持续稳定地获取角度偏差观测量是方法成功的关键。当前空间碎片白天测距仍是领域内的难题,受限于白天强天空背景噪声下的探测器最大距离门宽限制,其对于距离预报精度的要求更加严苛,若能够很好地解决白天空间目标的可视问题,方法将在空间碎片白天测距中也发挥重要的作用,有利于空间碎片白天测距能力的提升。算法模型中指向偏差、蒙气差、角度采样延时、大气延迟误差等观测量和状态量噪声对于算法稳定性的影响将通过进一步的数值仿真和实测实验进行研究和验证。

参考文献

- [1] WEI Dong, ZHAO Changyin. Analysis on the accuracy of the SGP4/SDP4 model[J]. Acta Astronomica Sinica, 2009, 50(3): 332-339.
韦栋, 赵长印. SGP4/SDP4模型精度分析[J]. 天文学报, 2009, 50(3): 332-339.
- [2] CHEN Guoping, HE Bing, ZHANG Zhibin, et al. The new slr ephemeris and its application to predicting satellites[J]. Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica, 2010, 31: 35-44.
陈国平, 何冰, 张志斌, 等. CPF星历精度分析[J]. 中国科学院上海天文台年刊, 2010, 31: 35-44.
- [3] CORDELLI E, VANANTI A, SCHILDKNECHT T. Analysis of laser ranges and angular measurements data fusion for space debris orbit determination[J]. Advances in Space Research, 2020, 65(1): 419-434.
- [4] BENNETT J C, SANG J, SMITH C, et al. An analysis of very short-arc orbit determination for low-Earth objects using sparse optical and laser tracking data[J]. Advances in Space Research, 2015, 55(2): 617-629.
- [5] DU Jianli, LI Bin, CHEN Lijuan, et al. Space debris orbit determination performance analysis using accurate simulated angular and ranging data[J]. Infrared and Laser Engineering, 2016, 45(2): 0229004.
杜建丽, 李彬, 陈立娟, 等. 空间碎片精密测角和测距仿真数据定轨性能分析[J]. 红外与激光工程, 2016, 45(2): 0229004.
- [6] LIANG Zhipeng, SONG Qingli, WEN Guanyu, et al. Orbit determination research of high reflectivity CZ-2C upper stage[J]. Space Debris Research, 2017(3): 13-19.
梁智鹏, 宋清丽, 温冠宇, 等. 高反射率CZ-2C上面级的定轨研究[J]. 空间碎片研究, 2017(3): 13-19.
- [7] GREENE B, GAO Y, MOORE C, et al. Laser tracking of space debris[C]. 13th International Laser Ranging Workshop, 2002.
- [8] KIRCHNER G, KOIDL F, FRIEDERICH F, et al. Laser measurements to space debris from Graz SLR station[J]. Advances in Space Research, 2013, 51(1): 21-24.
- [9] ZHANG Haifeng, LONG Mingliang, DENG Huarong, et al. Development and application for ground-based space debris laser ranging (invited)[J]. Acta Photonica Sinica, 2020, 49(11): 1149004.
张海峰, 龙明亮, 邓华荣, 等. 地基空间碎片激光测距技术发展与应用(特邀)[J]. 光子学报, 2020, 49(11): 1149004.
- [10] LIANG Zhipeng, DONG Xue, IBRAHIM M, et al. Tracking the space debris from the Changchun observatory[J]. Astrophysics and Space Science, 2019, 364(11): 1-9.
- [11] LI Yuqiang, LI Zhulian, FU Honglin, et al. Experimentation of diffuse reflection laser ranging of space debris[J]. Chinese Journal of Lasers, 2011, 38(9): 0908001.
李语强, 李祝莲, 伏红林, 等. 空间碎片漫反射激光测距试验[J]. 中国激光, 2011, 38(9): 0908001.
- [12] MENG Wendong, ZHANG Haifeng, DENG Huarong, et al. 1.06 μm wavelength based high accuracy satellite laser ranging and space debris detection[J]. Acta Physica Sinica, 2020, 69(1): 019502.
孟文东, 张海峰, 邓华荣, 等. 基于1.06 μm 波长的空间合作目标及碎片高精度激光测距试验[J]. 物理学报, 2020, 69(1): 019502.
- [13] ZHANG Zhongping, ZHANG Haifeng, LONG Mingliang, et al. High precision space debris laser ranging with 4.2 W double-pulse picosecond laser at 1 kHz in 532 nm[J]. Optik, 2019, 179: 691-699.

- [14] LONG Mingliang, DENG Huarong, ZHANG Haifeng, et al. Development of multiple pulse picosecond laser with 1 kHz repetition rate and its application in space debris laser ranging[J]. *Acta Optica Sinica*, 2021, 41(6): 0614001.
龙明亮, 邓华荣, 张海峰, 等. 1 kHz 重复频率多脉冲皮秒激光器研制及其空间碎片激光测距应用[J]. *光学学报*, 2021, 41(6): 0614001.
- [15] KIRCHNER G, KOIDL F, PLONER M, et al. Multistatic laser ranging to space debris [C]. 18th International Workshop on Laser Ranging, 2013.
- [16] ZHANG Zhongping, ZHANG Haifeng, DENG Huarong, et al. Experiment of laser ranging to space debris by using two receiving telescopes[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(7): 0102002.
张忠萍, 张海峰, 邓华荣, 等. 双望远镜的空间碎片激光测距试验研究[J]. *红外与激光工程*, 2016, 45(7): 0102002.
- [17] LI Chunxiao, LI Zhulian, TANG Rufeng, et al. Target distance measurement experiment with a bi-static satellite laser ranging system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(S1): 20200145.
李春晓, 李祝莲, 汤儒峰, 等. 一发两收卫星激光测距系统中目标距离测量试验[J]. *红外与激光工程*, 2020, 49(S1): 20200145.
- [18] LI Zhulian, ZHAI Dongsheng, ZHANG Haitao, et al. Superconductivity detector applied to daytime satellite laser ranging experiment and research[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(8): 20190536.
李祝莲, 翟东升, 张海涛, 等. 基于超导探测器的白天卫星激光测距试验与研究[J]. *红外与激光工程*, 2020, 49(8): 20190536.
- [19] XUE Li, LI Zhulian, ZHANG Labao, et al. Satellite laser ranging using superconducting nanowire single-photon detectors at 1064 nm wavelength[J]. *Optics Letters*, 2016, 41(16): 3848-3851.
- [20] SANG J, BENNETT J C. Achievable debris orbit prediction accuracy using laser ranging data from a single station [J]. *Advances in Space Research*, 2014, 54(1): 119-124.
- [21] KIM S, LIM H C, BENNETT J C, et al. Analysis of space debris orbit prediction using angle and laser ranging data from two tracking sites under limited observation environment[J]. *Sensors*, 2020, 20(7): 1950.
- [22] ZHANG Xunfang, ZHAO Xue, LI Rongwang, et al. Research on real-time correction method of laser ranging prediction of non-cooperative target[J]. *Astronomical Research and Technology*, 2019, 16(1): 25-32.
张训方, 赵雪, 李荣旺, 等. 非合作目标激光测距预报的实时修正方法研究[J]. *天文研究与技术*, 2019, 16(1): 25-32.
- [23] STEINDORFER M A, KIRCHNER G, KOIDL F, et al. Daylight space debris laser ranging [J]. *Nature Communications*, 2020, 11(1): 3735.
- [24] LI Junfeng, GAO Yunfeng, BAIYIN Hexi, et al. Study on satellite formation flying dynamics and control[J]. *Mechanics in Engineering*, 2002, 24(2):1-6.
李俊峰, 高云峰, 宝音贺西, 等. 卫星编队飞行动力学与控制研究[J]. *力学与实践*, 2002, 24(2):1-6.
- [25] CLOHESSY W H, WILTSHIRE R S. Terminal guidance system for satellite rendezvous[J]. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1960, 27(9): 653-658.

Range Prediction Deviation Real-time Correction Algorithm for Space Debris Laser Ranging

GAO Jian¹, LIANG Zhipeng¹, HAN Xingwei^{1,2}, DONG Xue¹, AN Ning¹, WEN Guanyu¹,
LIU Chengzhi^{1,2}

(1 *Changchun Observatory, National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130117, China*)

(2 *Key Laboratory of Space Object and Debris Observation, Purple Mountain Observatory, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210008, China*)

Abstract: In practical space debris laser ranging systems, the performance of operation depends on the accuracy of range predictions. However, widely used Two-Line-Element (TLE) predictions usually present too large range prediction deviation, which can not satisfy laser ranging demands, or requires a long time of so-called range searching. To improve the performance of space debris laser ranging operations, we further investigated the mechanism of range prediction deviation. With the help of orbital relative motion theory and ground to space observation geometry, we constructed a mathematical model for range prediction deviation of orbital objects on near-circular orbit. The predicted and actual positions on orbit were considered as adjacent objects. The orbital relative motion of adjacent objects was described by

Clohessy–Wiltshire (C–W) equation, which models the relative motion, as well as their derivatives to time. Combining the relative motion vector with its time derivative made the six–dimensional state of relative motion (the state). Given the C–W equation as state transition, the state at any time was determined from the state at initial time, a.k.a. the initial state. On the other hand, the ground to space observation geometry provided linear mapping from the six–dimensional state of relative motion to two–dimensional observational angular offsets. In this manner, the Equation–of–Motion (EOM) and Equation–of–Observation (EOO) were formed for the initial state. We adopted a classical Kalman filter to solve for the initial state of relative motion from observations. Once estimated, the initial state was propagated to observation time and mapped into range prediction deviation. Thus, the optimal estimation of the current range prediction deviation was achieved in real–time. The testing scenario was setup to assess the real–time correction algorithm. The scenario contains nine Low–Earth–Orbit (LEO) satellites representing different orbit types. The simulated time span contains 20 days, from Dec. 1st to Dec. 20th in 2021. To simulate TLE–based space debris laser ranging, the nominal prediction trajectory data was generated with TLE, while the reference trajectory was generated by official Consolidated Prediction Format (CPF) data. Comparing prediction and reference trajectory formed real deviation data for each satellite pass. Simulated observational angular offset data was generated and fed to the correction algorithm as input, while the real deviation data was used as a reference, to assess the output. Each simulated pass started when elevation rises above 10 degrees in the scenario. The correction algorithm was iterated once per second, receiving angular offset data and outputting range correction data. Uncertainty of angular observation was assumed 2 or 5 arc–seconds in separate test cases. The correction algorithm began to run at the start of pass, and finished while the correction residue of range deviation was less than 100 m. The simulated passes were set to end with elevation below 10 degrees. Various criteria were adopted to assess the correction algorithm, including maximum range deviation, correction time, and percentage in the whole pass. The correction algorithm was found to be effective. For selected satellites, the max range deviations were about 500 m. In the test case with 2 arc–seconds observation uncertainty, the algorithm took less than 1.3 minutes in average to finish correction. In other words, the correction algorithm took no more than 15% of the whole pass time to make corrections, bringing down range prediction deviations from around 500 m to less than 100 m. The study demonstrates the correction algorithm’s effectiveness in meeting laser–ranging demands. Further development and application in space debris operation is recommended.

Key words: Space geodesy; Range deviation real–time correction; Optical angle measurement; Orbital relative motion; Space debris; Laser ranging; Kalman filter

OCIS Codes: 120.1880; 280.3400; 350.1270