

基于运动信息融合的高精度超前瞄准角算法

邵新博^{1,2}, 苑自勇¹, 刘夏林¹, 舒嵘^{1,2*}¹中国科学院上海技术物理研究所空间主动光电技术重点实验室, 上海 200083;²上海科技大学信息科学与技术学院, 上海 201210

摘要 超前瞄准角计算精度和时间极为重要,直接影响系统跟瞄精度和碎片测距距离。在使用极短弧段的光学测角数据定轨时,稀疏观测数据常常导致定轨结果不收敛,进而无法利用传统方法计算出精确的超前瞄准角。提出了一种新的超前瞄准角计算方法,利用卫星平台搭载的惯性传感器和光学探测器所测数据,使用基于 Levenberg-Marquardt 算法的数据融合算法解算出相对运动的角速度,再结合轨道预报中相对精确的距离信息求解超前瞄准角。在使用极短弧段光学测角数据定轨的工作条件下,新的超前瞄准角计算方法误差小于 $0.1 \mu\text{rad}$,收敛时间最短为 10 s,均优于传统计算方法,满足激光测距系统的瞄准精度要求。

关键词 测量; 激光测距; 空间碎片; 超前瞄准; 短弧定轨; 数据融合

中图分类号 P228.5

文献标志码 A

DOI: 10.3788/AOS202242.1812003

High-Accuracy Advance Pointing Angle Algorithm Based on Motion Information Fusion

Shao Xinbo^{1,2}, Yuan Ziyong¹, Liu Xialin¹, Shu Rong^{1,2*}¹Key Laboratory of Space Active Optical-Electro Technology, Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China;²School of Information Science and Technology, ShanghaiTech University, Shanghai 201210, China

Abstract The calculation accuracy and time of the advance pointing angle are extremely important, which directly affect the tracking accuracy and debris ranging distance of a laser ranging system. When the optical angle measurement data of extremely short arcs is used for orbit determination, the sparse observation data often lead to non-convergence of orbit determination results, and thus it is impossible to calculate the accurate advance pointing angle using a traditional method. A new calculation method for advance pointing angles is proposed. Specifically, the data of the inertial sensor and optical detector carried on the satellite platform is used, and the angular velocity of relative motion is calculated by the data fusion algorithm based on the Levenberg-Marquardt algorithm. Then, the advance pointing angle is obtained by combining the relatively accurate distance information in orbit prediction. Under the working conditions of orbit determination using optical angle measurement data of extremely short arcs, the error of the proposed method is less than $0.1 \mu\text{rad}$, and the minimum convergence time is 10 s, both of which are superior to those of the traditional calculation method and can meet the pointing accuracy requirements of the laser ranging system.

Key words measurement; laser ranging; space debris; advance pointing; short arc orbit determination; data fusion

1 引言

空间碎片激光测距系统需要装配高精度的捕获、跟踪、瞄准(ATP)系统以辅助激光能够精准平稳地命中空间碎片目标。ATP子系统瞄准阶段的瞄准技术一般情况下都是指超前瞄准技术,由于目标高速运动

和光有限传播速度引起的时延影响,故有必要使出射激光相对接收光超前偏转一定角度进行补偿,这个角度就是超前瞄准角,超前瞄准角是根据两者相对运动的速度和光速计算出来的^[1-2]。空间碎片的速度是由其轨道信息决定的,目前编著录目的空间碎片激光测距不足百千米量级,由于空间碎片数量巨大且均为高

收稿日期: 2022-01-18; 修回日期: 2022-02-17; 录用日期: 2022-02-25

基金项目: 中国科学院重点部署资助项目(ZDRW-KT-2019-3)

通信作者: *shurong@mail.sitp.ac.cn

速运动状态,在跟踪设施和观测条件的限制下一般只能观测到短弧段的稀疏数据^[3],且数据精度和采集频率通常都较低,因此空间碎片的速度精度依赖于短弧定轨和轨道外推的精度。

短弧定轨是指在没有任何先验数据的前提下,利用单个观测站点观测单圈的少量数据来计算二体运动下的轨道根数^[4]。不足 1 min^[5](也有文献认为不足 2 min^[6])的观测数据定轨被称为极短弧定轨(又称甚短弧定轨)。空间碎片短弧定轨的新算法研究尚处于初级阶段,且多侧重于使用多个弧段的观测数据进行事后处理的初轨确定问题^[7-8]。王雪莹等^[9]基于粒子群优化算法,利用两个短弧段的天基光学观测数据进行了轨道确定。杜建丽等^[10]仿真了单站和双站的观测数据,利用部分弧段和完整弧段数据计算了定轨和预报结果,并给予了分析。李鑫冉^[11]为了解决经典方法在极短弧定轨问题中迭代不收敛的现象,引入粒子群算法、遗传算法等多种进化算法。然而,空间碎片激光测距通常是基于一段短弧段的定轨结果来实时跟瞄的,一次短弧段定轨求解方程的本征病态会致使短弧定轨不适应。

定轨和预报误差主要取决于测量资料、定轨方法和轨道类型(主要与相应轨道的力学模型误差有关),速度误差和位置误差是非独立的,一般情况下速度精度较低而位置精度较高^[12]。王秀红等^[13]分析了利用不同轨道数据对不同轨道类型目标进行轨道确定的编目结果和轨道预报位置误差的变化,分析结果表明,当利用单弧段光学或相控阵雷达数据进行轨道确定时,速度误差量级大于位置误差。

为了能在速度误差较大的情况下快速进行空间碎片的跟瞄,本文提出了一种新的超前瞄准角计算方法。首先,使用基于 Levenberg-Marquardt(LM)算法的数据融合算法将 ATP 系统的低帧频相机数据与高频惯性传感器数据融合,拟合出目标相对运动的角速度信息。然后,将角速度信息与极短弧段定轨得到的空间碎片位置信息相结合以计算出超前瞄准角度。通过数据仿真验证了在 1 min 以内弧段定轨的情况下,使用所提方法计算得到的超前瞄准角精度和收敛速度均优于传统的超前瞄准角计算方式,并满足了对空间碎片快速进行激光测距的指标需求。

2 传统超前瞄准角计算方式及其约束

超前瞄准角的计算过程^[14-15]如图 1 所示,利用确定的目标轨道信息进行计算。假设在 t_0 时刻激光器所在卫星平台位于点 A,空间碎片位于点 B,AB 之间直线距离为 L_{AB} ,点 B 相对于点 A 运动的线速度为 v , v 在 BD 方向的投影为 v_p ,BD 垂直于 AB。激光从发射到回收的时间间隔为 Δt ,此时间间隔内空间碎片飞行距离为 L_{BC} , L_{BC} 在 BD 方向的投影为 $L_{BD} = v_p \cdot \Delta t$ 。由于碎片的飞行速度远小于光的传播速度 v_c ,因此有 L_{BC} 远小于 L_{AB} ,且有

$$L_{AC} \approx L_{AB} = v_c \cdot \frac{\Delta t}{2}, \quad (1)$$

根据弧长计算公式可得超前瞄准角为

$$\theta \approx \frac{L_{BD}}{L_{AC}} = 2 \frac{v_p}{v_c}. \quad (2)$$

由此可见,超前瞄准角与光速和空间碎片的相对速度在两者连线垂直方向上的速度分量有关。在同一坐标系下,将空间碎片与卫星平台的相对速度定义为空间碎片的速度矢量与卫星平台速度矢量的差值。由于卫星是合作目标,携带全球定位系统(GPS)接收机并配备激光反射棱镜,轨道精度高达毫米级,而空间碎片的速度矢量一般由地面或天基平台根据观测数据定轨后上传,因此传统超前瞄准角的计算误差主要取决于空间碎片定轨结果的速度误差。

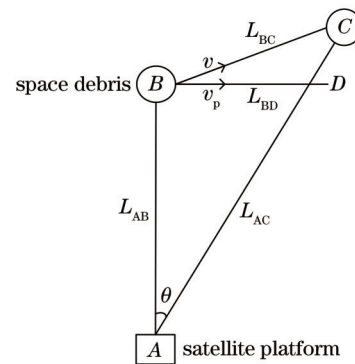


图 1 超前瞄准角计算示意图

Fig. 1 Schematic diagram of advance pointing angle calculation

以天基光学监测系统为例,太阳同步轨道(SSO)为空间目标天基观测卫星常采用的轨道,在该轨道上运行的卫星能够观测近地轨道(LEO)区域中尺寸低至厘米级的碎片^[16]。轨道确定的仿真计算过程:使用云海 1 号 02 星作为选取的 SSO 卫星,并作为天基观测卫星,使用 Starlink-1007 号卫星作为选取的 LEO 卫星,并作为被观测目标,两者的轨道根数如表 1 所示;使用 STK 软件高精度轨道预报(HPOP)模型对轨道进行外推,发现从简化儒略日 59557.45774306 开始到 59557.46538194 结束共有 10 min 的弧段 SSO 卫星可以观测到 LEO 卫星,使用该段时刻内卫星数据进行定轨测试。对仿真数据增加 4" 的随机误差,分别使用不同时间的弧段数据利用 Gooding 方法进行轨道确定来计算 LEO 轨道,初值选择 5000 km,定轨结果如表 1 所示。由定轨结果可以发现,当观测弧长小于 20 s 时,会导致定轨结果错误,此时速度误差远大于位置误差。

传统方法计算超前瞄准角的误差公式可由式(2)推出,即

$$\theta_{\text{err1}} = 2 \frac{v_{\text{err1}}}{v_c}, \quad (3)$$

式中: v_{err1} 为定轨速度误差。得到的不同弧长定轨结果下的超前瞄准角计算误差如表 1 所示,其中 RAAN 为升交点赤经。可以看出,超前瞄准角误差与定轨弧段长度成反比,使用 20 s 以下弧长定轨计算超前瞄准角误差大于 2.5 μrad 。

激光测距系统对跟踪角精度的要求取决于目标大小和测距使用的波束大小,当面向远距离空间运动小目标测距应用时,跟踪精度应达到微弧度量级。超前瞄准角的精度要求为 $3 \mu\text{rad}$ 以内,在满足精度要求的基础上该误差应尽量减小。建立瞄准时间和持续跟踪时间受目标与本体交互时间的限制,在数十秒的交互

时间内,为了增加单光子累计测距的有效时间,应尽量压缩建立瞄准时间,原则上来说,建立瞄准时间应小于观测弧段的 $1/3$ 。由于传统超前瞄准角计算精度和收敛时间难以满足项目需求,故有必要寻求更优的超前瞄准角计算方法。

表 1 不同弧长的初轨确定及超前瞄准角计算结果

Table 1 Calculation results of initial orbit determination and advance pointing angles with different arc lengths

Arc length	Semimajor axis / km	Eccentricity	Inclination / ($^{\circ}$)	RAAN / ($^{\circ}$)	Argument of perigee / ($^{\circ}$)	Mean anomaly / ($^{\circ}$)	Position error / m	Velocity error / ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	Advance pointing angle error / μrad
LEO	6925.400	0.000172	53.056	333.691	58.693	301.422			
SSO	7160.720	0.000350	98.541	103.993	112.524	112.524			
10 s	14248.718	0.517747	54.692	332.402	70.038	348.380	79.690	1906.174	12.7078
20 s	7630.897	0.094635	53.437	329.817	71.299	348.949	82.756	386.377	2.5758
30 s	7190.643	0.038378	53.208	329.320	72.350	348.510	81.666	161.029	1.0735
40 s	7061.866	0.020582	53.129	329.144	73.678	347.601	79.790	88.156	0.5877
50 s	7006.692	0.012766	53.091	329.061	75.371	346.272	77.763	55.826	0.3722
60 s	6977.987	0.008661	53.071	329.015	77.459	344.526	75.784	38.729	0.2582

传统超前瞄准角计算误差过大是由极短弧段光学测角数据定轨结果的速度误差过大造成的。考虑到定轨结果的速度误差大于位置误差,本文提出了一种新的超前瞄准计算方法,通过相对运动角速度和两者之间的距离求解目标相对运动速度,进而计算超前瞄准角,具体推理过程如下。参考图 1,假设空间碎片相对于卫星平台运动的角速度为 ω ,则有

$$\theta = \omega \cdot \Delta t, \quad (4)$$

由式(1)、式(2)和式(4)可得

$$v_p = \omega \cdot L_{AC}, \quad (5)$$

因此可得超前瞄准角计算公式为

$$\theta = 2 \frac{\omega \cdot L_{AC}}{v_c}, \quad (6)$$

由于两者之间的距离是由定轨结果的位置信息确定

的,因此问题的关键转换为如何获取目标相对运动角速度。

3 基于运动信息融合的高精度超前瞄准角算法

3.1 系统结构及工作原理

空间碎片激光测距系统如图 2 所示。系统由跟踪子系统和测距子系统两部分组成:跟踪子系统主要包括粗跟踪相机、惯性传感器、精跟踪相机和压电偏转镜等跟踪执行机构;测距子系统和跟踪子系统共用光路,主要由激光器和用于接收回波信号的单光子探测器组成。对空间碎片完成跟踪后,在跟瞄精度达到激光测距的要求后,激光器发射激光,激光击中空间目标后产生漫反射信号,该信号被单光子探测器接收后根据相应算法解算出目标的距离信息。

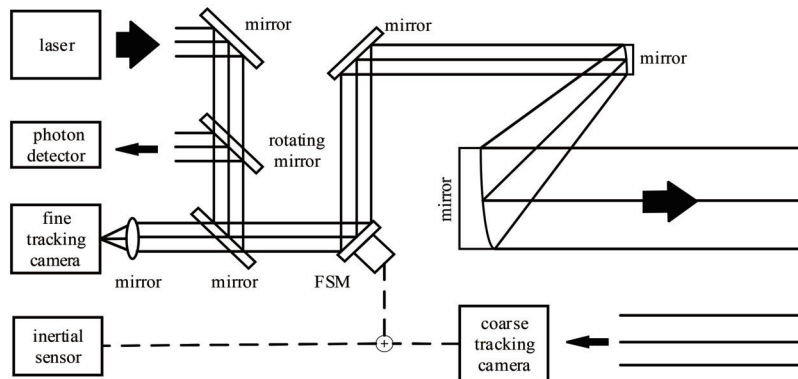


图 2 空间碎片激光测距系统结构示意图

Fig. 2 Structural diagram of space debris laser ranging system

超前瞄准的实现方式一般是在 ATP 系统中加入独立的超前瞄准模块,包括超前瞄准镜、超前瞄准控制器和超前瞄准探测器三部分^[17],超前瞄准镜一般为压电陶瓷驱动的二维快反镜(FSM)^[18]。

所提系统中与超前瞄准计算相关的主要部组件为粗跟踪相机和惯性单元。惯性传感器的具体参数如表 2 所示,具有 500 Hz 的采样率和较小的输出延时,输出数据为角速度,能反映出系统的实时振动信息,跟踪过程中的振动信息由卫星本体振动和目标相对运动叠加而成。为计算高精度超前瞄准角,必须利用粗跟踪相机对本地振动数据进行辅助消除。

粗跟踪相机分辨率为 30 μrad ,帧频为 50 Hz,像素数为 1000 \times 1000,输出数据反应的是目标碎片的角位置信息。在跟踪过程中,使用粗跟踪相机探测目标的

表 2 惯性传感器基本参数

Table 2 Basic parameters of inertial sensor

Technical indicator	Value
Bias stability / [($^{\circ}$) \cdot h $^{-1}$]	≤ 0.02
Bias repeatability / [($^{\circ}$) \cdot h $^{-1}$]	≤ 0.01
Random walk coefficient / [($^{\circ}$) \cdot h $^{-1/2}$]	≤ 0.001
Threshold / [($^{\circ}$) \cdot h $^{-1}$]	≤ 0.005
Scale factor	10150 \pm 200
Bandwidth / Hz	≥ 100

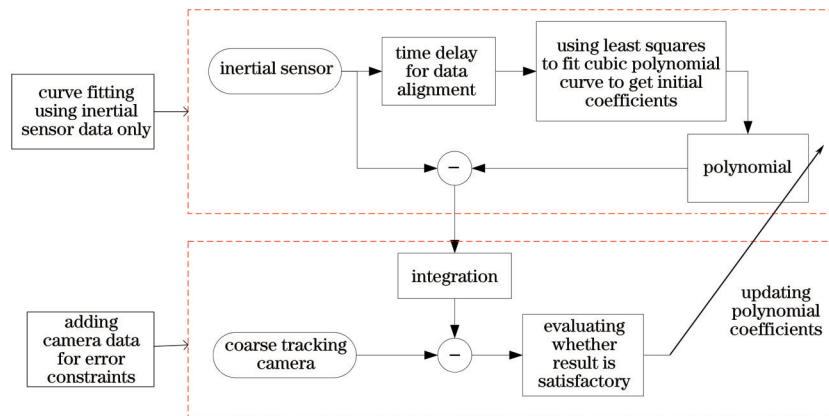


图 3 数据融合算法处理流程图

Fig. 3 Processing flow chart of data fusion algorithm

记 $c(k)$ 为粗跟踪相机的输出, $g(k)$ 为惯性传感器输出, $g(k)$ 由目标相对运动和平台振动叠加而成, 记目标相对运动角速度和平台振动角速度分别为 $\omega_{\text{tar}}(k)$ 和 $\omega_{\text{vib}}(k)$, 则有

$$g(k) = \omega_{\text{tar}}(k) + \omega_{\text{vib}}(k), \quad (7)$$

式中: k 为第 k 个时刻。

目标相对运动在短时间内是相对平滑的圆弧运动, 平台振动是往复运动, 且量级远小于目标的相对运动, 因此使用多项式拟合目标的相对运动, 相应的多项式为

$$h(k) = p_n k^n + p_{n-1} k^{n-1} + \dots + p_1 k + p_0, \quad (8)$$

式中: $h(k)$ 为拟合的目标相对运动角速度; $p_i (i =$

脱靶量信息进行引导控制, 由于非合作目标信号较弱, 需要较长的积分时间, 故会导致粗跟踪相机的输出频率较低。由于粗跟踪相机成像质心相对于跟踪中心的脱靶量主要是由卫星平台振动造成的, 因此将相机输出坐标与跟踪点坐标的差值视为卫星平台的振动在相机处的体现, 但是相机处理图像的过程会消耗一定时间, 进而相机输出的振动信息会有一些的延时。

所提系统利用惯性传感器数据和粗跟踪相机数据的相关性计算目标相对运动特征, 进而高精度计算超前瞄准角度。

3.2 数据融合算法获取角速度

空间碎片为远距离非机动目标, 由离心惯性驱进行圆周运动, 经过理论分析和真实数据采集验证, 空间碎片在惯性条件下的运动为低频运动, 其频率远低于相机和惯性传感器的信号采集频率, 目标的低频运动特性为使用数据融合算法提供了理论基础。目标相对运动速度提取问题可以等效为最佳目标轨迹拟合问题, 当目标轨迹预测正确时, 预测振动信息和实测振动信息能得到较好统一。

LM 算法^[19]属于信赖域算法的一种, 用以解决最优化问题, 最优化是寻找使得目标函数值最小的参数向量, 常用于曲线拟合。LM 算法同时具有梯度法和牛顿法的优点, 是使用最广泛的非线性最小二乘算法。基于 LM 算法的数据融合算法的流程如图 3 所示。

0, 1, \dots , n) 为多项式系数。首先, 使用最小二乘法拟合 $g(k)$, 使得目标函数最小, 目标函数为 $g(k)$ 与 $h(k)$ 的残差平方和, 即

$$G = \sum_{i=1}^k [g(i) - h(i)]^2, \quad (9)$$

则多项式系数的初始值向量为

$$P_{\text{int}} = [p_{\text{int}_n}, p_{\text{int}_{n-1}}, \dots, p_{\text{int}_1}, p_{\text{int}_0}]^T. \quad (10)$$

由于此时的拟合结果使得 $g(k)$ 与 $h(k)$ 的残差平方和最小, 无法衡量拟合结果与目标真实运动的偏差, 故有必要引入约束条件进一步约束拟合结果偏差。考虑到在拟合结果理想的情况下, $g(k)$ 与 $h(k)$ 的差值代

表卫星平台振动的角速度,将差值积分后可得到平台振动角度信息的估值 $a_e(k)$,即

$$a_e(k) = \sum_{i=1}^k \left\{ [g(i) - h(i)] \cdot \frac{1}{f} \right\}, \quad (11)$$

式中: f 为惯性传感器的采样频率。

粗跟踪相机的输出为低频脱靶量信息,反应了卫星平台振动,因此将 $c(k)$ 换算为卫星平台振动角度信息,引入相机数据约束拟合结果,构造目标函数

$$G_{\text{new}} = \sum_{i=1}^k [c(i) - a_e(i)]^2, \quad (12)$$

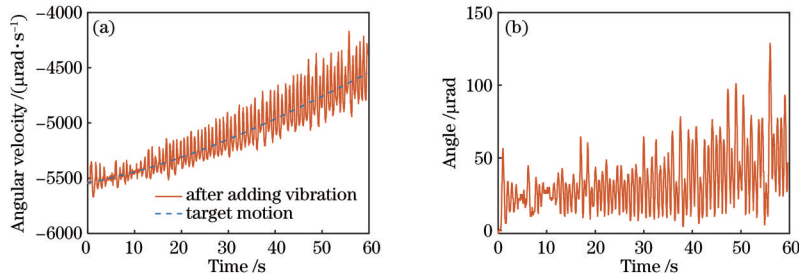


图 4 数据融合算法输入数据。(a)惯性传感器数据;(b)相机数据

Fig. 4 Input data of data fusion algorithm. (a) Inertial sensor data; (b) camera data

考虑不同时段的数据对数据融合算法的影响,分别使用每个数据点前 10, 20, 30, 40 s 的数据进行数据融合运算。根据拟合结果得到当前数据点的最优估计,并将其作为目标相对运动角速度的最优估计,将拟合结果与角速度真值的差值视为数据融合算法的误差。分别选取 10, 20, 30 s 时段的数据,拟合结果如图

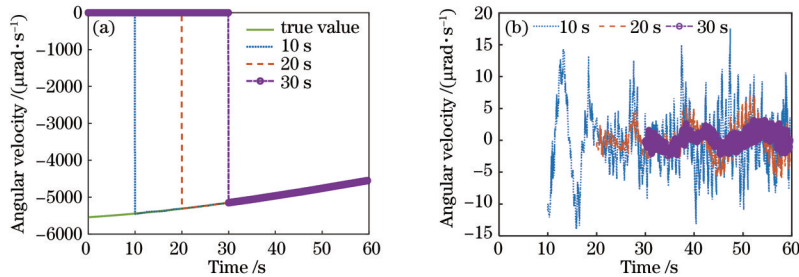


图 5 数据融合算法结果。(a)不同时段数据拟合结果;(b)不同时段数据拟合结果误差

Fig. 5 Results of data fusion algorithm. (a) Data fitting results of different time lengths; (b) errors of data fitting results of different time lengths

下面对所提计算方法的误差进一步进行定量分析,由于计算公式的比例系数和光速是确定的,两种计算方法的本质区别是分子,即相对运动速度的计算误差,因此以下对计算误差的分析均以速度误差的形式进行。记相对运动速度的真值、测量值和测量误差分别为 v_{pt} 、 v_{pm} 和 v_{pe} ,相对运动角速度的真值、测量值和测量误差分别为 ω_t 、 ω_m 和 ω_e ,两者之间距离的真值、测量值和测量误差分别为 L_t 、 L_m 和 L_e ,则有

$$\begin{cases} v_{pm} = v_{pt} + v_{pe} \\ \omega_m = \omega_t + \omega_e \\ L_m = L_t + L_e \end{cases} \quad (13)$$

将上述 P_m 设置为多项式系数初值代入此目标函数,使用 LM 算法求解出多项式系数的最优估计,即可得目标相对运动角速度的最优估计。

3.3 实验与结果

图 4(a)为一段空间目标相对运动角速度的观测数据,将其叠加卫星平台振动角速度后作为跟踪过程中惯性传感器的输出。图 4(b)为粗跟踪相机测得的卫星平台振动的角位移,将其作为跟踪过程中粗跟踪相机的输出。将两种数据作为数据融合算法的输入,拟合得到目标相对运动角速度。

5(a)所示,结果误差如图 5(b)所示。10, 20, 30 s 时段处理结果误差的均方根(RMS)值分别为 4.7499, 2.3000, 1.0993 $\mu\text{rad/s}$ 。由此可见,使用数据融合算法能够得到高精度的目标相对运动角速度,且使用的数据段的时间越长,结果误差越小。

将所提方法计算得到的速度误差记作 $v_{\text{err}2}$,则有

$$v_{\text{err}2} = \omega_m \cdot L_m - v_{pt}, \quad (14)$$

其中

$$v_{pt} = \omega_t \cdot L_t, \quad (15)$$

可得

$$v_{\text{err}2} = \omega_e \cdot L_t + \omega_t \cdot L_e + \omega_e \cdot L_e. \quad (16)$$

由式(16)可以看出,新计算方法误差与距离真值、距离误差、目标相对运动角速度真值和目标相对运动角速度误差的大小有关。由于系统为远距离激光测距,故误差第一项即距离真值和目标相对运动角速度误差的乘积会占较大比重,误差第二项即距离误差和

目标相对运动角速度真值的乘积占比较小,误差第三项为两个误差的乘积,其大小可以忽略不计。

新的超前瞄准角计算方法与相对运动角速度和两者之间的距离有关。假设空间碎片和卫星平台之间的距离真值为 2000 km,相对运动角速度真值为

5000 $\mu\text{rad/s}$,角速度误差使用上述不同时长数据融合结果的角速度误差,结合表 1 所示的不同时长的初轨确定结果的位置误差,根据式(3)和式(16)求解所提超前瞄准角计算方法的计算误差,结果如表 3 所示。

表 3 所提超前瞄准角计算方法的误差

Table 3 Error of proposed advance pointing angle calculation method

Arc length /s	Velocity error of traditional method / ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	Advance pointing angle error of traditional method / μrad	Velocity error of proposed method / ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	Advance pointing angle error of proposed method / μrad
10	1906.174	12.7078	9.879	0.0659
20	386.377	2.5758	5.014	0.0334
30	161.029	1.0735	2.607	0.0174
40	88.156	0.5877	2.123	0.0142
50	55.826	0.3722	2.113	0.0141
60	38.729	0.2582	2.103	0.0140

可以看出,所提计算方式在定轨弧段长度小于 60 s 的情况下角度计算误差远小于传统方法,且所提方法的误差波动较小。由于所提计算方法与两者相对运动角速度和两者之间的距离有关,故相对运动角速度误差和两者距离的乘积占较大的比重,定轨距离误差对计算结果的影响较小,与之前的理论分析一致。考虑到目标相对运动角速度的误差是基于不同时长的数据进行数据融合的结果,使用更长的数据进行运算会得到更小的角速度误差,进而可以进一步提高超前瞄准角的计算精度。

4 算法鲁棒性分析

4.1 相机数据延时性的影响

空间碎片在光学探测器上成像的过程中,探测器接收到目标信号并对其积分,然后将感应信号送到探测器的图像处理器中进行处理,经过一系列的运算,最后获得目标的成像质心,这个过程会消耗一定的时间,

会导致相机的输出相比惯性传感器的输出有一定的延时。在考虑延时的情况下,需要对两个传感器输出的数据进行时间上的对齐,将时刻对应的数据作为数据融合算法的输入,拟合出相对运动角速度曲线并预测当前时刻的相对运动角速度,将预测的结果与相对运动角速度的真值进行对比,得到数据融合算法的误差。

对相机数据分别进行 100, 200, 500 ms 的时间延时,使用时长为 10 s 的数据进行数据融合运算,得到相对运动角速度误差。假设空间碎片和卫星平台之间的距离真值为 2000 km,相对运动角速度真值为 5000 $\mu\text{rad/s}$,结合表 1 所示定轨结果计算超前瞄准角的计算误差,结果如表 4 所示。可以看出,对相机数据施加 500 ms 的时间延时后,使用时长为 10 s 的数据进行数据融合算法运算,结合时长为 10 s 的轨道的确定结果计算超前瞄准角,角度误差在 0.3 μrad 以内,说明所提计算方法能够容忍较大的数据延时,具有良好的鲁棒性。

表 4 相机延时对计算结果的影响

Table 4 Effect of camera delay on calculation results

Camera delay /ms	Data length used in data fusion algorithm /s	Arc length /s	Angular rate error / ($\mu\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$)	Velocity error / ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	Advance pointing angle error / μrad
0	10	10	4.7499	9.8986	0.0660
100	10	10	10.4488	21.2969	0.1420
200	10	10	16.0520	32.5037	0.2167
500	10	10	22.0422	44.4846	0.2966

4.2 相机和惯性传感器输出噪声的影响

激光测距系统工作过程中相机输出的数据会存在一定误差^[20]。首先,由于空间碎片尺寸较小且多为暗弱目标,与跟踪系统间有高速的相对运动,进而使得跟踪相机输出的目标脱靶量存在误差。其次,卫星平台振动会对跟踪系统产生影响,跟踪系统的执行机构在执行精度的限制下也会产生误差。最后,光电探测器

输出也会受到各种测量噪声的影响。惯性传感器会受到零偏不稳定性、角度随机游走和量化噪声的影响,进而输出数据也存在一定的误差。

考虑传感器输出误差对算法的影响,分别对相机数据加入 10, 30, 50 μrad 的高斯白噪声,对惯性传感器数据加入 10, 30, 50 $\mu\text{rad/s}$ 的高斯白噪声。使用时长为 10 s 的数据进行数据融合算法运算,得到目标的相对运

动角速度误差。假设空间碎片和卫星平台之间的距离真值为 2000 km, 相对运动角速度真值为 5000 $\mu\text{rad/s}$, 结合表 1 所示定轨结果计算超前瞄准角计算误差, 相机

和惯性传感器输出噪声对计算结果的影响分别如表 5 和表 6 所示。可以看出, 在相机和惯性传感器输出数据误差较大的情况下, 所提算法仍有良好的计算精度。

表 5 相机噪声对计算结果的影响

Table 5 Effect of camera noise on calculation results

Camera noise / μrad	Data length used in data fusion algorithm / s	Arc length / s	Angular rate error / ($\mu\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$)	Velocity error / ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	Advance pointing angle error / μrad
0	10	10	4.7499	9.8986	0.0660
10	10	10	6.8998	14.1986	0.0947
30	10	10	15.7220	31.8437	0.2123
50	10	10	24.7281	49.8566	0.3324

表 6 惯性传感器噪声对计算结果的影响

Table 6 Effect of inertial sensor noise on calculation results

Inertial sensor noise / ($\mu\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$)	Data length used in data fusion algorithm / s	Arc length / s	Angular rate error / ($\mu\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$)	Velocity error / ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	Advance pointing angle error / μrad
0	10	10	4.7499	9.8986	0.0660
10	10	10	4.7610	9.9208	0.0661
30	10	10	5.5981	11.5951	0.0773
50	10	10	6.2861	12.9712	0.0865

4.3 不同目标运动曲线的影响

为了验证数据融合算法对不同目标运动类型的鲁棒性, 仿真几种典型的目标运动曲线, 与惯性传感器测得的振动数据进行叠加, 作为跟踪过程中惯性传感器的输出, 仿真曲线和叠加结果如图 6 所示。使用

时长为 10 s 的数据进行运算, 得到相对运动角速度误差的 RMS 分别为 4.7780, 4.7536, 4.8248 $\mu\text{rad/s}$ 。与使用实测数据计算的误差 (4.7499 $\mu\text{rad/s}$) 相差无几, 可以看出所提算法对不同类型的目标运动具有普适性。

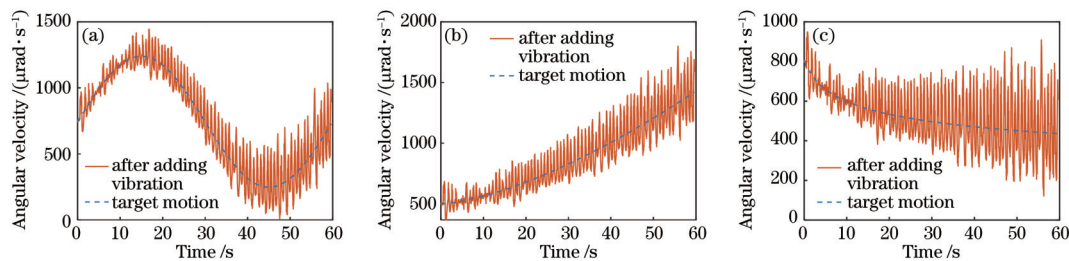


图 6 不同类型的目标运动曲线的模拟结果。(a) 正弦运动; (b) 幂函数运动; (c) 抛物线运动

Fig. 6 Simulation results of different types of target motion curves. (a) Sinusoidal motion; (b) power function motion; (c) parabolic motion

5 结 论

探讨了天基空间碎片激光测距系统瞄准过程中的超前瞄准技术, 针对极短弧段光学测角数据定轨结果的速度误差较大、使用传统计算方法无法快速得到精确超前瞄准角的问题, 提出了一种基于运动信息融合的高精度超前瞄准角计算方法。首先, 利用卫星平台搭载的惯性传感器和粗跟踪相机采集目标运动与本体振动数据, 使用所提数据融合算法预测相对运动角速度。然后, 根据相对运动角速度和极短弧段光学测角数据定轨的位置信息进行超前瞄准角计算。实验结果表明, 在使用极短弧段光学数据定轨的工作条件下, 所

提方法的超前瞄准角计算精度优于 0.1 μrad , 收敛时间最短为 10 s, 均优于传统计算方法, 满足系统指标需求。除此之外, 所提算法对相机数据的延时、相机数据的噪声和惯性传感器输出数据的噪声有较大的容忍度, 且对不同类型的目标运动具有普适性。所提超前瞄准角计算方法有效解决了在极短弧段光学数据定轨精度不足的情况下, 无法在短时间内获得可用超前瞄准角的问题, 在空间碎片激光测距领域具有较高的应用价值。

参 考 文 献

- [1] 罗彤. 星间光通信 ATP 中捕获、跟踪技术研究[D]. 成

- 都: 电子科技大学, 2005: 27-29.
- Luo T. The research on acquisition and tracking technologies of ATP system in optical intersatellite communications[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2005: 27-29.
- [2] 张亮, 贾建军, 廖胜凯, 等. 星地量子通信光链路的建立与在轨验证[J]. 中国科学: 信息科学, 2018, 48(9): 1183-1197.
- Zhang L, Jia J J, Liao S K, et al. Establishment and in-orbit test of optical link in satellite-to-ground quantum communication[J]. *Scientia Sinica (Informationis)*, 2018, 48(9): 1183-1197.
- [3] 陈龙, 刘承志, 李振伟, 等. 宽视场型光电望远镜的空间目标定轨精度分析[J]. 激光与光电子学进展, 2022, 59(3): 0304001.
- Chen L, Liu C Z, Li Z W, et al. Accuracy analysis of orbit determination of space objects for wide field-of-view photoelectric telescope[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2022, 59(3): 0304001.
- [4] 李鑫冉, 王歆. 基于遗传算法的极短弧定轨[J]. 天文学报, 2016, 57(1): 66-77.
- Li X R, Wang X. Genetic algorithm for initial orbit determination with too short arc[J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2016, 57(1): 66-77.
- [5] Ansalone L, Curti F. A genetic algorithm for Initial Orbit Determination from a too short arc optical observation[J]. *Advances in Space Research*, 2013, 52(3): 477-489.
- [6] Vallado D A, Carter S S. Accurate orbit determination from short-arc dense observational data[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1998, 46(2): 195-213.
- [7] 李彬. 空间碎片快速精密轨道确定与预报若干关键问题研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2017: 10-17.
- Li B. Researches on key technologies of fast and accurate orbit determination and prediction of space debris[D]. Wuhan: Wuhan University, 2017: 10-17.
- [8] 刘磊, 曹建峰. 基于天基光学测角的高轨空间目标轨道确定[J]. 光学学报, 2021, 41(19): 1912002.
- Liu L, Cao J F. Orbit determination of high-orbit space targets based on space-based optical angle measurement [J]. *Acta Optica Sinica*, 2021, 41(19): 1912002.
- [9] 王雪莹, 安玮, 李骏. 天基光学短弧观测约束域的粒子群优化定轨方法[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(6): 146-151.
- Wang X Y, An W, Li J. An orbit-determination method with particle swarm optimization using space-based optical short-arc observation in admissible region[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2014, 36(6): 146-151.
- [10] 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.
- Du J L, Li B, Chen L J, et al. Space debris orbit determination performance analysis using accurate simulated angular and ranging data[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(2): 0229004.
- [11] 李鑫冉. 基于进化计算的极短弧定轨方法[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018: 1-85.
- Li X R. Evolutionary algorithms for initial orbit determination with too short arc[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018: 1-85.
- [12] 陈宏宇, 吴会英, 周美江. 微小卫星轨道工程应用与 STK 仿真[M]. 北京: 科学出版社, 2016.
- Chen H Y, Wu H Y, Zhou M J. Orbit engineering application and STK simulation for microsatellite[M]. Beijing: Science Press, 2016.
- [13] 王秀红, 崔文, 李俊峰, 等. 一种校准编目定轨初始速度的方法[J]. 力学与实践, 2020, 42(2): 163-169.
- Wang X H, Cui W, Li J F, et al. A method to correct catalog orbit determination velocity[J]. *Mechanics in Engineering*, 2020, 42(2): 163-169.
- [14] 陈少杰. 高精度空间量子通信跟瞄技术的误差机理研究[D]. 上海: 中国科学院上海技术物理研究所, 2018: 20-24.
- Chen S J. Study on error mechanism of high precision space quantum communication tracking and pointing technology[D]. Shanghai: Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, 2018: 20-24.
- [15] 钱锋. 星地量子通信高精度 ATP 系统研究[D]. 上海: 中国科学院上海技术物理研究所, 2014: 92-94.
- Qian F. Research on the high precision ATP system in satellite-to-earth quantum communications[D]. Shanghai: Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, 2014: 92-94.
- [16] 杜建丽. 面向空间碎片编目的天基监测系统研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2018: 56-63.
- Du J L. Researches on space-based surveillance system for cataloging space debris[D]. Wuhan: Wuhan University, 2018: 56-63.
- [17] 丛爽, 邹紫盛, 尚伟伟, 等. 量子定位系统中的精跟踪系统与超前瞄准系统[J]. 空间电子技术, 2017, 14(6): 8-19.
- Cong S, Zou Z S, Shang W W, et al. Fine tracking system and advanced targeting system in quantum positioning system[J]. *Space Electronic Technology*, 2017, 14(6): 8-19.
- [18] 薛正燕. 卫星光通信捕获跟踪技术研究[D]. 成都: 中国科学院光电技术研究所, 2015: 18-24.
- Xue Z Y. Research on acquisition and tracking technologies in satellite optical communication[D]. Chengdu: Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences, 2015: 18-24.
- [19] Madsen K, Nielsen H B, Tingleff O. Methods for non-linear least squares problems[M]. 2nd ed. Lyngby: Technical University of Denmark, 2004: 1-60.
- [20] 贾远东, 强佳, 张亮, 等. 基于自适应振动抑制的星载远距离测距跟踪方法研究[J]. 光学学报, 2020, 40(22): 2212003.
- Jia Y D, Qiang J, Zhang L, et al. Spaceborne long-distance tracking method based on adaptive vibration suppression[J]. *Acta Optica Sinica*, 2020, 40(22): 2212003.