



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 115774264 B

(45) 授权公告日 2023.06.16

(21) 申请号 202211512780.9

G01S 17/66 (2006.01)

(22) 申请日 2022.11.29

G01S 7/48 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 115774264 A

(56) 对比文件
CN 106664265 A, 2017.05.10

(43) 申请公布日 2023.03.10

审查员 杨娜

(73) 专利权人 中国科学院紫金山天文台
地址 210008 江苏省南京市栖霞区元化路
10号

(72) 发明人 徐劲 曹志斌 刘科君 杜建丽
马剑波 杨冬

(74) 专利代理机构 南京钟山专利代理有限公司
32252
专利代理师 上官凤栖

(51) Int. Cl.
G01S 17/50 (2006.01)

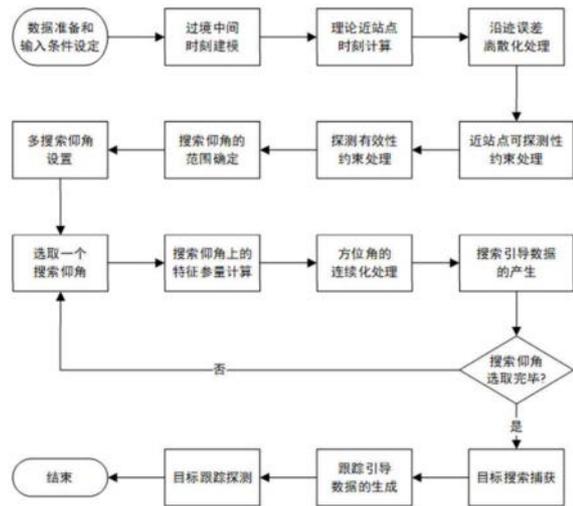
权利要求书5页 说明书21页 附图6页

(54) 发明名称

空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法、存储介质及电子设备

(57) 摘要

本发明提出一种空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法、存储介质及电子设备,该方法中,首先获取碎片目标的一组最近精密轨道参数,以及目标本次过境的起止时刻,利用这些信息并结合对目标轨道参数最大沿迹误差的估计,生成搜索引导数据,DLR系统基于搜索引导数据对目标进行多仰角搜索,搜索过程中捕获并发现目标后,获取目标的若干探测数据,采用探测数据确定目标轨道参数的沿迹误差,并基于沿迹误差对目标轨道参数进行实时校正,校正后的轨道参数被用于产生目标的精密点位预报,引导DLR系统对目标实施后续的跟踪探测。本发明充分拓展了DLR系统的有效探测资源,优化了DLR数据的相位分布结构,极大改善了空间碎片的定轨和预报精度。



1. 空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法, 实施于空间碎片目标相对于DLR系统的各次过境期间, 其特征不在于, 包括:

利用由空间监测网精密雷达和CCD望远镜数据确定的一组目标精密轨道参数, 以及预先获取的目标本次过境的起止时刻, 以起止时刻确定的中间时刻作为初始时刻, 基于目标精密轨道参数产生初始拟平均根数, 并构建分析摄动模型;

对沿迹误差进行离散化处理, 结合分析摄动模型, 得到一系列用于描述各虚拟目标运动的新摄动模型, 各虚拟目标在本次过境期间所产生的不同的视轨迹组成视轨迹簇;

确定视轨迹簇中各条有效视轨迹的最大可探测仰角 h_q 和最小可探测仰角 h_p , 进而计算得出DLR系统的搜索仰角;

对于视轨迹簇中的各条有效视轨迹, 基于对应的摄动模型, 并考虑光行差的影响, 计算得到相应的探测仰角, 并根据探测仰角和搜索仰角的差值, 采用两分法得到所有视轨迹对应的虚拟目标上升到搜索仰角时的探测特征参量;

基于各虚拟目标的探测特征参量, 生成一系列成组的搜索引导数据, 每组搜索引导数据对应于DLR系统发出的激光波束在搜索仰角上的一次驻留;

DLR系统根据搜索引导数据对目标进行多仰角搜索, 具体如下: 遵循低搜索仰角到高搜索仰角逐步进行且各搜索仰角上的有效搜索时段互不相交的原则, 生成一系列渐次递增的搜索仰角, 产生各搜索仰角上的搜索引导数据, 基于相应搜索仰角上的搜索引导数据, DLR系统从起始搜索仰角开始搜索, 逐步切换到最高搜索仰角;

DLR系统捕获目标后, 转入跟踪过程, 根据转入跟踪之前获取的若干组探测数据, 计算初始拟平均根数的沿迹误差量, 以对初始拟平均根数进行沿迹误差校正, 基于校正后的初始拟平均根数产生跟踪引导数据, 引导DLR系统对目标进行跟踪。

2. 如权利要求1所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法, 其特征不在于:

所述构建分析摄动模型之后, 还结合构建的分析摄动模型, 计算目标本次过境期间的理论近站点时刻; 对于所述各虚拟目标在本次过境期间所产生的不同视轨迹组成的视轨迹簇, 基于计算的理论近站点时刻, 对视轨迹簇中各条视轨迹进行可见性确认, 去除不可见的视轨迹, 并去除可探测弧长不符合要求的视轨迹, 剩余视轨迹为有效视轨迹;

所述得到所有有效视轨迹对应的虚拟目标上升到搜索仰角时的探测特征参量之后, 还对探测特征参量中的方位角取值进行连续化处理, 使其具有连续变化特征。

3. 如权利要求2所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法, 其特征不在于: 所述构建分析摄动模型的过程具体如下:

选用目标本次过境的中间时刻 T_0 作为参考时刻, 将目标本次过境期间的轨道沿迹误差定义为参考时刻的沿迹误差, 并采用第一类无奇点轨道根数作为基本变量, 构建以参考时刻为初始时刻的分析摄动模型:

已知的一组目标精密轨道参数为 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q, \epsilon$, 其中 t_q 为该组轨道参数的历元时刻, \vec{r}_q 和 $\dot{\vec{r}}_q$ 分别为目标相对于历元地心惯性系的位置矢量和速度矢量, ϵ 为目标面质比; 基于已知的轨道参数 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q, \epsilon$, 采用数值方法和精密力学模型进行摄动外推, 由 t_q 时刻外推到 T_0 时刻, 得到 T_0 时刻目标相对于历元地心惯性系的位置矢量 \vec{r}_0 和速度矢量 $\dot{\vec{r}}_0$, 并对 \vec{r}_0 和 $\dot{\vec{r}}_0$ 进行转换, 得到目标于 T_0 时刻的初始拟平均根数; 基于初始拟平均根数, 构建数学表达形式如下的分

析摄动模型:

设 $a, i, \Omega, \xi = e \cos \omega, \eta = -e \sin \omega, \lambda = \omega + M$ 为目标第一类无奇点形式的吻切轨道根数,其中 a 为轨道半长径, i 为轨道倾角, Ω 为轨道升交点赤经, e 为轨道偏心率, ω 为轨道近地点幅角, M 为目标平近点角,则有:

$$a(t) = \bar{a}_0 + a_s^{(1)}(t) + a_s^{(2)}(t) \quad (1)$$

$$i(t) = \bar{i}_0 + i_s^{(1)}(t) + i_s^{(2)}(t) \quad (2)$$

$$\Omega(t) = \bar{\Omega}_0 + \Omega_1(t - T_0) + \Omega_s^{(1)}(t) + \Omega_s^{(2)}(t) \quad (3)$$

$$\xi(t) = \bar{\xi}_0 \cos[\omega_1(t - T_0)] + \bar{\eta}_0 \sin[\omega_1(t - T_0)] + \xi_s^{(1)}(t) + \xi_s^{(2)}(t) \quad (4)$$

$$\eta(t) = \bar{\eta}_0 \cos[\omega_1(t - T_0)] - \bar{\xi}_0 \sin[\omega_1(t - T_0)] + \eta_s^{(1)}(t) + \eta_s^{(2)}(t) \quad (5)$$

$$\lambda(t) = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)(t - T_0) + \lambda_s^{(1)}(t) + \lambda_s^{(2)}(t) \quad (6)$$

以上各式左端表示 t 时刻的吻切根数, $\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0$ 表示 T_0 时刻的初始拟平均根数, $\bar{n}_0 = \sqrt{\mu a_0^{-3/2}}$ 为目标平运动角速度, μ 为地心引力常数, $\Omega_1, \omega_1, \lambda_1$ 为对应根数的一阶长期变化项系数, $a_s^{(1)}, i_s^{(1)}, \Omega_s^{(1)}, \xi_s^{(1)}, \eta_s^{(1)}, \lambda_s^{(1)}$ 为各根数的一阶短周期变化项, $a_s^{(2)}, i_s^{(2)}, \Omega_s^{(2)}, \xi_s^{(2)}, \eta_s^{(2)}, \lambda_s^{(2)}$ 为各根数的二阶短周期变化项中与地球自转相关的降阶项。

4.如权利要求3所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法,其特征在于:所述各虚拟目标在本次过境期间所产生的不同的视轨迹组成视轨迹簇的过程具体如下:

将初始拟平均根数的沿迹误差考虑为一个在 $[-\tau, \tau]$ 内均匀分布的随机变量,并对该随机变量进行离散化处理,以将一个概率问题转化为确定性问题,为此定义:

$$\bar{\lambda}_k = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)k\Delta\tau \quad k = l, l-1, \dots, 0, -1, \dots, -l+1, -l$$

其中 $\Delta\tau$ 是一个时间增量,设 $\varepsilon > 0$ 为一小量,则 $\Delta\tau$ 取值为:

$$\begin{cases} \Delta\tau = \varepsilon & \tau \geq 2\varepsilon \\ \Delta\tau = \tau/2 & \tau < 2\varepsilon \end{cases}$$

l 为正整数,取值为:

$$l = \text{int}(\tau / \Delta\tau) + 1$$

在已构建的分析摄动模型中,将式(6)中的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_k$,其它各式保持不变,得到一系列新的摄动模型,记为模型 \mathcal{M}_k ,每个模型 \mathcal{M}_k 对应于一个虚拟目标, \mathcal{M}_0 对应的虚拟目标为理论目标;当 k 从 l 到 $-l$ 连续变化时,各虚拟目标产生一系列视轨迹,组成视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{1,-1}\}$,其中的每条视轨迹 Γ_k 由模型 \mathcal{M}_k 唯一确定。

5.如权利要求4所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法,其特征在于:所述得到所有有效视轨迹对应的虚拟目标上升到搜索仰角时的探测特征参量的过程具体如下:

对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{m,n}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,其中 $\{\Gamma_k |_{m,n}\}$ 表示 $\{\Gamma_k |_{1,-1}\}$ 去除不可见的视轨迹并且还去除了可探测弧长不符合要求的视轨迹后的视轨迹簇,基于模型 \mathcal{M}_k ,采用两分法从近站点时刻 $\bar{\mathbf{t}}_k$ 向前沿升段进行搜索计算,计算过程中每步先产生对应时刻目标相对

于TEMEE坐标系的位置矢量,然后由所获取的位置矢量并结合光行差影响和大气折射效应的考虑,计算得到相应的探测仰角,并根据探测仰角与搜索仰角的差值确定下一步的处理方式,最终得到包括目标上升到搜索仰角时的探测时刻、探测距离和探测方位角的探测特征参量;对视轨迹簇中的其它各条视轨迹重复以上处理过程,得到所有虚拟目标对应的探测特征参量。

6.如权利要求5所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法,其特征在于:所述生成一系列成组的搜索引导数据的过程具体如下:

对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{m,n}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,对应虚拟目标上升到搜索仰角时的探测时刻、探测距离和探测方位角分别为 t_k, ρ_k 和 A'_k ,其中 A'_k 为连续化处理后的方位角,以 t_k 为基点,利用基点上的已知参量 ρ_k ,采用三次自然样条内插构造探测距离 ρ 随探测时刻 t 变化的插值函数,并且以 A'_k 为基点,利用基点上的已知参量 t_k ,采用三次自然样条内插构造探测时刻 t 随探测方位角 A' 变化的插值函数,由此得到的各插值函数分别如下:

$$\rho = \rho(t) \quad (9) \quad t = t(A') \quad (10)$$

真实目标上升到搜索仰角时的探测时间范围为有效搜索时段,其为闭区间 $[t_m, t_n]$,对应的方位角探测范围为闭区间 $[A'_m, A'_n]$,与方位角区间相对应,DLR系统沿搜索仰角进行搜索时,激光波束指向的变化区间为 $[\psi_m, \psi_n]$,其区间长度为:

$$\Delta \psi = |\psi_m - \psi_n|$$

目标在搜索仰角上的方位角探测区间长度为:

$$\Delta A = |A'_m - A'_n|$$

根据微分几何关系,得到激光波束指向的变化区间长度为:

$$\Delta \psi = \cosh \Delta A$$

其中 h 是DLR系统的搜索仰角;

激光波束的有效直径为 w ,将区间 $[\psi_m, \psi_n]$ 均匀划分为若干个子区间,划分后的子区间个数 N 如下:

$$N = \text{int} \left[\frac{\Delta \psi}{(1 - \delta)w} \right] + 1$$

其中 δ 是一个无量纲的比例因子,在区间 $[0, 1)$ 内取值;方位角区间和 $[\psi_m, \psi_n]$ 具有相同的划分方式,则方位角子区间长度为:

$$\Delta A^* = \Delta A / N$$

定义一个符号因子:

$$\kappa = \begin{cases} 1 & A'_m < A'_n \\ -1 & A'_m > A'_n \end{cases}$$

各方位角子区间依次为 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$, $v = 1, 2, \dots, N$,则各方位角子区间的两个端点值采用以下方式递推得到:

$$\tilde{A}_1^* = A'_m$$

$$\tilde{A}_{v+1}^* = \tilde{A}_v^* + \kappa \Delta A^*$$

设 $[t_v^*, t_{v+1}^*]$ 为与方位角子区间 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$ 相对应的时间子区间,则它的两个端点值由式

(10) 分别计算得到:

$$t_v^* = t(\tilde{A}_v^*)$$

$$t_{v+1}^* = t(\tilde{A}_{v+1}^*)$$

方位角子区间 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$ 的中心方位角由下式计算:

$$\tilde{A}_{v+1/2}^* = (\tilde{A}_v^* + \tilde{A}_{v+1}^*)/2$$

中心方位角对应的探测时刻由式(10)计算:

$$t_{v+1/2}^* = t(\tilde{A}_{v+1/2}^*)$$

中心方位角对应的探测距离由式(9)计算:

$$\rho_{v+1/2}^* = \rho(t_{v+1/2}^*)$$

中心方位角 $\tilde{A}_{v+1/2}^*$ 为连续化处理的结果,将其还原为处理前的表达方式,对应值 $A_{v+1/2}^*$ 为:

$$A_{v+1/2}^* = \begin{cases} \tilde{A}_{v+1/2}^* - 2\pi & \tilde{A}_{v+1/2}^* \geq 2\pi \\ \tilde{A}_{v+1/2}^* + 2\pi & \tilde{A}_{v+1/2}^* < 0 \\ \tilde{A}_{v+1/2}^* & 0 \leq \tilde{A}_{v+1/2}^* < 2\pi \end{cases}$$

通过以上的处理过程,生成了一系列成组的搜索引导数据 $A_{v+1/2}^*$, t_v^* , t_{v+1}^* 和 $\rho_{v+1/2}^*$, $v=1, 2, \dots, N$,其中 $A_{v+1/2}^*$ 为波束指向的方位角, t_v^* 和 t_{v+1}^* 分别为波束驻留的起止时刻, $\rho_{v+1/2}^*$ 为波束探测时设定的目标参考距离。

7. 如权利要求1所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法,其特征在于:按照以下步骤生成一系列渐次递增的搜索仰角:

1) 在最小可搜索仰角 h_p 和最大可搜索仰角 h_q 之间选择一个起始搜索仰角 h^* ,并预置一个常量 x , $x>0$ 为DLR系统从一个搜索仰角切换到另一个搜索仰角所需要的调整时间,让 $k=1$, $h_k=h^*$, $\tilde{h} = h^*$, h_k 是要生成的搜索仰角;

2) 计算得到DLR系统在仰角 \tilde{h} 上的有效搜索时段 $[\tilde{t}_b, \tilde{t}_e]$,并令 $h_n = \tilde{h}$, $h_x = h_q$;

3) 令 $h = (h_n + h_x) / 2$,计算得到DLR系统在仰角 h 上的有效搜索时段 $[t_b, t_e]$,并计算 $\zeta = t_b - \tilde{t}_e - x$;

4) 若 $|\zeta| < \epsilon_t$,则令 $k=k+1$, $h_k = h$, $\tilde{h} = h$,转步骤2)继续计算,其中 ϵ_t 为一个给定的相对于 x 的小量;否则,进行下一步计算;

5) 设 $\Delta h = h_q - h$,若 $\zeta < 0$ 并且 $\Delta h < \epsilon_h$,则计算过程结束,其中 ϵ_h 为一个给定的小量;否则,进行下一步计算;

6) 若 $\zeta < 0$,则令 $h_n = h$,转步骤3)继续计算;否则,令 $h_x = h$,转步骤3)继续计算;

采用步骤1)到步骤6)得到一系列渐次递增的搜索仰角 h_k 。

8. 如权利要求4所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法,其特征在于:所述根据转入跟踪之前获取的若干组探测数据,计算初始拟平均根数的沿迹误差量,以对初始拟平均根数进行沿迹误差校正,基于校正后的初始拟平均根数产生跟踪引导数据的具

体过程如下：

设DLR系统在转跟踪之前获取的一组探测数据为 \hat{t} 和 $\hat{\rho}$ ， \hat{t} 为探测时刻， $\hat{\rho}$ 为对应的探测距离，该组探测数据系激光波束在某个搜索仰角上的某次驻留期间所获取；

1) 设定沿迹误差量的迭代初值 $\epsilon = 0$ ，并采用大气校正模型计算对流层折射引起的测距延迟量 $\Delta\rho$ ；

2) 计算 $\bar{\lambda}_\epsilon = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)\epsilon$ ，在分析摄动模型 \mathcal{M}_0 中，将式(6)右端的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_\epsilon$ ，得到摄动模型 \mathcal{M}_ϵ ，基于模型 \mathcal{M}_ϵ ，考虑光行差效应，根据坐标转换得到探测时刻 \hat{t} 对应的探测距离的计算值 ρ_c ，及其时间变化率 $\dot{\rho}_c$ ；

3) 对沿迹误差量进行修正和更新： $\epsilon = \epsilon + (\hat{\rho} - \Delta\rho - \rho_c)/\dot{\rho}_c$ ，然后转步骤2)重新计算，直到更新前后两次的沿迹误差量满足一定的收敛精度，得到一个沿迹误差量；

对于DLR系统转跟踪之前所获取的L组探测数据， $L \geq 1$ ，对每组探测数据，采用以上的计算过程，产生一个沿迹误差量 ϵ ，最终确定的沿迹误差量为：

$$\bar{\epsilon} = \Sigma\epsilon/L$$

利用沿迹误差量 $\bar{\epsilon}$ 对初始拟平均根数进行沿迹误差校正，并基于校正后的初始拟平均根数产生跟踪引导数据，具体方法为：

计算 $\bar{\lambda}_{\bar{\epsilon}} = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)\bar{\epsilon}$ ，在分析摄动模型 \mathcal{M}_0 中，将式(6)右端的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_{\bar{\epsilon}}$ ，得到摄动模型 $\mathcal{M}_{\bar{\epsilon}}$ ，基于模型 $\mathcal{M}_{\bar{\epsilon}}$ ，并考虑光行差影响和大气折射效应，计算得到与一系列探测时刻相对应的探测方位角、探测仰角和探测距离，其中探测方位角和探测仰角用于确定DLR系统的跟踪指向，探测距离用于对DLR系统的跟踪回波信号进行距离门滤波。

9. 一种计算机可读存储介质，存储有计算机程序，其特征在于，所述计算机程序使计算机执行如权利要求1-8任一项所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法。

10. 一种电子设备，其特征在于，包括：存储器、处理器及存储在存储器上并可在处理器上运行的计算机程序，所述处理器执行计算机程序时，实现如权利要求1-8任一项所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法。

空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法、存储介质及电子设备

技术领域

[0001] 本发明属于空间探测领域,具体涉及空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法、存储介质及电子设备。

背景技术

[0002] 本世纪初,出于在轨航天器工作安全的需要,空间碎片(包括失效卫星、火箭残骸、以及目标解体、碰撞、爆炸产生的碎片等)的碰撞规避和主动清除技术日益受到重视,这些技术的有效实施均依赖于空间碎片轨道的精确掌握和预测,而基于雷达和光学测量数据的碎片目标定轨精度很难满足技术需求,于是针对空间碎片的激光测距(DLR)技术成为新的发展方向。

[0003] 虽然DLR技术和SLR技术在探测原理上没有本质的差别,均是通过测量激光信号从地面站到空间目标的往返时间获得目标的距离,但由于探测对象的不同,DLR面临更大的技术挑战和困难,存在两个关键的技术问题需要解决。第一个问题属于回波信号的检测问题,SLR的探测对象为合作目标,系统发射的激光波束可由目标的角发射器将绝大部分光子按原路反射回去,回波信号检测容易,而DLR的探测对象为空间碎片(非合作目标),系统发射的激光波束只能依赖于目标表面的漫反射,能够返回到地面站的光子比例很小,回波信号不易检测;第二个问题属于回波信号的产生问题,要求系统发射的激光波束能够捕获(击中)目标,通常需要目标轨道预报引导实现,由于激光波束很窄,因此要求轨道预报具有很高的精度,对于SLR面向的少量合作空间目标,可由国际激光测距服务组织(ILRS)每天更新发布的高精密星历文件(CPF)产生足够精确的目标点位预报,以引导SLR系统对目标进行有效的跟踪测量,而对于DLR面向的一般碎片目标,则没有如此高精密的星历可供使用。

[0004] 为了使得激光波束能够捕获和跟踪碎片目标,目前国内外均采用了光学引导的方法,首先利用视场较大的光学望远镜或天文相机,对目标进行搜索和发现,获取一定数量的角观测资料,再引导激光波束完成对目标的捕获和跟踪(参见非专利文件1-3)。

[0005] 鉴于当前碎片激光探测对光学设备的依赖,DLR技术的应用受到很大限制,光学测量一般存在天光和地影条件的约束,这就使得DLR技术只能在晨和昏附近两个时段内(此时碎片目标在轨道上被阳光照射,而地面激光站尚处于黑夜)有效实施,受激光能量限制,DLR目前只能对距离不超过3000公里的碎片目标进行有效探测,这些低轨目标在地影中通过的时间一般较长,扣除激光站白天和目标在地影中的时间,据估计可用于DLR探测的时间窗口总计不超过6小时(参见非专利文件4),不仅造成探测资源的极大浪费,而且测量数据的轨道相位分布也不理想,不利于目标定轨精度的有效提升,从而严重降低了DLR技术的应用效能。为了有效拓展DLR探测的时间窗口,国际上近年来探索了空间碎片的白天激光探测技术(参见非专利文件4),该技术的实现主要得益于光学观测技术的改善,并没有摆脱对光学引导的依赖,天光背景等噪声的影响尚没有得到很好的消除,目前只能对少量尺寸较大的近距离碎片目标实施白天的激光探测,DLR技术的应用效能仍存在很大局限,随着光学观测技

术的进一步改善,即便将来空间碎片的白天激光探测能力得到显著提升,但由于地影区碎片目标的光学不可见性,DLR探测的时间窗口问题仍然存在。

[0006] 综上所述,时间窗口问题已成为制约当前DLR应用效能的主要技术瓶颈,时间窗口的产生是由于在DLR实施过程中介入了光学观测的初始引导,对比同类的SLR技术,由于有高精密点位预报的引导,在应用过程中并不存在时间窗口问题,能够实现每天24小时的激光探测,因此时间窗口的产生与DLR技术本身并无必然联系。如果能在不依赖光学设备引导的条件下,还能实现对碎片目标的捕获和跟踪,则DLR系统将会在根本上突破时间窗口的限制,其应用效能随之得到本质性提升。有鉴于此,本发明提出了一种能够实现空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法及相应的存储介质和电子设备,借鉴了中国发明专利CN113640787A窄波束雷达捕获空间目标的等仰角搜索方法(参见专利文件1),其探测过程仍分为等仰角搜索过程和目标捕获后的转跟踪过程,但由于激光相比于雷达具有更窄的探测波束(DLR的波束直径一般不超过20角秒,而窄波束雷达的波束直径通常不会低于200角秒,两者存在量级上的差异),因此DLR系统和窄波束雷达对目标搜索和跟踪的技术要求存在明显差异。

[0007] 引证文件列表

[0008] 非专利文件:

[0009] 1、Bin Li,Jizhang Sang and Zhongping Zhang,A Real-Time Orbit Determination Method for Smooth Transition from Optical Tracking to Laser Ranging of Debris,Sensors,16,962,2016.

[0010] 2、Michael A.Steindorfer,Georg Kirchner,Franz Koidl,Peiyuan Wang,Alfredo Anton,Jaime Fernandez,Diego Escobar,Jiri Silha,Klaus Merz,Stare and Chase:Optical Pointing Determination,Orbit Calculation and Satellite Laser Ranging Within a Single Pass,Proc.7th European Conference on Space Debris,Darmstadt,Germany,18-21April 2017.

[0011] 3、J.Rodriguez,E.Cordelli,and T.Schildknecht,The new Stare&Chase Procedure at The Swiss Optical Ground Station and Geodynamics Observatory Zimmerwald,Proc.1st NEO and Debris Detection Conference,Darmstadt,Germany,22-24January 2019.

[0012] 4、Michael A.Steindorfer,Georg Kirchner,Franz Koidl,Peiyuan Wang,Beatriz Jillete&Tim Flohrer,Daylight space debris laser ranging,Nature communications,2020.

[0013] 专利文件:

[0014] 1、中国发明专利“窄波束雷达捕获空间目标的等仰角搜索方法”,公开号CN113640787A,公开日2021-11-12。

发明内容

[0015] 本发明针对现有技术中的不足,提供一种空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法、存储介质及电子设备,主要目的在于充分拓展DLR系统的有效探测资源,优化DLR数据的相位分布结构,以极大改善空间碎片的定轨和预报精度,为空间碎片碰撞规避和主

动清除任务的实施提供强有力的技术支撑,大幅提升在轨工作航天器的安全保障能力。

[0016] 为实现上述目的,本发明采用以下技术方案:

[0017] 空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法,实施于空间碎片目标相对于DLR系统的各次过境期间,其特征在于,包括:

[0018] 利用由空间监测网精密雷达和CCD望远镜数据确定的一组目标精密轨道参数,以及预先获取的目标本次过境的起止时刻,以起止时刻确定的中间时刻作为初始时刻,基于目标精密轨道参数产生初始拟平均根数,并构建分析摄动模型;

[0019] 对沿迹误差进行离散化处理,结合分析摄动模型,得到一系列用于描述各虚拟目标运动的新摄动模型,各虚拟目标在本次过境期间所产生的不同的视轨迹组成视轨迹簇;

[0020] 确定视轨迹簇中各条有效视轨迹的最大可探测仰角 h_q 和最小可探测仰角 h_p ,进而计算得出DLR系统的搜索仰角;

[0021] 对于视轨迹簇中的各条有效视轨迹,基于对应的摄动模型,并考虑光行差的影响,计算得到相应的探测仰角,并根据探测仰角和搜索仰角的差值,采用两分法得到所有视轨迹对应的虚拟目标上升到搜索仰角时的探测特征参量;

[0022] 基于各虚拟目标的探测特征参量,生成一系列成组的搜索引导数据,每组搜索引导数据对应于DLR系统发出的激光波束在搜索仰角上的一次驻留;

[0023] DLR系统根据搜索引导数据对目标进行多仰角搜索;

[0024] DLR系统捕获目标后,转入跟踪过程,根据转入跟踪之前获取的若干组探测数据,计算初始拟平均根数的沿迹误差量,以对初始拟平均根数进行沿迹误差校正,基于校正后的初始拟平均根数产生跟踪引导数据,引导DLR系统对目标进行跟踪。

[0025] 为优化上述技术方案,采取的具体措施还包括:

[0026] 进一步地,所述构建分析摄动模型之后,还结合构建的分析摄动模型,计算目标本次过境期间的理论近站点时刻;对于所述各虚拟目标在本次过境期间所产生的不同视轨迹组成的视轨迹簇,基于计算的理论近站点时刻,对视轨迹簇中各条视轨迹进行可见性确认,去除不可见的视轨迹;并去除可探测弧长不符合要求的视轨迹,剩余视轨迹为有效视轨迹;

[0027] 所述得到所有有效视轨迹对应的虚拟目标上升到搜索仰角时的探测特征参量之后,还对探测特征参量中的方位角取值进行连续化处理,使其具有连续变化特征。

[0028] 进一步地,所述构建分析摄动模型的过程具体如下:

[0029] 选用目标本次过境的中间时刻 T_0 作为参考时刻,将目标本次过境期间的轨道沿迹误差定义为参考时刻的沿迹误差,并采用第一类无奇点轨道根数作为基本变量,构建以参考时刻为初始时刻的分析摄动模型:

[0030] 已知的一组目标精密轨道参数为 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q, \epsilon$,其中 t_q 为该组轨道参数的历元时刻, \vec{r}_q 和 $\dot{\vec{r}}_q$ 分别为目标相对于历元地心惯性系的位置矢量和速度矢量, ϵ 为目标面质比;基于已知的轨道参数 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q, \epsilon$,采用数值方法和精密力学模型进行摄动外推,由 t_q 时刻外推到 T_0 时刻,得到 T_0 时刻目标相对于历元地心惯性系的位置矢量 \vec{r}_0 和速度矢量 $\dot{\vec{r}}_0$,并对 \vec{r}_0 和 $\dot{\vec{r}}_0$ 进行转换,得到目标于 T_0 时刻的初始拟平均根数;基于初始拟平均根数,构建数学表达形式如下的分析摄动模型:

[0031] 设 $a, i, \Omega, \xi = e \cos \omega, \eta = -e \sin \omega, \lambda = \omega + M$ 为目标第一类无奇点形式的吻切

轨道根数,其中a为轨道半长径,i为轨道倾角, Ω 为轨道升交点赤经,e为轨道偏心率, ω 为轨道近地点幅角,M为目标平近点角,则有:

$$[0032] \quad \mathbf{a}(t) = \bar{\mathbf{a}}_0 + \mathbf{a}_s^{(1)}(t) + \mathbf{a}_s^{(2)}(t) \quad (1)$$

$$[0033] \quad \mathbf{i}(t) = \bar{\mathbf{i}}_0 + \mathbf{i}_s^{(1)}(t) + \mathbf{i}_s^{(2)}(t) \quad (2)$$

$$[0034] \quad \Omega(t) = \bar{\Omega}_0 + \Omega_1(t - T_0) + \Omega_s^{(1)}(t) + \Omega_s^{(2)}(t) \quad (3)$$

$$[0035] \quad \xi(t) = \bar{\xi}_0 \cos[\omega_1(t - T_0)] + \bar{\eta}_0 \sin[\omega_1(t - T_0)] + \xi_s^{(1)}(t) + \xi_s^{(2)}(t) \quad (4)$$

$$[0036] \quad \eta(t) = \bar{\eta}_0 \cos[\omega_1(t - T_0)] - \bar{\xi}_0 \sin[\omega_1(t - T_0)] + \eta_s^{(1)}(t) + \eta_s^{(2)}(t) \quad (5)$$

$$[0037] \quad \lambda(t) = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)(t - T_0) + \lambda_s^{(1)}(t) + \lambda_s^{(2)}(t) \quad (6)$$

[0038] 以上各式左端表示t时刻的吻切根数, $\bar{\mathbf{a}}_0, \bar{\mathbf{i}}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0$ 表示 T_0 时刻的初始拟平均根数, $\bar{n}_0 = \sqrt{\mu \bar{\mathbf{a}}_0^{-3/2}}$ 为目标平运动角速度, μ 为地心引力常数, $\Omega_1, \omega_1, \lambda_1$ 为对应根数的一阶长期变化项系数, $\mathbf{a}_s^{(1)}, \mathbf{i}_s^{(1)}, \Omega_s^{(1)}, \xi_s^{(1)}, \eta_s^{(1)}, \lambda_s^{(1)}$ 为各根数的一阶短周期变化项, $\mathbf{a}_s^{(2)}, \mathbf{i}_s^{(2)}, \Omega_s^{(2)}, \xi_s^{(2)}, \eta_s^{(2)}, \lambda_s^{(2)}$ 为各根数的二阶短周期变化项,为与地球自转相关的降阶项。

[0039] 进一步地,所述各虚拟目标在本次过境期间所产生的不同的视轨迹组成视轨迹簇的过程具体如下:

[0040] 将初始拟平均根数的沿迹误差考虑为一个在 $[-\tau, \tau]$ 内均匀分布的随机变量,并对该随机变量进行离散化处理,以将一个概率问题转化为确定性问题,为此定义:

$$[0041] \quad \bar{\lambda}_k = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)k\Delta\tau \quad k = l, l-1, \dots, 0, -1, \dots, -l+1, -l$$

[0042] 其中 $\Delta\tau$ 是一个时间增量,设 $\varepsilon > 0$ 为一小量,则 $\Delta\tau$ 取值为:

$$[0043] \quad \begin{cases} \Delta\tau = \varepsilon & \tau \geq 2\varepsilon \\ \Delta\tau = \tau/2 & \tau < 2\varepsilon \end{cases}$$

[0044] l为正整数,取值为:

$$[0045] \quad l = \text{int}(\tau / \Delta\tau) + 1$$

[0046] 在已构建的分析摄动模型中,将式(6)中的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_k$,其它各式保持不变,得到一系列新的摄动模型,记为模型 \mathcal{M}_k ,每个模型 \mathcal{M}_k 对应于一个虚拟目标, \mathcal{M}_0 对应的虚拟目标为理论目标;当k从l到-l连续变化时,各虚拟目标产生一系列视轨迹,组成视轨迹簇 $\{\Gamma_{k|l,-l}\}$,其中的每条视轨迹 Γ_k 由模型 \mathcal{M}_k 唯一确定。

[0047] 进一步地,所述得到所有有效视轨迹对应的虚拟目标上升到搜索仰角时的探测特征参量的过程具体如下:

[0048] 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k|_{m,n}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,其中 $\{\Gamma_k|_{m,n}\}$ 表示 $\{\Gamma_k|_{l,-l}\}$ 去除不可见的视轨迹并且还去除了可探测弧长不符合要求的视轨迹后的视轨迹簇,基于模型 \mathcal{M}_k ,采用两分法从近站点时刻 $\bar{\mathbf{t}}_k$ 向前沿升段进行搜索计算,计算过程中每步先产生对应时刻目标相对于TEMEE(True Equator and Mean Equinox of Epoch,历元真赤道平春分点坐标系)坐标系的位置矢量,然后由所获取的位置矢量并结合光行差影响和大气折射效应的考虑,计算得到相应的探测仰角,并根据探测仰角与搜索仰角的差值确定下一步的处理方式,最终得到包括目标上升到搜索仰角时的探测时刻、探测距离和探测方位角的探测特征参量;对视轨迹簇中的其它各条视轨迹重复以上处理过程,得到所有虚拟目标对应的探测特征参

量。

[0049] 进一步地,所述生成一系列成组的搜索引导数据的过程具体如下:

[0050] 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k|_{m,n}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,对应虚拟目标上升到搜索仰角时的探测时刻、探测距离和探测方位角分别为 t_k, ρ_k 和 A'_k ,其中 A'_k 为连续化处理后的方位角,以 t_k 为基点,利用基点上的已知参量 ρ_k ,采用三次自然样条内插构造探测距离 ρ 随探测时刻 t 变化的插值函数,并且以 A'_k 为基点,利用基点上的已知参量 t_k ,采用三次自然样条内插构造探测时刻 t 随探测方位角 A' 变化的插值函数,由此得到的各插值函数分别如下:

$$[0051] \quad \rho = \rho(t) \quad (9)$$

$$[0052] \quad t = t(A') \quad (10)$$

[0053] 真实目标上升到搜索仰角时的探测时间范围(有效搜索时段)为闭区间 $[t_m, t_n]$,对应的方位角探测范围为闭区间 $[A'_m, A'_n]$,与方位角区间相对应,DLR系统沿搜索仰角进行搜索时,激光波束指向的变化区间为 $[\psi_m, \psi_n]$,其区间长度为:

$$[0054] \quad \Delta \psi = |\psi_m - \psi_n|$$

[0055] 目标在搜索仰角上的方位角探测区间长度为:

$$[0056] \quad \Delta A = |A'_m - A'_n|$$

[0057] 根据微分几何关系,得到激光波束指向的变化区间长度为:

$$[0058] \quad \Delta \psi = \cos h \Delta A$$

[0059] 其中 h 是DLR系统的搜索仰角;

[0060] 激光波束的有效直径为 w ,将区间 $[\psi_m, \psi_n]$ 均匀划分为若干个子区间,划分后的子区间个数如下:

$$[0061] \quad N = \text{int} \left[\frac{\Delta \psi}{(1 - \delta)w} \right] + 1$$

[0062] 其中 δ 是一个无量纲的比例因子,在区间 $[0, 1)$ 内取值;方位角区间和 $[\psi_m, \psi_n]$ 具有相同的划分方式,则方位角子区间长度为:

$$[0063] \quad \Delta A^* = \Delta A / N$$

[0064] 定义一个符号因子:

$$[0065] \quad \kappa = \begin{cases} 1 & A'_m < A'_n \\ -1 & A'_m > A'_n \end{cases}$$

[0066] 各方位角子区间依次为 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$, $v = 1, 2, \dots, N$,则各方位角子区间的两个端点值采用以下方式递推得到:

$$[0067] \quad \tilde{A}_1^* = A'_m$$

$$[0068] \quad \tilde{A}_{v+1}^* = \tilde{A}_v^* + \kappa \Delta A^*$$

[0069] 设 $[t_v^*, t_{v+1}^*]$ 为与方位角子区间 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$ 相对应的时间子区间,则它的两个端点值由式(10)分别计算得到:

$$[0070] \quad t_v^* = t(\tilde{A}_v^*)$$

$$[0071] \quad t_{v+1}^* = t(\tilde{A}_{v+1}^*)$$

[0072] 方位角子区间 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$ 的中心方位角由下式计算:

[0073] $\tilde{A}_{v+1/2}^* = (\tilde{A}_v^* + \tilde{A}_{v+1}^*)/2$

[0074] 中心方位角对应的探测时刻由式(10)计算:

[0075] $t_{v+1/2}^* = t(\tilde{A}_{v+1/2}^*)$

[0076] 中心方位角对应的探测距离由式(9)计算:

[0077] $\rho_{v+1/2}^* = \rho(t_{v+1/2}^*)$

[0078] 中心方位角 $\tilde{A}_{v+1/2}^*$ 为连续化处理的结果,将其还原为处理前的表达方式,对应值 $A_{v+1/2}^*$ 为:

[0079]
$$A_{v+1/2}^* = \begin{cases} \tilde{A}_{v+1/2}^* - 2\pi & \tilde{A}_{v+1/2}^* \geq 2\pi \\ \tilde{A}_{v+1/2}^* + 2\pi & \tilde{A}_{v+1/2}^* < 0 \\ \tilde{A}_{v+1/2}^* & 0 \leq \tilde{A}_{v+1/2}^* < 2\pi \end{cases}$$

[0080] 通过以上的处理过程,生成了一系列成组的搜索引导数据 $A_{v+1/2}^*$, t_v^* , t_{v+1}^* 和 $\rho_{v+1/2}^*$, $v=1, 2, \dots, N$,其中 $A_{v+1/2}^*$ 为波束指向的方位角, t_v^* 和 t_{v+1}^* 分别为波束驻留的起止时刻, $\rho_{v+1/2}^*$ 为波束探测时设定的目标参考距离。

[0081] 进一步地,所述DLR系统根据搜索引导数据对目标进行多仰角搜索的过程具体如下:

[0082] 遵循低搜索仰角到高搜索仰角逐步进行且各搜索仰角上的有效搜索时段互不相交的原则,生成一系列渐次递增的搜索仰角,产生各搜索仰角上的搜索引导数据,基于相应搜索仰角上的搜索引导数据,DLR系统从起始搜索仰角开始搜索,逐步切换到最高搜索仰角;

[0083] 其中,按照以下步骤生成一系列渐次递增的搜索仰角:

[0084] 1) 在最小可搜索仰角 h_p 和最大可搜索仰角 h_q 之间选择一个起始搜索仰角 h^* ,并预置一个常量 x , $x>0$ 为DLR系统从一个搜索仰角切换到另一个搜索仰角所需要的调整时间,让 $k=1$, $h_k=h^*$, $\tilde{h}=h^*$, h_k 是要生成的搜索仰角;

[0085] 2) 计算得到DLR系统在仰角 \tilde{h} 上的有效搜索时段 $[\tilde{t}_b, \tilde{t}_e]$,并令 $h_n=\tilde{h}$, $h_x=h_q$;

[0086] 3) 令 $h=(h_n+h_x)/2$,计算得到DLR系统在仰角 h 上的有效搜索时段 $[t_b, t_e]$,并计算 $\zeta=t_b-\tilde{t}_e-x$;

[0087] 4) 若 $|\zeta|<\varepsilon_t$,则令 $k=k+1$, $h_k=h$, $\tilde{h}=h$,转步骤2)继续计算,其中 ε_t 为一个给定的相对于 x 的小量;否则,进行下一步计算;

[0088] 5) 设 $\Delta h=h_q-h$,若 $\zeta<0$ 并且 $\Delta h<\varepsilon_h$,则计算过程结束,其中 ε_h 为一个给定的小量;否则,进行下一步计算;

[0089] 6) 若 $\zeta<0$,则令 $h_n=h$,转步骤3)继续计算;否则,令 $h_x=h$,转步骤3)继续计算;

[0090] 采用以上设置方法将得到一系列渐次递增的搜索仰角 h_k 。

[0091] 进一步地,所述根据转入跟踪之前获取的若干组探测数据,产生沿迹误差量,以对初始拟平均根数进行沿迹误差校正,基于校正后的初始拟平均根数产生跟踪引导数据的具体过程如下:

[0092] 设DLR系统在转跟踪之前获取的一组探测数据为 \hat{t} 和 $\hat{\rho}$, \hat{t} 为探测时刻, $\hat{\rho}$ 为对应的探

测距离,该组探测数据系激光波束在某个搜索仰角上的某次驻留期间所获取;

[0093] 1) 设定沿迹误差量的迭代初值 $\epsilon = 0$, 并采用大气校正模型计算对流层折射引起的测距延迟量 $\Delta \rho$;

[0094] 2) 计算 $\bar{\lambda}_\epsilon = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)\epsilon$, 在分析摄动模型 \mathcal{M}_0 中, 将式(6)右端的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_\epsilon$, 得到摄动模型 \mathcal{M}_ϵ , 基于模型 \mathcal{M}_ϵ , 考虑光行差效应, 根据坐标转换得到探测时刻 \hat{t} 对应的探测距离的计算值 ρ_c , 及其时间变化率 $\dot{\rho}_c$;

[0095] 3) 对沿迹误差量进行修正和更新: $\epsilon = \epsilon + (\hat{\rho} - \Delta \rho - \rho_c) / \dot{\rho}_c$, 然后转步骤2) 重新计算, 直到更新前后两次的沿迹误差量满足一定的收敛精度, 得到一个沿迹误差量;

[0096] 对于DLR系统转跟踪之前所获取的L组探测数据, $L \geq 1$, 对每组探测数据, 采用以上的计算过程, 产生一个沿迹误差量 ϵ , 最终确定的沿迹误差量为:

$$[0097] \quad \bar{\epsilon} = \Sigma \epsilon / L$$

[0098] 利用沿迹误差量 $\bar{\epsilon}$ 对初始拟平均根数进行沿迹误差校正, 并基于校正后的初始拟平均根数产生跟踪引导数据, 具体方法为:

[0099] 计算 $\bar{\lambda}_{\bar{\epsilon}} = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)\bar{\epsilon}$, 在分析摄动模型 \mathcal{M}_0 中, 将式(6)右端的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_{\bar{\epsilon}}$, 得到摄动模型 $\mathcal{M}_{\bar{\epsilon}}$, 基于模型 $\mathcal{M}_{\bar{\epsilon}}$, 并考虑光行差影响和大气折射效应, 计算得到与一系列探测时刻相对应的探测方位角、探测仰角和探测距离, 其中探测方位角和探测仰角用于确定DLR系统的跟踪指向, 探测距离用于对DLR系统的跟踪回波信号进行距离门滤波。

[0100] 本发明还提出了一种计算机可读存储介质, 存储有计算机程序, 其特征在于, 所述计算机程序使计算机执行如上所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法。

[0101] 本发明还提出了一种电子设备, 其特征在于, 包括: 存储器、处理器及存储在存储器上并可在处理器上运行的计算机程序, 所述处理器执行计算机程序时, 实现如上所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法。

[0102] 本发明的有益效果是: 本发明采用了天体力学和天体测量学的基本方法, 基于空间碎片的精密轨道参数, 构建一种引导激光波束搜索发现碎片目标并转入点位跟踪的新方法, 不同于国内外现有的空间碎片激光探测的各类相关方法, 采用新方法探测空间碎片时, 不需要较大视场光学望远镜的初始引导, 能够实现激光波束对碎片目标的直接(盲)捕获和跟踪, 可摆脱现有激光探测技术因依赖光学设备而受到的时间窗口限制, 进一步实现空间碎片的全时域激光探测。本发明的具体改进如下:

[0103] 1、目标搜索和跟踪时考虑了光行差的影响, 以距离3000公里的低轨目标为例, 光行差引起的目标视方向变化大约为7角秒, 相对于窄波雷达的波束直径, 该量为小量, 而相对于DLR的波束直径, 该量为同一量级。因此窄波雷达搜索和跟踪目标时可忽略光行差影响, 但DLR却不能;

[0104] 2、DLR波束极窄, 等仰角搜索过程中目标进入DLR波束的累积时间很短, 回波信号不易检测, 本发明提出了分时段多仰角的递次搜索方案, 可有效提高目标的探测成功率;

[0105] 3、对于目标捕获后的进一步跟踪, 现有专利技术(参见专利文件1)产生了与搜索过程中各次驻留波束相对应的方位角变率和仰角变率, 窄波雷达在搜索过程中捕获和发现目标以后, 实时利用对应波束的方位角变率和仰角变率进行线性外推, 产生目标点位预报, 这种方式的点位预报精度差且衰减快, 虽能引导雷达波束持续较短时间的有效跟踪, 但用于引导极窄的DLR波束, 则存在很大的技术风险。对此, 本发明提出了全新的预报方式, DLR

系统在搜索过程中捕获和发现目标以后,实时利用所获取的目标探测数据产生初始拟平均根数的沿迹误差量,由沿迹误差量对理论轨道根数进行校正,并基于校正后的轨道根数和分析摄动模型产生目标点位预报,由于预报中考虑了轨道动力学因素的影响,点位预报精度显著提高,能够引导DLR波束持续较长时间的有效跟踪,点位预报中含有的高精度目标距离信息可同时用于大幅提升DLR系统对回波信号的检测概率,使DLR探测更加有效,随着有效跟踪时间的变长,DLR系统捕获转跟踪的实时性要求降低,也有利于系统捕获目标后对回波信号的检测处理。

附图说明

- [0106] 图1是波束指向角随方位角微分变化的几何关系图。
- [0107] 图2是空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法的处理流程图。
- [0108] 图3是AJISAI多搜索仰角设置展示图。
- [0109] 图4a是AJISAI搜索指向偏差和搜索距离偏差随探测时间的变化图,图4b是对图4a阴影方块内的指向偏差曲线及其相应的距离偏差曲线的局部放大图。
- [0110] 图5是AJISAI跟踪指向偏差和跟踪距离偏差随探测时间的变化图。
- [0111] 图6是AJISAI预报指向偏差和预报距离偏差随探测时间的变化图。
- [0112] 图7是SWARM B多搜索仰角设置展示图。
- [0113] 图8a是SWARM B搜索指向偏差和搜索距离偏差随探测时间的变化图,图8b是对图8a阴影方块内的指向偏差曲线及其相应的距离偏差曲线的局部放大图。
- [0114] 图9是SWARM B跟踪指向偏差和跟踪距离偏差随探测时间的变化图。
- [0115] 图10是SWARM B预报指向偏差和预报距离偏差随探测时间的变化图。

具体实施方式

[0116] 下面将结合本申请实施例中的附图,对本申请实施例中的技术方案进行清楚、完整的描述,显然,所描述的实施例仅仅是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其它实施例,都属于本申请保护的范围。

[0117] 实施例一

[0118] 如图2所示,本发明提出了一种空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法,是在碎片目标相对于DLR系统的各次过境期间(只需满足探测距离和仰角的约束条件)加以实施的,每次实施时需事先获取由空间监测网精密雷达和CCD望远镜数据确定的一组最近精密轨道参数,以及预先获取的目标本次过境的起止时刻,首先利用这些已知信息并结合对目标轨道参数最大沿迹误差的估计,预先生成DLR系统的搜索引导数据,DLR系统基于搜索引导数据对目标进行等仰角搜索,搜索过程中捕获并发现目标后,即可获取目标的若干探测数据,采用已获取的探测数据具体确定目标轨道参数的沿迹误差,并基于沿迹误差对目标轨道参数进行实时校正,校正后的轨道参数被用于产生目标的精密点位预报,进一步引导DLR系统对目标实施后续的跟踪探测。该方法具体包含如下步骤:

[0119] 步骤1:过境中间时刻的建模

[0120] 不同类型的轨道参数可以相互转换,不妨假定已知的一组目标轨道参数为: t_q ,

$\vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q \in a$, 其中 t_q 为轨道参数的历元时刻, $\vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q$ 分别为目标相对于历元地心惯性系的位置和速度矢量, \in_a 为目标面质比 (为与大气阻力摄动相关的弹道系数), 并设 T_b 和 T_e 分别为目标某次过境的起始时刻和结束时刻, 目标本次过境的中间时刻为:

$$[0121] \quad T_0 = \frac{T_b + T_e}{2}$$

[0122] 采用第一类无奇点轨道根数为基本变量, 构建以 T_0 时刻为初始时刻的分析摄动模型, 模型构建过程如下:

[0123] 1) 基于已知轨道参数 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q \in_a$, 采用数值方法和高精力学模型进行摄动外推, 由 t_q 时刻外推到 T_0 时刻, 得到 T_0 时刻目标相对于历元地心惯性系的位置和速度矢量 \vec{r}_0 和 $\dot{\vec{r}}_0$, 并对 \vec{r}_0 和 $\dot{\vec{r}}_0$ 进行相应转换, 得到目标于 T_0 时刻的初始拟平均根数。

[0124] 2) 目标过境时间较短, 期间的摄动变化很小, 因此本发明基于 T_0 时刻的初始拟平均根数, 构建了一种简化的分析摄动模型, 用于描述目标在本次过境期间的轨道运动, 该模型仅考虑了轨道摄动变化的一阶长期项、一阶短周期项、以及少量由地球自转引起的振幅较大的二阶短周期项。

[0125] 所构建模型的具体数学表达式给出如下:

[0126] 设 $a, i, \Omega, \xi = e \cos \omega, \eta = -e \sin \omega, \lambda = \omega + M$ 为目标第一类无奇点形式的吻切轨道根数, 其中 a 为轨道半长径, i 为轨道倾角, Ω 为轨道升交点赤经, e 为轨道偏心率, ω 为轨道近地点幅角, M 为目标平近点角, 则有:

$$[0127] \quad a(t) = \bar{a}_0 + a_s^{(1)}(t) + a_s^{(2)}(t) \quad (1)$$

$$[0128] \quad i(t) = \bar{i}_0 + i_s^{(1)}(t) + i_s^{(2)}(t) \quad (2)$$

$$[0129] \quad \Omega(t) = \bar{\Omega}_0 + \Omega_1(t - T_0) + \Omega_s^{(1)}(t) + \Omega_s^{(2)}(t) \quad (3)$$

$$[0130] \quad \xi(t) = \bar{\xi}_0 \cos[\omega_1(t - T_0)] + \bar{\eta}_0 \sin[\omega_1(t - T_0)] + \xi_s^{(1)}(t) + \xi_s^{(2)}(t) \quad (4)$$

$$[0131] \quad \eta(t) = \bar{\eta}_0 \cos[\omega_1(t - T_0)] - \bar{\xi}_0 \sin[\omega_1(t - T_0)] + \eta_s^{(1)}(t) + \eta_s^{(2)}(t) \quad (5)$$

$$[0132] \quad \lambda(t) = \bar{\lambda}_0 + (\bar{\nu}_0 + \lambda_1)(t - T_0) + \lambda_s^{(1)}(t) + \lambda_s^{(2)}(t) \quad (6)$$

[0133] 以上各式左端为 t 时刻的吻切根数, $\bar{a}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\xi}_0, \bar{\eta}_0, \bar{\lambda}_0$ 为 T_0 时刻的初始拟平均根数, $\bar{\nu}_0 = \sqrt{\mu \bar{a}_0^{-3/2}}$ 为目标平运动角速度, μ 为地心引力常数, $\Omega_1, \omega_1, \lambda_1$ 为对应根数的一阶长期摄动项系数, $a_s^{(1)}, i_s^{(1)}, \Omega_s^{(1)}, \xi_s^{(1)}, \eta_s^{(1)}, \lambda_s^{(1)}$ 为各根数的一阶短周期摄动项, $a_s^{(2)}, i_s^{(2)}, \Omega_s^{(2)}, \xi_s^{(2)}, \eta_s^{(2)}, \lambda_s^{(2)}$ 为各根数的二阶短周期摄动项, 为与地球自转相关的降阶项。

[0134] 步骤2: 理论近站点时刻的计算

[0135] 目标本次过境期间的近站点对应于目标轨道上的某个点, 当目标运行至该点时, 目标的视仰角达到最大, 由步骤1构建的分析摄动模型确定了目标的一条理论轨道, 对应于一个理论近站点, 求解理论近站点时刻分为两步:

[0136] 第一步求解近似近站点时刻 t_0^* , 公式如下:

$$[0137] \quad t_0^* = T_0 + \frac{\lambda_s - \lambda_0}{\dot{\lambda} - \dot{\lambda}_s}$$

[0138] 其中 λ_0 是 $\lambda(t)$ 在 T_0 时刻的取值,为 T_0 时刻的目标平纬度角,可由式(6)计算得到, $\dot{\lambda} = \bar{n}_0 + \lambda_1$ 为 $\lambda(t)$ 的长期变化率, u_s 和 λ_s 分别为 T_0 时刻测站在轨道上投影的真纬度角和平纬度角, \dot{u}_s 是 u_s 的时间变化率;

[0139] 第二步先由式(6)计算得到 t_0^* 时刻的目标平纬度角 λ_0^* ,并利用椭圆运动关系由 λ_0^* 计算得到 t_0^* 时刻的目标真纬度角 u_0^* ,然后以 u_0^* 为初值,通过迭代求解给出精确近站点时刻 \tilde{t}_0 对应的目标真纬度角 \tilde{u}_0 ,迭代求解的方程如下:

$$[0140] \quad \sin(\tilde{u}_0 - u_0^*) = \frac{(\tilde{\xi}_0 \sin \tilde{u}_0 + \tilde{\eta}_0 \cos \tilde{u}_0) \sin^2 \theta}{(1 - \tilde{\eta}_0 \sin \tilde{u}_0 + \tilde{\xi}_0 \cos \tilde{u}_0) \cos \theta_0 (r/R - \cos \theta)}$$

[0141] 其中 $\tilde{\xi}_0$ 和 $\tilde{\eta}_0$ 分别为 $\xi(t)$ 和 $\eta(t)$ 在 \tilde{t}_0 时刻的取值,可分别由式(4)和式(5)计算得到, θ 为 \tilde{t}_0 时刻目标和测站在地心处的张角, θ_0 为 t_0^* 时刻测站的轨道纬度, r 为 \tilde{t}_0 时刻目标的地心距, R 为测站的地心距,最后利用椭圆运动关系由 \tilde{u}_0 计算得到 \tilde{t}_0 时刻的目标平纬度角 $\tilde{\lambda}_0$,精确近站点时刻则由下式给出:

$$[0142] \quad \tilde{t}_0 = t_0^* + \frac{\tilde{\lambda}_0 - \lambda_0^*}{\dot{\lambda}}$$

[0143] 步骤3:沿迹误差的离散化和视轨迹簇的产生

[0144] 基于已知轨道参数 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q, \in$ 的确定精度和预报时长等信息,对 T_0 时刻初始拟平均根数的最大沿迹误差作出估计,相应的估计值是一个时间量,设其绝对值为 τ ,考虑初始拟平均根数的沿迹误差为一个在闭区间 $[-\tau, \tau]$ 内均匀分布的随机变量,并对该随机变量进行离散化处理,以将一个概率问题转化为确定性问题,为此定义:

$$[0145] \quad \bar{\lambda}_k = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)k\Delta\tau \quad k = l, l-1, \dots, 0, -1, \dots, -l+1, -l$$

[0146] 其中 $\Delta\tau$ 是一个时间增量,设 $\varepsilon > 0$ 为一小量,则 $\Delta\tau$ 取值为:

$$[0147] \quad \begin{cases} \Delta\tau = \varepsilon & \tau \geq 2\varepsilon \\ \Delta\tau = \tau/2 & \tau < 2\varepsilon \end{cases}$$

[0148] l 为正整数,取值为:

$$[0149] \quad l = \text{int}(\tau / \Delta\tau) + 1$$

[0150] 在已构建的分析摄动模型中,将式(6)右端的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_k$,其它各式保持不变,就得到了一个新摄动模型,称之为模型 \mathcal{M}_k ,每个模型 \mathcal{M}_k 确定了一个虚拟目标, \mathcal{M}_0 对应的虚拟目标为理论目标,各虚拟目标沿同一条理论轨道运动,仅沿迹位置互不相同,由于地球自转,从地面站来看,不同位置的虚拟目标在本次过境期间产生不同的视运动轨迹,当 k 从 l 到 $-l$ 连续变化时,相应虚拟目标产生一系列视轨迹,组成视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{l, -l}\}$,其中的每条视轨迹 Γ_k 由模型 \mathcal{M}_k 唯一确定。

[0151] 步骤4:近站点可探测性约束

[0152] 近站点是DLR系统探测条件最好的视轨迹点,若近站点不可探测,则整条视轨迹不可探测,这样的视轨迹自然不能加以考虑,为此需要对视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{l, -l}\}$ 中各条视轨迹进行可探测性确认,去除所有不可探测的视轨迹。

[0153] 首先计算各条视轨迹的近站点时刻,计算过程如下:

[0154] 1) 考虑理论视轨迹 Γ_0 ,其可探测性已在过境预报计算中得到确认,对应的近站点

时刻已在步骤2中计算得到；

[0155] 2) 考虑两个相邻的视轨迹 Γ_k 和 Γ_{k+1} ，以 Γ_k 的精确近站点时刻作为 Γ_{k+1} 的近似近站点时刻，直接进入步骤2的第二步求解过程，求解过程中采用模型 \mathcal{M}_{k+1} 进行相关计算，给出 Γ_{k+1} 的精确近站点时刻。让 k 从 0 到 1-1 连续变化，采用以上的处理方式，逐步得到视轨迹 $\Gamma_1, \Gamma_2, \dots, \Gamma_1$ 的近站点时刻；

[0156] 3) 考虑两个相邻的视轨迹 Γ_k 和 Γ_{k-1} ，以 Γ_k 的精确近站点时刻作为 Γ_{k-1} 的近似近站点时刻，直接进入步骤2的第二步求解过程，求解过程中采用模型 \mathcal{M}_{k-1} 进行相关计算，给出 Γ_{k-1} 的精确近站点时刻。让 k 从 0 到 -1+1 连续变化，采用以上的处理方式，逐步得到视轨迹 $\Gamma_{-1}, \Gamma_{-2}, \dots, \Gamma_{-1}$ 的近站点时刻。

[0157] 至此完成了全部视轨迹的近站点时刻计算。

[0158] 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{1,-1}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ，将其近站点时刻 \bar{t}_k 代入模型 \mathcal{M}_k ，得到近站点时刻的吻切根数，利用吻切根数计算近站点距离和仰角，将近站点距离和仰角与 DLR 系统的探测约束条件相匹配，就可完成对该条视轨迹的可探测性确认，其中，DLR 系统的探测约束条件包括探测距离和仰角的阈值。对视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{1,-1}\}$ 中的各条视轨迹进行可探测性确认后，去除所有不可探测的视轨迹，余下的各条视轨迹仍具有连续性，组成了视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{i,j}\}$ ，其中 $i \geq 0 \geq j$ 。

[0159] 步骤5: 探测有效性约束

[0160] DLR 系统的可探测弧长是其获取高质量探测数据的必要条件，为此需要对视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{i,j}\}$ 中的各条视轨迹做出进一步筛选，去除所有可探测弧长不符合要求的视轨迹，确保 DLR 数据的有效获取，提升系统的探测效能。

[0161] 以近站点时刻为分界，目标视运动是一个先仰角上升再转仰角下降的过程，近站点时刻之前的视轨迹段为升段，近站点时刻之后的视轨迹段为降段，为了确保 DLR 系统在捕获和发现目标以后还能有较长的可探测弧段，本发明拟对升段目标进行搜索和捕获，并要求降段目标的可探测时长不得小于一个给定的门限，具体处理过程如下：

[0162] 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{i,j}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ，基于模型 \mathcal{M}_k ，并结合 DLR 系统的探测约束条件，从近站点时刻 \bar{t}_k 向后沿降段以合适的步长进行搜索计算，一直到门限框定的时刻，搜索过程中若发现有不可探测的目标点，则从视轨迹簇中去除该条视轨迹。对视轨迹簇中的其它各条视轨迹重复以上的处理过程，就去除了所有可探测弧长不符合要求的视轨迹。若不存在剩余视轨迹，则表示 DLR 系统在目标本次过境期间不能获取有效探测数据，后续处理终止；否则，余下的各条视轨迹仍具有连续性，组成了视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{m,n}\}$ ，其中 $m \geq n$ 。

[0163] 步骤6: 搜索仰角的范围确定

[0164] 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{m,n}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ，其最大可探测仰角即为对应的近站点仰角，已在步骤4中给出，其最小可探测仰角则需计算得到，可基于模型 \mathcal{M}_k ，采用两分法从近站点时刻 \bar{t}_k 向前沿升段以合适的初始步长进行搜索计算，计算过程中每步结合 DLR 系统的探测约束条件进行可探测性判断，以确定下一步的处理方式，最终给出满足一定精度要求的最小可探测仰角。对视轨迹簇中的其它各条视轨迹重复以上的处理过程，就得到了所有视轨迹的最大可探测仰角和最小可探测仰角。

[0165] 在所有视轨迹的最大可探测仰角中取最小值，设为 h_q ，在所有视轨迹的最小可探测仰角中取最大值，设为 h_p ，则闭区间 $[h_p, h_q]$ 确定了一个适合 DLR 系统进行等仰角搜索的仰

角范围,其中 $h_q \geq h_p$,DLR系统可采用的搜索仰角由以下公式给出:

$$[0166] \quad h = h_p + \beta (h_q - h_p)$$

[0167] 其中 β 为一个在闭区间 $[0,1]$ 中取值的比例因子。

[0168] 步骤7:搜索仰角上的特征参量计算

[0169] 空间目标于某时刻 t' 沿轨道运行至一个目标点,该目标点相对于地心惯性系的位置矢量为 \vec{r} ,DLR系统于时刻 t 发射的激光波束击中了该目标点, t 为DLR系统的探测时刻,与之对应的探测距离、方位角和仰角可由目标点相对于地固坐标系的位置矢量 \vec{r}_b 和地面站坐标计算得到, \vec{r}_b 可经以下的坐标转换得到:

$$[0170] \quad \vec{r}_b = G(t)\vec{r} \quad (7)$$

[0171] 其中 G 为地心惯性系至地固坐标系的转换矩阵,是时间的函数,由于光速的有限性,光波从地面站到目标点需要一个传播时间,称之为光行差,如忽略光行差的影响,则可令 $t=t'$,由式(7)可直接得到 \vec{r}_b ,继而给出目标点探测距离、方位角和仰角,如考虑光行差的影响,则有:

$$[0172] \quad t = t' - \rho/c \quad (8)$$

[0173] 其中 ρ 为目标点探测距离, c 为光速, t 和 \vec{r}_b 互为依赖,且都不确知,只能进行迭代处理,迭代时设定初始条件 $t=t'$,由式(7)计算 \vec{r}_b ,由式(8)得到新的 t ,一直到 t 满足指定的收敛精度,最终给出精确的探测时刻,及其对应的探测距离、方位角和仰角。

[0174] 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{m,n}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,基于模型 \mathcal{M}_k ,采用两分法从近站点时刻 \vec{t}_k 向前沿升段以合适的初始步长进行搜索计算,计算过程中每步先产生对应时刻目标相对于TEMEE坐标系的位置矢量,然后由所获取的位置矢量并结合对光行差影响和大气折射效应的考虑,计算得到相应的探测仰角,并根据探测仰角与搜索仰角的差值确定下一步的处理方式,最终给出满足一定精度要求的探测特征参量,包括目标上升到搜索仰角时的探测时刻、距离和方位角。对视轨迹簇中的其它各条视轨迹重复以上处理过程,得到所有虚拟目标对应的探测特征参量。

[0175] 步骤8:方位角的连续化处理

[0176] 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{m,n}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,对应虚拟目标上升到搜索仰角时的方位角为 A_k , A_k 在区间 $[0,2\pi)$ 内取值,对 A_k 的取值重新作出定义,重新定义后的 A_k 值为 A'_k 。

[0177] 让 k 从 m 到 n 连续变化,取 $A'_m = A_m$,设 $\Delta A_k = A_k - A_{k+1}$,其中 $m-1 \geq k \geq n$,以下分三种独立情形计算后续的 A'_k :

[0178] 1)若存在整数 $p, m-1 \geq p \geq n$,使得 $\Delta A_p < -\pi$,则有:

$$[0179] \quad A'_k = \begin{cases} A_k & k > p \\ A_k + 2\pi & k \leq p \end{cases}$$

[0180] 2)若存在整数 $p, m-1 \geq p \geq n$,使得 $\Delta A_p > \pi$,则有:

$$[0181] \quad A'_k = \begin{cases} A_k & k > p \\ A_k - 2\pi & k \leq p \end{cases}$$

[0182] 3)若不存在上面两种情形的整数 p ,则有:

$$[0183] \quad A'_k = A_k \quad m-1 \geq k \geq n$$

[0184] 以上得到的各 A'_k 已不再局限于在区间 $[0,2\pi)$ 内取值,但保持了随 k 变化的连续

性。 A'_k 和 A_k 仍对应于同一个物理方位,可用 A'_k 取代 A_k 作为方位角。

[0185] 步骤9:搜索引导数据的产生

[0186] 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{m,n}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,设对应虚拟目标上升到搜索仰角时的探测时刻、探测距离和探测方位角分别为 t_k, ρ_k 和 A'_k ,其中 A'_k 为连续化处理后的方位角。让 k 从 m 到 n 连续变化, t_k 随 k 严格单调上升,因此可以 t_k 为基点,利用基点上的已知参量 ρ_k ,采用三次自然样条内插构造探测距离 ρ 随探测时刻 t 变化的插值函数, A'_k 随 k 或严格单调上升,或严格单调下降,因此可以 A'_k 为基点,利用基点上的已知参量 t_k ,采用三次自然样条内插构造探测时刻 t 随探测方位角 A' 变化的插值函数,由此得到的各插值函数分别给出如下:

$$[0187] \quad \rho = \rho(t) \quad (9)$$

$$[0188] \quad t = t(A') \quad (10)$$

[0189] 真实目标上升到搜索仰角时的探测时间范围为闭区间 $[t_m, t_n]$,对应的方位角探测范围为闭区间 $[A'_m, A'_n]$,与方位角区间相对应,DLR系统沿搜索仰角进行搜索时,激光波束指向也存在一个变化区间,记为 $[\psi_m, \psi_n]$,其区间长度为:

$$[0190] \quad \Delta \psi = |\psi_m - \psi_n|$$

[0191] 目标在搜索仰角上的方位角探测区间长度为:

$$[0192] \quad \Delta A = |A'_m - A'_n|$$

[0193] 如图1所示,根据微分几何关系:

$$[0194] \quad d\psi = \cos h \, dA$$

$$[0195] \quad \int_{\psi_m}^{\psi_n} d\psi = \int_{A'_m}^{A'_n} \cos h \, dA$$

[0196] 可得到激光波束指向的变化区间长度为:

$$[0197] \quad \Delta \psi = \cos h \, \Delta A$$

[0198] 设激光波束的有效直径为 w ,将区间 $[\psi_m, \psi_n]$ 均匀划分为若干个子区间,确定划分后的子区间个数如下:

$$[0199] \quad N = \text{int} \left[\frac{\Delta \psi}{(1 - \delta)w} \right] + 1$$

[0200] 其中 δ 是一个无量纲的比例因子,在区间 $[0, 1)$ 内取值,按以上 N 划分的 $[\psi_m, \psi_n]$ 子区间长度不会超过激光波束的有效直径。考虑方位角区间和 $[\psi_1, \psi_2]$ 具有相同的划分方式,则方位角子区间长度为:

$$[0201] \quad \Delta A^* = \Delta A / N$$

[0202] 定义一个符号因子:

$$[0203] \quad \kappa = \begin{cases} 1 & A'_m < A'_n \\ -1 & A'_m > A'_n \end{cases}$$

[0204] 并设各方位角子区间依次为 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$, $v = 1, 2, \dots, N$,则各方位角子区间的两个端点值采用以下方式递推得到:

$$[0205] \quad \tilde{A}_1^* = A'_m$$

$$[0206] \quad \tilde{A}_{v+1}^* = \tilde{A}_v^* + \kappa \Delta A^*$$

[0207] 设 $[t_v^*, t_{v+1}^*]$ 为与方位角子区间 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$ 相对应的时间子区间,则它的两个端点值

由式(10)分别计算得到:

$$[0208] \quad t_v^* = t(\tilde{A}_v^*)$$

$$[0209] \quad t_{v+1}^* = t(\tilde{A}_{v+1}^*)$$

[0210] 方位角子区间 $[\tilde{A}_v^*, \tilde{A}_{v+1}^*]$ 的中心方位角由下式计算:

$$[0211] \quad \tilde{A}_{v+1/2}^* = (\tilde{A}_v^* + \tilde{A}_{v+1}^*)/2$$

[0212] 中心方位角对应的探测时刻由式(10)计算:

$$[0213] \quad t_{v+1/2}^* = t(\tilde{A}_{v+1/2}^*)$$

[0214] 中心方位角对应的探测距离由式(9)计算:

$$[0215] \quad \rho_{v+1/2}^* = \rho(t_{v+1/2}^*)$$

[0216] 中心方位角 $\tilde{A}_{v+1/2}^*$ 实则为连续化处理的结果,将其还原为通常的表示方法,设对应值为 $A_{v+1/2}^*$,则有:

$$[0217] \quad A_{v+1/2}^* = \begin{cases} \tilde{A}_{v+1/2}^* - 2\pi & \tilde{A}_{v+1/2}^* \geq 2\pi \\ \tilde{A}_{v+1/2}^* + 2\pi & \tilde{A}_{v+1/2}^* < 0 \\ \tilde{A}_{v+1/2}^* & 0 \leq \tilde{A}_{v+1/2}^* < 2\pi \end{cases}$$

[0218] 通过以上的处理过程,生成了一系列成组的搜索引导数据 $A_{v+1/2}^*$, t_v^* , t_{v+1}^* 和 $\rho_{v+1/2}^*$, $v=1, 2, \dots, N$, 每组引导数据对应于激光波束在搜索仰角上的一次驻留,其中 $A_{v+1/2}^*$ 为波束指向的方位角, t_v^* 和 t_{v+1}^* 分别为波束驻留的起止时刻, $\rho_{v+1/2}^*$ 为波束探测时设定的目标参考距离,用于对回波信号进行距离门滤波。各组引导数据从 $v=1$ 到 $v=N$ 顺序变化时,对应波束将按时间顺序在搜索仰角上的不同方位依次驻留,从而形成了DLR系统等仰角搜索的方式和过程,第一次波束驻留的起始时刻为 $t_1^* = t_m$,对于其余各次波束,本次波束驻留的起始时刻即为上次波束驻留的结束时刻,最后一次波束驻留的结束时刻为 $t_{N+1}^* = t_n$, $[t_m, t_n]$ 即为DLR系统在搜索仰角上的有效搜索时段。

[0219] 以上只是一般情况的处理过程,出于技术方案严谨性和完备性的考虑,还存在一个特例情况需要加以说明:

[0220] 特例:经过步骤5的处理,若视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{m, n}\}$ 中只有一条视轨迹,则以该条视轨迹上虚拟目标上升到搜索仰角时的探测时刻为中心时刻,对中心时刻分别减和加 $\Delta \tau/2$,作为波束驻留的起止时刻,共有一次波束驻留,波束指向的方位角以及波束探测时设定的目标参考距离分别取为该条视轨迹上虚拟目标的相应探测特征参量。

[0221] 步骤10:多搜索仰角的设置

[0222] 多仰角搜索是提高DLR系统目标探测成功率的有效手段,基于升段目标的运动特征,DLR系统实施多仰角搜索时,应从低仰角搜索到高仰角搜索逐步进行,同时各仰角上的有效搜索时段应互不相交,以避免不同搜索过程产生时间冲突,遵循以上的考虑原则,给出多搜索仰角的设置方法如下:

[0223] 1) 根据DLR系统的技术条件,在最小可搜索仰角 h_p 和最大可搜索仰角 h_p 之间选择一个起始搜索仰角 h^* ,通常有: $h^* \geq 15^\circ$,并预置一个常量 x , $x > 0$ 为DLR系统从一个搜索仰角切换到另一个搜索仰角所需要的调整时间,让 $k=1$, $h_k = h^*$, $\tilde{h} = h^*$;

[0224] 2) 采用步骤7中的相关计算得到DLR系统在仰角 \tilde{h} 上的有效搜索时段 $[\tilde{t}_b, \tilde{t}_e]$,并让 $h_n = \tilde{h}, h_x = h_q$;

[0225] 3) 让 $h = (h_n + h_x) / 2$,采用步骤7中的相关计算得到DLR系统在仰角 h 上的有效搜索时段 $[t_b, t_e]$,并计算 $\zeta = t_b - \tilde{t}_e - \chi$;

[0226] 4) 若 $|\zeta| < \varepsilon_t$,则让 $k = k + 1, h_k = h, \tilde{h} = h$,转2)继续计算,其中 ε_t 为一个给定的相对于 x 的小量;否则,进行下一步计算;

[0227] 5) 设 $\Delta h = h_q - h$,若 $\zeta < 0$ 并且 $\Delta h < \varepsilon_h$,则计算过程结束,其中 ε_h 为一个给定的小量;否则,进行下一步计算;

[0228] 6) 若 $\zeta < 0$,则让 $h_n = h$,转3)继续计算;否则,让 $h_x = h$,转3)继续计算。

[0229] 采用以上设置方法将得到一系列渐次递增的搜索仰角 $h_k, k \geq 1$,同时实现了搜索仰角有效设置数量的最大化,反复进行步骤7、步骤8和步骤9的处理,就能产生各仰角上的搜索引导数据,基于相应仰角上的搜索引导数据,DLR系统在起始仰角上开始搜索,可逐步切换到较高仰角上的搜索,一直到完成最高仰角上的搜索。

[0230] 步骤11:跟踪引导数据的生成

[0231] DLR系统在搜索过程中首次捕获和发现目标以后,可随时选择转入跟踪过程。设DLR系统在转跟踪之前已获取了若干组探测数据,其中的一组探测数据为 \hat{t} 和 $\hat{\rho}$, \hat{t} 为探测时刻, $\hat{\rho}$ 为对应的探测距离,该组探测数据系激光波束在某个搜索仰角上的某次驻留期间所获取,为了生成适用于DLR跟踪的高精度引导数据,需要对初始拟平均根数进行沿迹误差校正,利用该组探测数据由迭代计算可得到一个沿迹误差量 ϵ ,计算过程给出如下:

[0232] 1) 设定迭代初值 $\epsilon = 0$,并采用适当的大气校正模型计算对流层折射引起的测距延迟量 $\Delta \rho$;

[0233] 2) 计算 $\bar{\lambda}_\epsilon = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)\epsilon$,在分析摄动模型 \mathcal{M}_0 中,将式(6)右端的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_\epsilon$,其它各式保持不变,得到摄动模型 \mathcal{M}_ϵ ,基于模型 \mathcal{M}_ϵ ,考虑光行差效应,并由相应的坐标转换得到探测时刻 \hat{t} 对应的探测距离的计算值 ρ_c ,及其时间变化率 $\dot{\rho}_c$;

[0234] 3) 对沿迹误差量进行修正和更新: $\epsilon = \epsilon + (\hat{\rho} - \Delta \rho - \rho_c) / \dot{\rho}_c$,然后转2)重新计算,一直到更新前后两次的沿迹误差量满足一定的收敛精度,得到一个沿迹误差量。

[0235] 对于DLR系统转跟踪之前所获取的 L 组探测数据, $L \geq 1$,可基于其中的每组探测数据,采用以上的计算过程,产生一个沿迹误差量 ϵ ,最终确定的沿迹误差量为:

$$[0236] \quad \bar{\epsilon} = \Sigma \epsilon / L$$

[0237] 利用误差量 $\bar{\epsilon}$ 对初始拟平均根数进行沿迹误差校正,并基于校正后的初始拟平均根数产生跟踪引导数据,具体方法为:计算 $\bar{\lambda}_{\bar{\epsilon}} = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)\bar{\epsilon}$,在分析摄动模型 \mathcal{M}_0 中,将式(6)右端的 $\bar{\lambda}_0$ 替换为 $\bar{\lambda}_{\bar{\epsilon}}$,其它各式保持不变,得到摄动模型 $\mathcal{M}_{\bar{\epsilon}}$,基于模型 $\mathcal{M}_{\bar{\epsilon}}$,并考虑光行差影响和大气折射效应,计算得到与一系列探测时刻相对应的探测方位角、探测仰角和探测距离,其中探测方位角和探测仰角用于确定DLR系统的跟踪指向,探测距离用于对DLR系统的跟踪回波信号进行距离门滤波。

[0238] 本发明始终贯彻了对沿迹误差的处理:通过对沿迹误差的离散化处理,形成了DLR系统的等仰角搜索过程;通过搜索过程中DLR系统对目标的捕获和发现,以系统获取的探测数据作为后验信息,实时确定了沿迹误差;通过对理论轨道根数进行沿迹误差校正,生成了

高精度的跟踪引导数据。

[0239] 实施例二

[0240] 本实施例选择AJISAI (NASA编目号16908) 作为实验目标, 该目标轨道高度1400公里, 为一颗激光标校星, 它的高精密CPF星历可用作实验比对标准, 实验选取国内某地作为一个假想的DLR站点, 并假定DLR系统的有效波束直径为20角秒, 当目标进入DLR有效波束时, 波束指向与目标方向的夹角应小于10角秒, 实验基于国内某精密跟踪雷达的探测数据产生了目标相对于J2000地心惯性系的一组轨道参数 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q, \epsilon_a$, 见表1:

[0241] 表1AJISAI相对于J2000地心惯性系的一组轨道参数

[0242]	t_q (北京时)		2021-02-25 07:50:56.091			
[0243]	\vec{r}_q (m)	x_q	1059237.065	$\dot{\vec{r}}_q$ (m/s)	\dot{x}_q	-6942.578
		y_q	4948397.066		\dot{y}_q	1557.054
		z_q	6023858.754		\dot{z}_q	-55.253
	ϵ_a (m ² /kg)		0.00010			

[0244] 实验基于该组轨道参数和所设定的DLR系统探测约束条件(最大探测距离5000公里、最小探测仰角5°), 并由高精密摄动计算确定了目标的某个过境时段, 该过境时段为从目标轨道参数历元时刻起算19天之后的一个过境时段, 在该过境时段内进行目标的搜索、捕获和跟踪实验。

[0245] 1) 首先计算本次过境的中间时刻 T_0 , 并基于目标轨道参数 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q, \epsilon_a$, 采用数值方法和高精密力学模型进行摄动外推, 由 t_q 时刻外推到 T_0 时刻, 得到 T_0 时刻目标相对于J2000地心惯性系的位置和速度矢量 \vec{r}_0 和 $\dot{\vec{r}}_0$, 进一步将 \vec{r}_0 和 $\dot{\vec{r}}_0$ 转换为目标 T_0 时刻的初始拟平均根数, 见表2:

[0246] 表2AJISAI过境中间时刻的初始拟平均根数

[0247]	T_0 (北京时)		2021-03-16 10:15:25.450	
	\bar{a}_0 (m)	7866388.521	\bar{i}_0	50°.0079
	$\bar{\Omega}_0$	288°.1634	$\bar{\xi}_0$	0.0010384276
	$\bar{\eta}_0$	-0.0002674244	$\bar{\lambda}_0$	32°.2032

[0248] 基于该组初始拟平均根数, 由式(1)~式(6)就确定了一个描述目标本次过境期间理论轨道运动的分析摄动模型 \mathcal{M}_0 。

[0249] 2) 首先由DLR系统的大地坐标计算得到测站的地心距和地心经纬度, 然后基于分析摄动模型 \mathcal{M}_0 , 分两步计算, 第一步由 T_0 计算得到近似近站点时刻 t_0^* , 第二步由 t_0^* 迭代计算得到精确近站点时刻 \tilde{t}_0 , 此精确近站点时刻即为目标本次过境期间的理论近站点时刻。

[0250] 3) 估计初始拟平均根数的最大沿迹误差绝对值 τ 为3秒, 并取 ϵ 为0.5秒, 由此得到 $\Delta \tau$ 为0.5秒, 计算得到 $l=7$, 据此分别计算:

$$[0251] \quad \bar{\lambda}_k = \bar{\lambda}_0 + (\bar{n}_0 + \lambda_1)k\Delta\tau \quad k = 7, 6, \dots, 0, \dots, -6, -7$$

[0252] 在分析摄动模型 \mathcal{M}_0 中依次用 $\bar{\lambda}_k$ 取代 $\bar{\lambda}_0$,就得到了一系列摄动模型 \mathcal{M}_k ,每个模型 \mathcal{M}_k 描述了一个虚拟目标运动,各虚拟目标在本次过境期间的视运动轨迹组成了视轨迹簇 $\{\Gamma_k|_{7,-7}\}$ 。

[0253] 4) 首先计算视轨迹簇 $\{\Gamma_k|_{7,-7}\}$ 中各条视轨迹的近站点时刻,继而得到各条视轨迹的近站点距离和仰角,对各条视轨迹的近站点可见性进行确认,未发现不可探测的视轨迹,去除所有不可探测的视轨迹,余下的各条视轨迹组成的视轨迹簇仍为 $\{\Gamma_k|_{7,-7}\}$ 。

[0254] 5) 限定降段目标的可探测时长不得小于10秒,对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k|_{7,-7}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,基于模型 \mathcal{M}_k ,从其近站点时刻 \bar{t}_k 向后沿降段以10秒的步长进行搜索计算,只计算一步,得到相应步点上的目标距离和仰角,并与DLR系统的探测约束条件进行匹配,若匹配不成功,则从视轨迹簇中去除该条视轨迹,否则保留该条视轨迹,对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k|_{7,-7}\}$ 中的其它各条视轨迹重复以上的处理过程,最终余下的各条视轨迹组成的视轨迹簇仍为 $\{\Gamma_k|_{7,-7}\}$ 。

[0255] 6) 对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k|_{7,-7}\}$ 中的一条视轨迹 Γ_k ,其最大可探测仰角即为其近站点仰角,其最小可探测仰角由两分法在其升段中搜索得到,搜索计算时设定两分法初始步长为30秒,收敛精度为 10^{-3} 秒,对于视轨迹簇 $\{\Gamma_k|_{7,-7}\}$ 中的其它各条视轨迹重复以上的处理过程,最终得到所有视轨迹的最大可探测仰角和最小可探测仰角。在所有视轨迹的最小可探测仰角中取最大值 h_p ,以及在所有视轨迹的最大可探测仰角中取最小值 h_q ,得到:

$$[0256] \quad h_p = 5^\circ.5000 \quad h_q = 79^\circ.9082$$

[0257] 闭区间 $[h_p, h_q]$ 即为适合DLR系统进行等仰角搜索的仰角范围。

[0258] 7) 在 $[h_p, h_q]$ 中选择起始搜索仰角 $h^* = 15^\circ$,设 $x = 10$ 秒, $\varepsilon_t = 0.1$ 秒, $\varepsilon_h = 2^\circ$,处理过程中采用实施例一步骤7中的相关方法计算仰角 h 上的有效搜索时段 $[\bar{t}_b, \bar{t}_e]$ 和仰角 h 上的有效搜索时段 $[t_b, t_e]$,最终得到有效搜索时段互不相交的26个搜索仰角,基于已得到的一个搜索仰角,依次进行实施例一步骤7、步骤8和步骤9的处理,产生该搜索仰角上的搜索引导数据,基于已得到的其它各搜索仰角,重复以上的处理过程,最终产生了所有26个搜索仰角上的搜索引导数据,以上处理过程中,采用实施例一步骤7计算时,其中的两分法初始步长设定为30秒、收敛精度设定为 10^{-4} 度,探测特征参量中所含有的大气折射效应由Hopfield模型按90%的比例给出;采用实施例一步骤9计算时,其中的比例因子 δ 取值0.1。

[0259] 图3从左到右按时间顺序依次展示了由低至高的各搜索仰角及其对应的有效搜索时段,如图3所示,其中的一个搜索仰角为45.5797度,对应的有效搜索时段自2021年3月16日10时12分6.893秒开始,至2021年3月16日10时12分14.164秒结束,该仰角上共产生了19组搜索引导数据,让DLR系统基于各组搜索引导数据按时间顺序依次进行波束驻留,形成等仰角搜索过程。

[0260] 对于目标本次过境期间的任一探测时刻,可结合目标CPF星历内插和光行差计算产生该时刻的目标点位,考虑DLR系统对该目标点位进行探测时的大气折射效应,并采用Hopfield模型计算折射值,得到与该目标点位相对应的一个探测点位,称之为该时刻的目标标准点位。对于以上等仰角搜索过程中的任一探测时刻,定义该时刻目标搜索指向偏差为该时刻DLR系统驻留波束指向与同一时刻目标标准点位方向的夹角,定义该时刻目标搜索距离偏差为该时刻DLR系统驻留波束设定的目标参考距离与同一时刻目标标准点位斜距

之差的绝对值,DLR系统在以上等仰角搜索过程中对目标的捕获情况可由不同探测时刻的目标搜索指向偏差进行判断。图4a和图4b为双Y轴坐标图,分别展示了以上等仰角搜索过程中目标搜索指向偏差和目标搜索距离偏差随时间的变化情况,其中图4a展示了整个搜索过程中搜索指向偏差和搜索距离偏差随时间的变化曲线,由图4a可知,目标于搜索过程中的某个极短时段进入了DLR系统的驻留波束,且该时段内的搜索距离偏差也很小,表明DLR系统在搜索过程中能够捕获到目标,且DLR系统捕获目标以后,可以较为精准的距离门滤波大幅提升目标的检测和发现概率,为了进一步展示DLR系统捕获目标的细部特征,对图4a阴影方块内的指向偏差曲线及其相应的距离偏差曲线进行局部放大,如图4b所示,由图4b可知,目标进入DLR驻留波束的累计时间约为32毫秒,期间目标搜索指向偏差最小可达3.284角秒,同一时刻的搜索距离偏差为74.041米。

[0261] 8) DLR系统在以上等仰角搜索过程中捕获目标以后,假定获取了一组探测数据 \hat{t} 和 $\hat{\rho}$,其中 \hat{t} 为探测时刻,对应于北京时2021年3月16日10时12分10.832秒, $\hat{\rho}$ 为探测距离, $\hat{\rho} = 1910478.253$ 米,由探测时刻的目标标准点位得到,该组探测数据系DLR系统按时间顺序的第11次驻留波束探测获取,基于该组探测数据确定沿迹误差(计算涉及的测距延迟量由Hopfield模型按90%的比例给出),得到一个沿迹误差量 $\epsilon = -323.742$ 毫秒,仅利用以上一组探测数据产生的误差量 ϵ 对目标初始拟平均根数进行沿迹误差校正,基于校正后的初始拟平均根数产生目标本次过境时段内 \hat{t} 时刻之后的跟踪引导数据,为与一系列探测时刻相对应的探测方位角、探测仰角和探测距离,其中探测方位角和探测仰角用于确定DLR系统的跟踪指向,探测距离用于对DLR系统的跟踪回波信号进行距离门滤波,以上跟踪引导数据中含有的大气折射效应由Hopfield模型按90%的比例给出,对于以上跟踪过程中的任一探测时刻,定义该时刻目标跟踪指向偏差为该时刻DLR系统的跟踪指向与同一时刻目标标准点位方向的夹角,定义该时刻目标跟踪距离偏差为该时刻的探测距离与同一时刻目标标准点位斜距之差的绝对值,DLR系统在以上跟踪过程中对目标的捕获情况可由各探测时刻的目标跟踪指向偏差进行判断。图5为双Y轴坐标图,分别展示了以上跟踪过程中目标跟踪指向偏差和目标跟踪距离偏差随时间的变化曲线,由图5可知,整个跟踪过程中的绝大部分时段,目标跟踪指向偏差均小于10角秒,仅在跟踪过程开头的一个较小时段内,跟踪指向偏差略微超过10角秒,且整个跟踪过程中跟踪距离偏差不超过30米,表明DLR系统在整个跟踪过程中基本能够保持对目标的捕获,并可以非常精准的距离门滤波极大提升目标的检测和发现概率。

[0262] 实验基于轨道参数 $t_q, \dot{r}_q, \dot{r}_q, \epsilon_a$ 和高精密摄动计算模型,并考虑光行差影响和大气折射效应(由Hopfield模型按90%的比例给出),产生本次过境时段内的点位预报数据,为与一系列探测时刻相对应的探测方位角、探测仰角和探测距离,对于以上任一探测时刻,称该时刻的目标跟踪指向偏差为同一时刻的目标预报指向偏差,称该时刻的目标跟踪距离偏差为同一时刻的目标预报距离偏差,DLR系统在以上点位预报引导下对目标的捕获情况可由各探测时刻的目标预报指向偏差进行判断。图6为双Y轴坐标图,分别展示了本次过境时段内目标预报指向偏差和预报距离偏差随时间的变化曲线,由图6可知,整个过境时段内目标预报指向偏差均大于10角秒,绝大部分时段内目标预报指向偏差达到数10角秒,目标预报距离偏差在绝大部分时段内超过了100米,且在预报距离偏差小于100米的时段内,目标

预报指向偏差均超过了40角秒,表明DLR探测直接基于点位预报的引导很难捕获和发现目标,从而充分体现了本发明技术的先进性。

[0263] 实施例三

[0264] 本实施例选择SWARM B(NASA编目号39451)作为实验目标,该目标轨道高度490公里,为一颗激光标校星,实验基于国内某精密跟踪雷达的探测数据产生了目标相对于J2000地心惯性系的一组轨道参数 $t_q, \vec{r}_q, \dot{\vec{r}}_q, \epsilon_a$,见表3:

[0265] 表3SWARM B相对于J2000地心惯性系的一组轨道参数

t_q (北京时)		2021-02-28 10:35:25.752				
[0266]	\vec{r}_q (m)	x_q	-176610.508	$\dot{\vec{r}}_q$ (m/s)	\dot{x}_q	-6988.727
		y_q	223433.934		\dot{y}_q	-2974.227
		z_q	-6881097.319		\dot{z}_q	83.572
ϵ_a (m ² /kg)		0.00027282				

[0267] 实验基于该组轨道参数和所设定的DLR系统探测约束条件,由高精度摄动计算确定了目标的某个过境时段,该过境时段为从目标轨道参数历元时刻起算14天之后的一个过境时段,在该过境时段内进行目标的搜索、捕获和跟踪实验。

[0268] 1) 计算并转换得到目标本次过境中间时刻的初始拟平均根数,见表4:

[0269] 表4SWARM B过境中间时刻的初始拟平均根数

T_0 (北京时)		2021-03-14 14:56:08.900		
[0270]	\bar{a}_0 (m)	6875051.448	\bar{i}_0	87°.7608
	$\bar{\Omega}_0$	198°.7996	$\bar{\xi}_0$	-0.0000120676
	$\bar{\eta}_0$	-0.0012949970	$\bar{\lambda}_0$	153°.2184

[0271] 2) 计算得到目标本次过境期间的理论近站点时刻。

[0272] 3) 估计初始拟平均根数的最大沿迹误差绝对值 τ 为30秒,由此得到 $\Delta \tau$ 为0.5秒,计算得到 $l=61$,据此产生视轨迹簇 $\{\Gamma_k |_{61,-61}\}$ 。

[0273] 4) 去除所有不可探测的视轨迹后,余下的各条视轨迹组成的视轨迹簇仍为 $\{\Gamma_k |_{61,-61}\}$ 。

[0274] 5) 去除所有可探测弧长不符合要求的视轨迹,余下的各条视轨迹组成的视轨迹簇仍为 $\{\Gamma_k |_{61,-61}\}$ 。

[0275] 6) 确定适合DLR系统等仰角搜索的仰角范围 $[h_p, h_q]$,其中:

[0276] $h_p=5°.5001$ $h_q=81°.0686$

[0277] 7) 借助实施例一步骤7、步骤8和步骤9的处理方法,共得到有效搜索时段互不相交的3个搜索仰角,并产生了各个搜索仰角上的搜索引导数据。

[0278] 图7从左到右按时间顺序依次展示了由低至高的各搜索仰角及其对应的有效搜索时段,如图7所示,其中的一个搜索仰角为28.0976度,对应的有效搜索时段自2021年3月14日14时54分8.681秒开始,至2021年3月14日14时55分8.378秒结束,该仰角上共产生了307

组搜索引导数据,让DLR系统基于各组搜索引导数据按时间顺序依次进行波束驻留,形成等仰角搜索过程。

[0279] 图8a和图8b为双Y轴坐标图,分别展示了以上等仰角搜索过程中目标搜索指向偏差和目标搜索距离偏差随时间的变化情况,其中图8a展示了整个搜索过程中搜索指向偏差和搜索距离偏差随时间的变化曲线,由图8a可知,目标于搜索过程中的某个极短时段进入了DLR系统的驻留波束,且该时段内的搜索距离偏差也很小,表明DLR系统在搜索过程中能够捕获到目标,且DLR系统捕获目标以后,可以较为精准的距离门滤波大幅提升目标的检测和发现概率,为了进一步展示DLR系统捕获目标的细部特征,对图8a阴影方块内的指向偏差曲线及其相应的距离偏差曲线进行局部放大,如图8b所示,由图8b可知,目标进入DLR驻留波束的累计时间约为20毫秒,期间目标搜索指向偏差最小可达4.801角秒,同一时刻的搜索距离偏差为83.330米。

[0280] 8) DLR系统在以上等仰角搜索过程中捕获目标以后,假定获取了一组探测数据 \hat{t} 和 $\hat{\rho}$,其中 \hat{t} 为探测时刻,对应于北京时2021年3月14日14时54分18.219秒, $\hat{\rho}$ 为探测距离, $\hat{\rho} = 955312.332$ 米,该组探测数据系DLR系统按时间顺序的第50次驻留波束探测获取,基于该组探测数据确定沿迹误差,得到一个沿迹误差量 $\epsilon = 20385.021$ 毫秒,仅利用以上一组探测数据产生的误差量 ϵ 对目标初始拟平均根数进行沿迹误差校正,基于校正后的初始拟平均根数产生目标本次过境时段内 \hat{t} 时刻之后的跟踪引导数据。

[0281] 图9为双Y轴坐标图,分别展示了以上跟踪过程中目标跟踪指向偏差和目标跟踪距离偏差随时间的变化曲线,由图9可知,整个跟踪过程中的绝大部分时段,目标跟踪指向偏差均小于10角秒,仅在跟踪过程开头的一个较小时段内,跟踪指向偏差略微超过10角秒,且整个跟踪过程中目标跟踪距离偏差不超过30米,表明DLR系统在整个跟踪过程中基本能够保持对目标的捕获,并可以非常精准的距离门滤波极大提升目标的检测和发现概率。

[0282] 图10为双Y轴坐标图,分别展示了本次过境时段内目标预报指向偏差和预报距离偏差随时间的变化曲线,由图10可知,整个过境时段内目标预报指向偏差均大于1000角秒,目标预报距离偏差在绝大部分时段内超过了5000米,且在预报距离偏差小于5000米的时段内,目标预报指向偏差均超过了12000角秒,表明DLR探测直接基于点位预报的引导不可能捕获和发现目标,从而充分体现了本发明技术的先进性。

[0283] 实施例四

[0284] 本实施例提出了一种计算机可读存储介质,存储有计算机程序,所述计算机程序使计算机执行如实施例一所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法。

[0285] 实施例五

[0286] 本实施例提出了一种电子设备,包括:存储器、处理器及存储在存储器上并可在处理器上运行的计算机程序,所述处理器执行计算机程序时,实现如实施例一所述的空间碎片全时域激光探测的目标捕获和跟踪方法。

[0287] 在本申请所公开的实施例中,计算机存储介质可以是有形的介质,其可以包含或存储以供指令执行系统、装置或设备使用或与指令执行系统、装置或设备结合使用的程序。计算机存储介质可以包括但不限于电子的、磁性的、光学的、电磁的、红外的、或半导体系统、装置或设备,或者上述内容的任何合适组合。计算机存储介质的更具体示例会包括基于一个或多个线的电气连接、便携式计算机盘、硬盘、随机存取存储器(RAM)、只读存储器

(ROM)、可擦除可编程只读存储器 (EPROM或快闪存储器)、光纤、便捷式紧凑盘只读存储器 (CD-ROM)、光学储存设备、磁储存设备、或上述内容的任何合适组合。

[0288] 本领域普通技术人员可以意识到,结合本申请所公开的实施例描述的各示例的单元及算法步骤,能够以电子硬件或者计算机软件和电子硬件的结合来实现。这些功能究竟以硬件还是软件方式来执行,取决于技术方案的特定应用和设计约束条件。专业技术人员可以对每个特定的应用来使用不同方法来实现所描述的功能,但是这种实现不应认为超出本申请的范围。

[0289] 以上仅是本发明的优选实施方式,本发明的保护范围并不仅局限于上述实施例,凡属于本发明思路下的技术方案均属于本发明的保护范围。应当指出,对于本技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明原理前提下的若干改进和润饰,应视为本发明的保护范围。

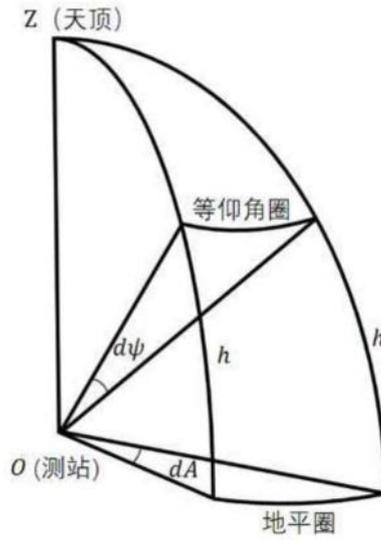


图1

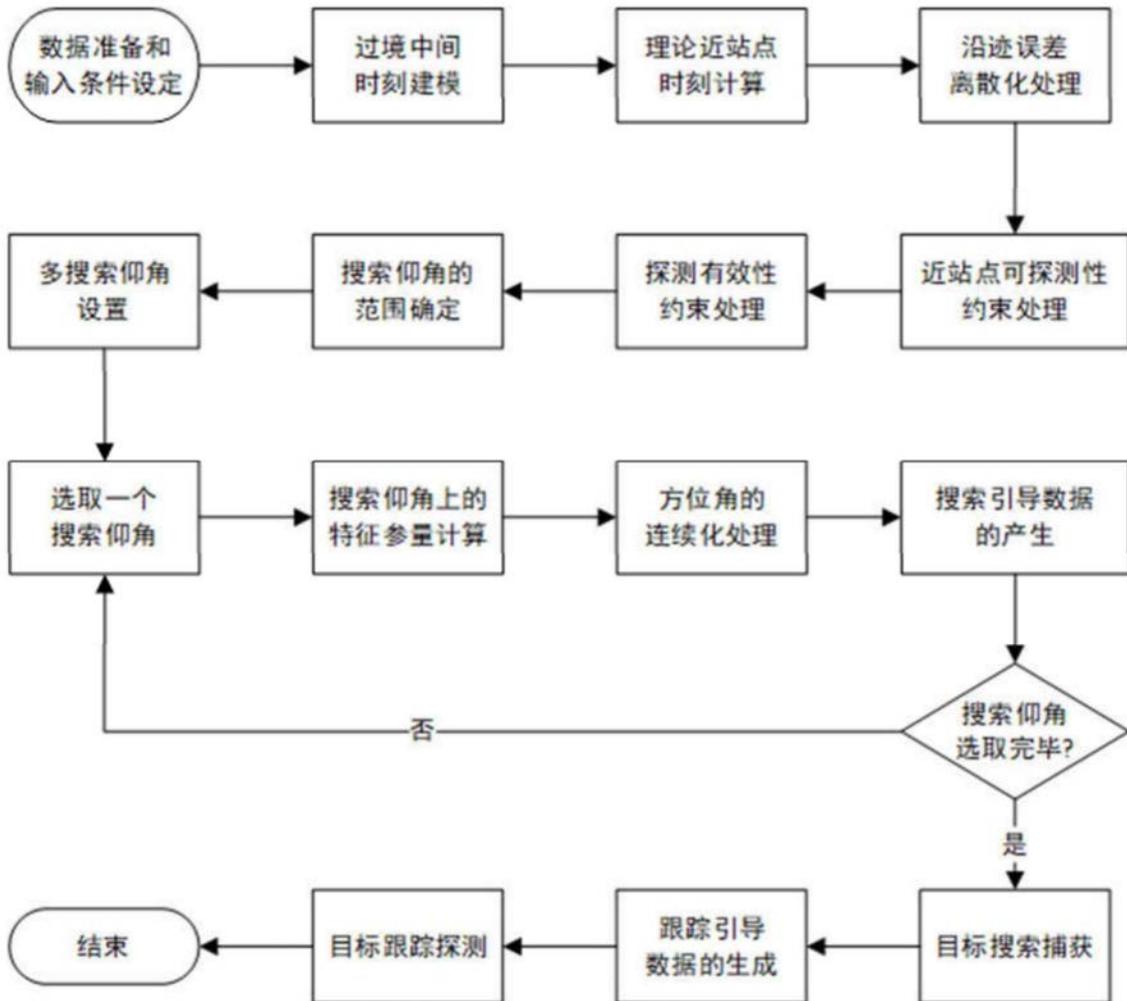


图2

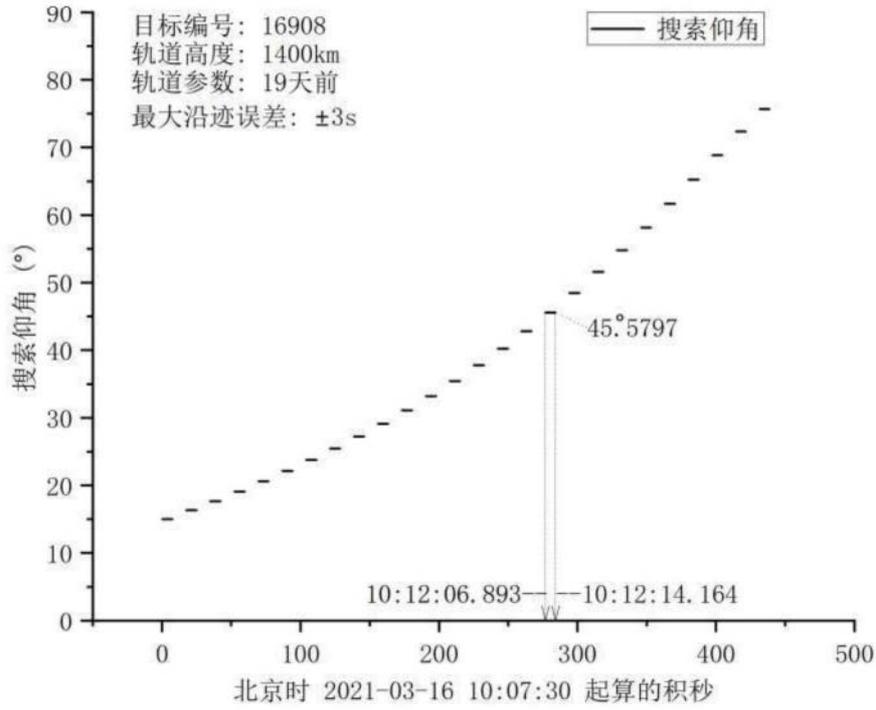


图3

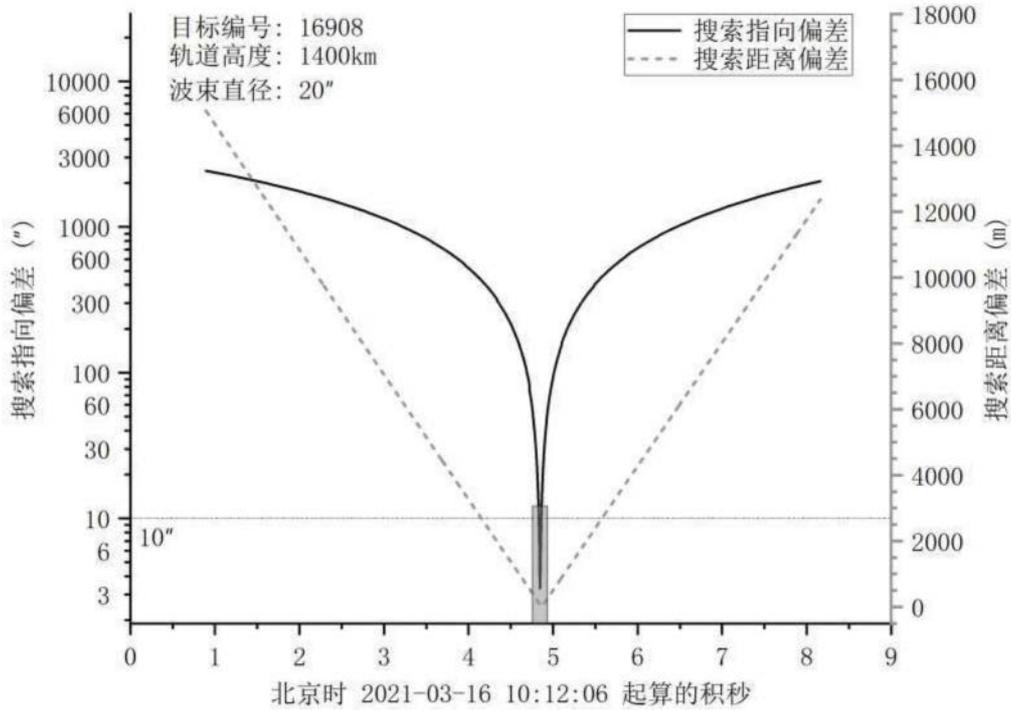


图4a

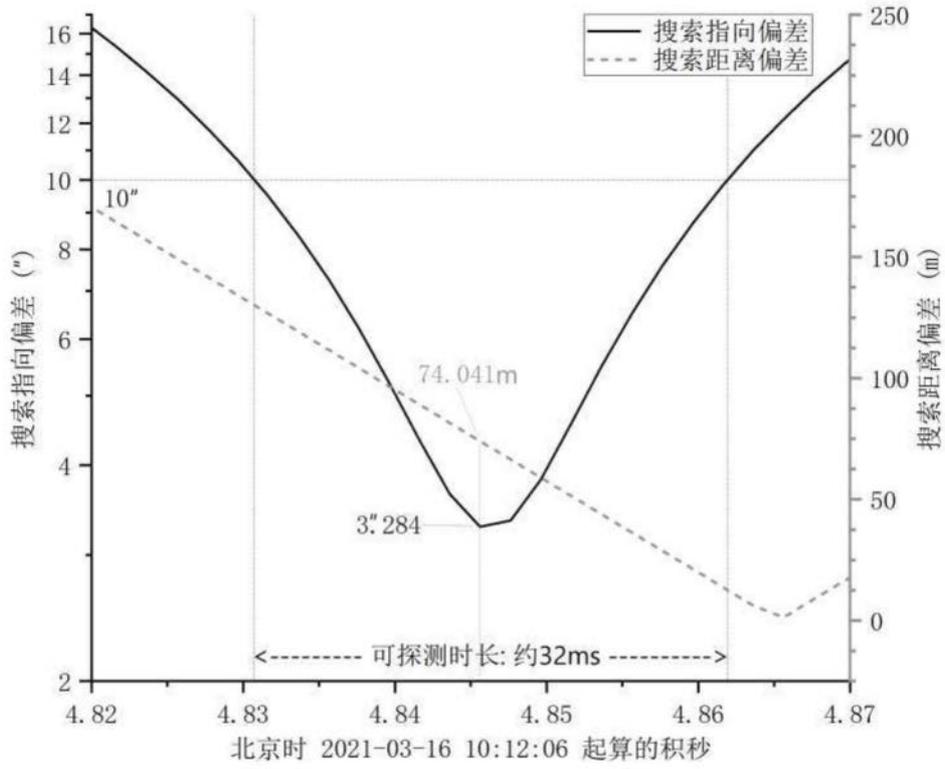


图4b

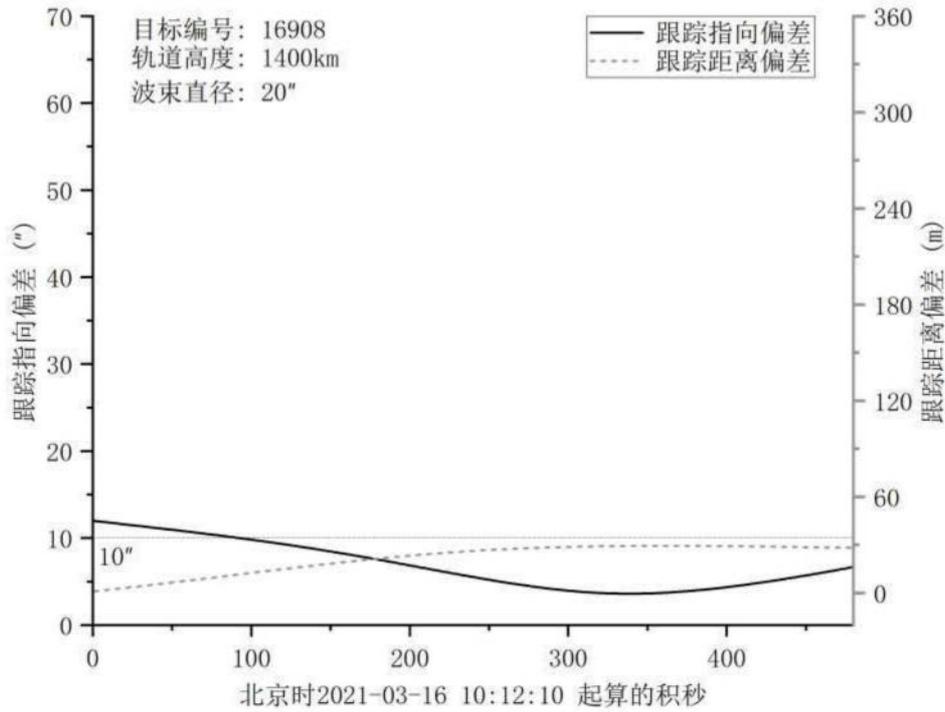


图5

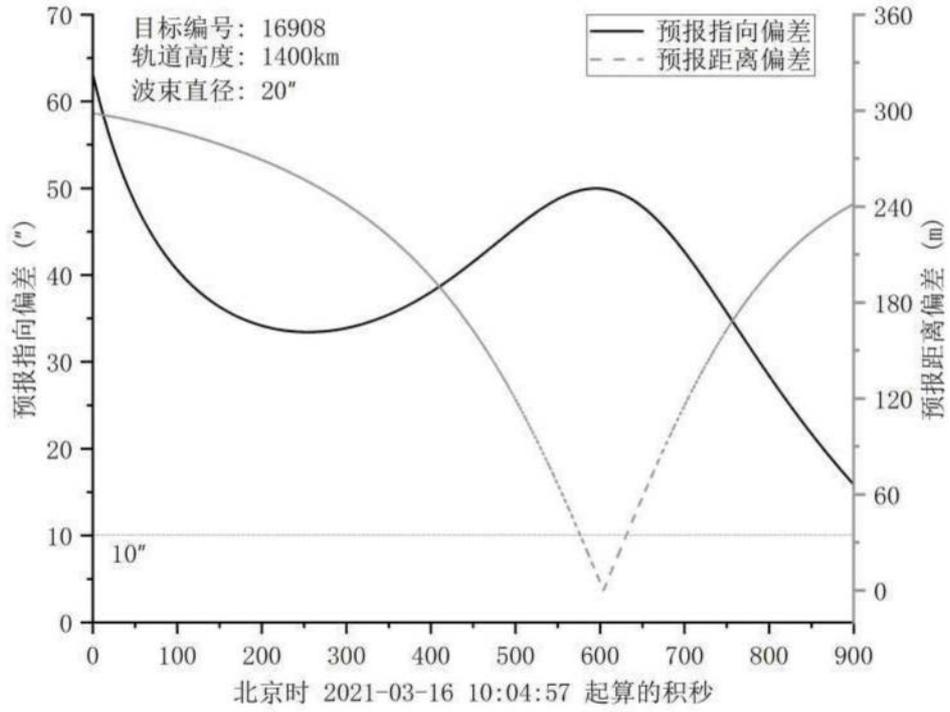


图6

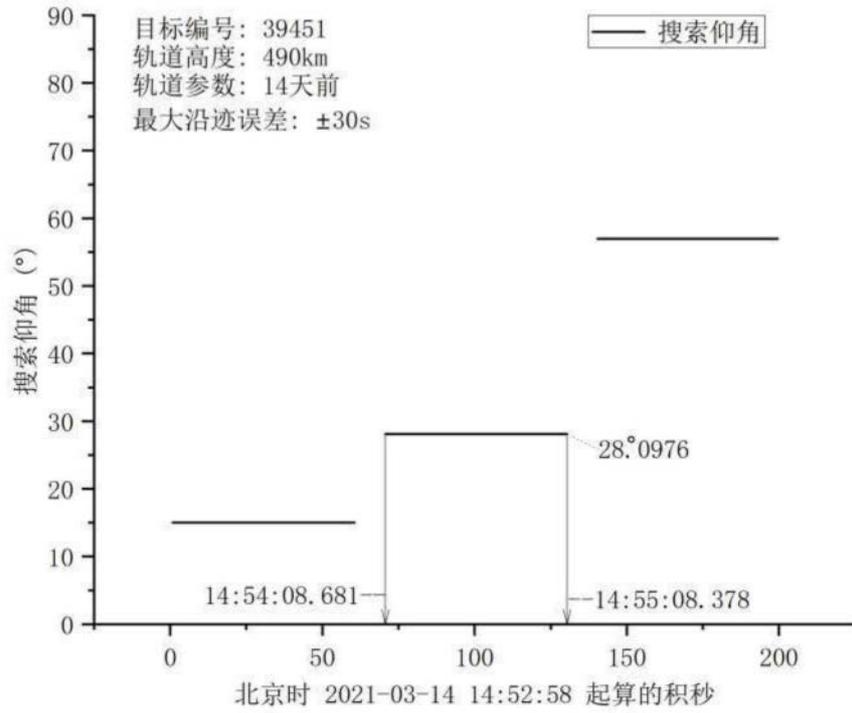


图7

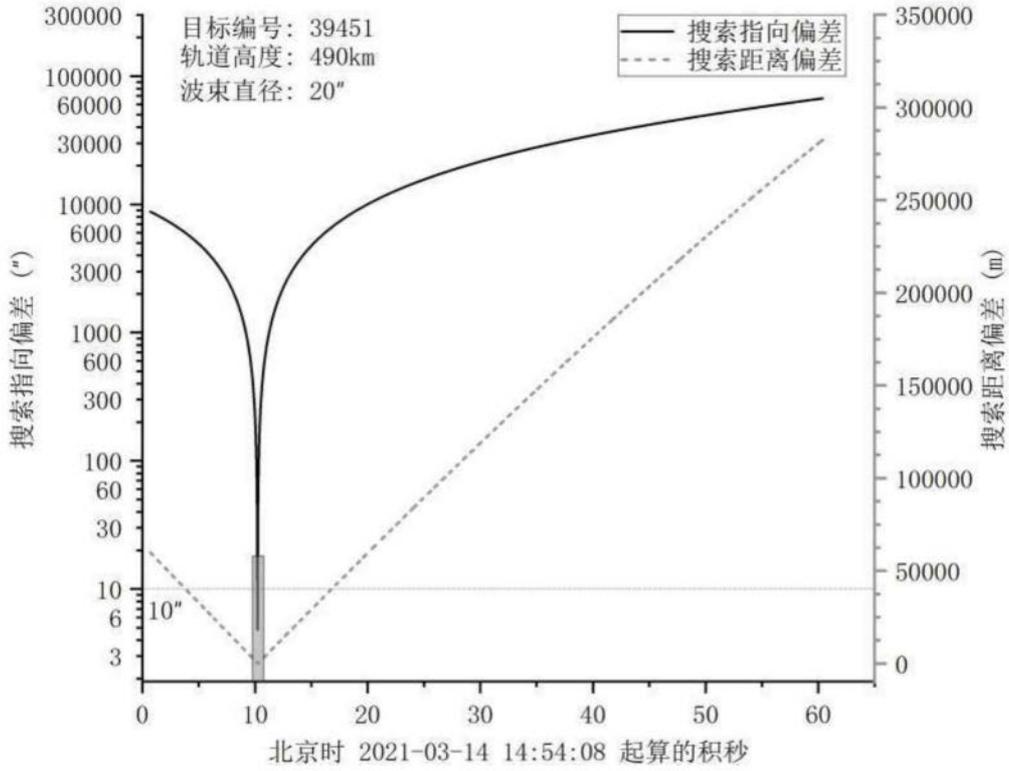


图8a

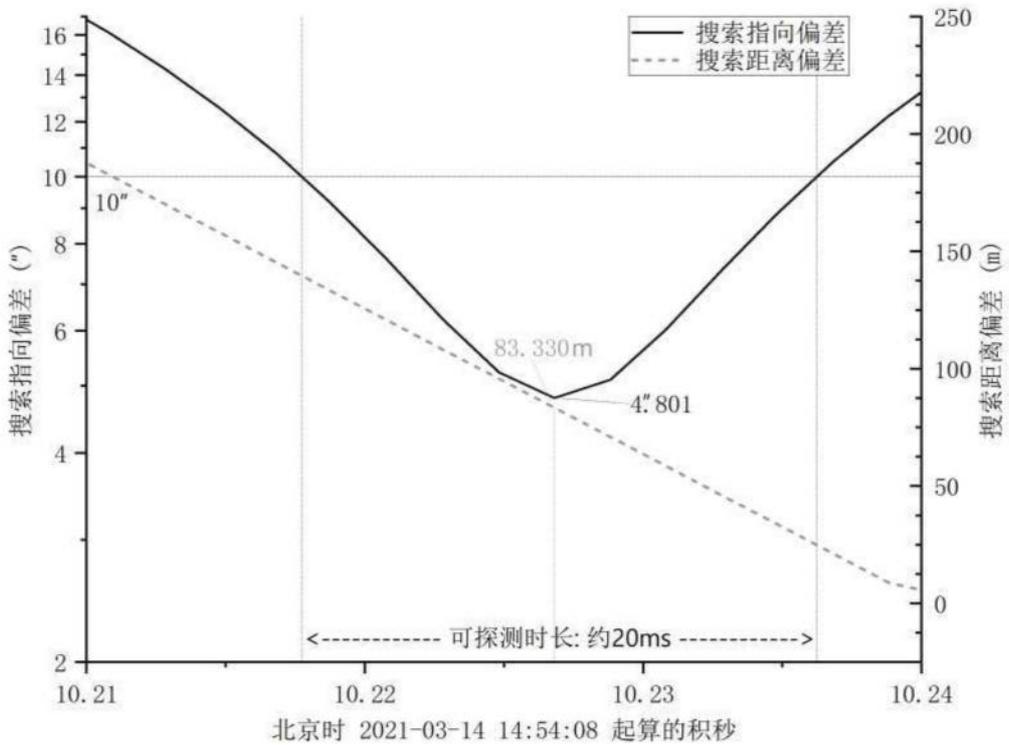


图8b

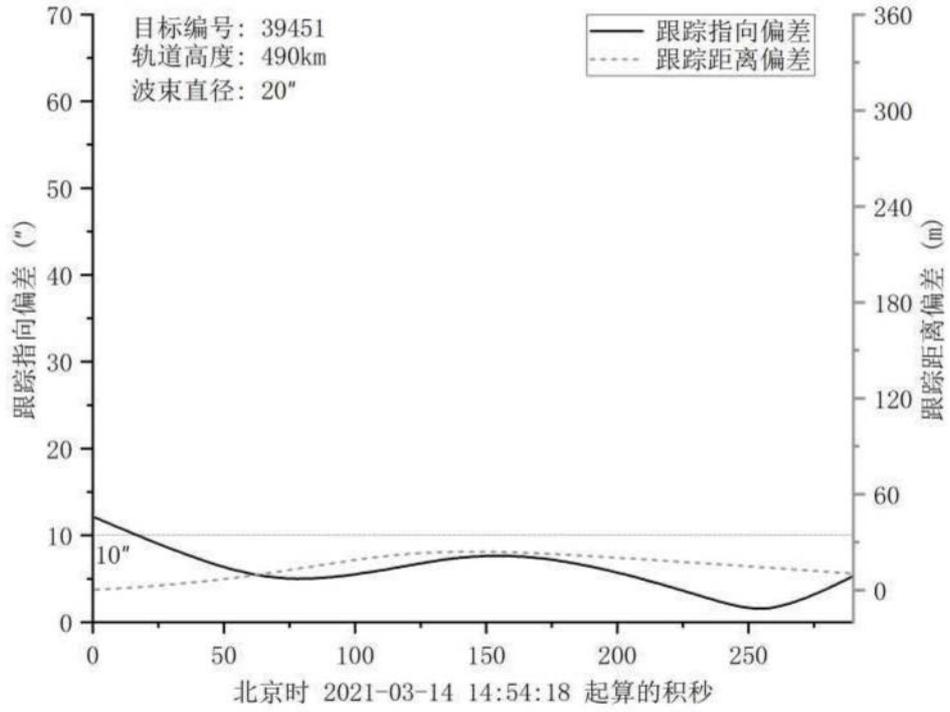


图9

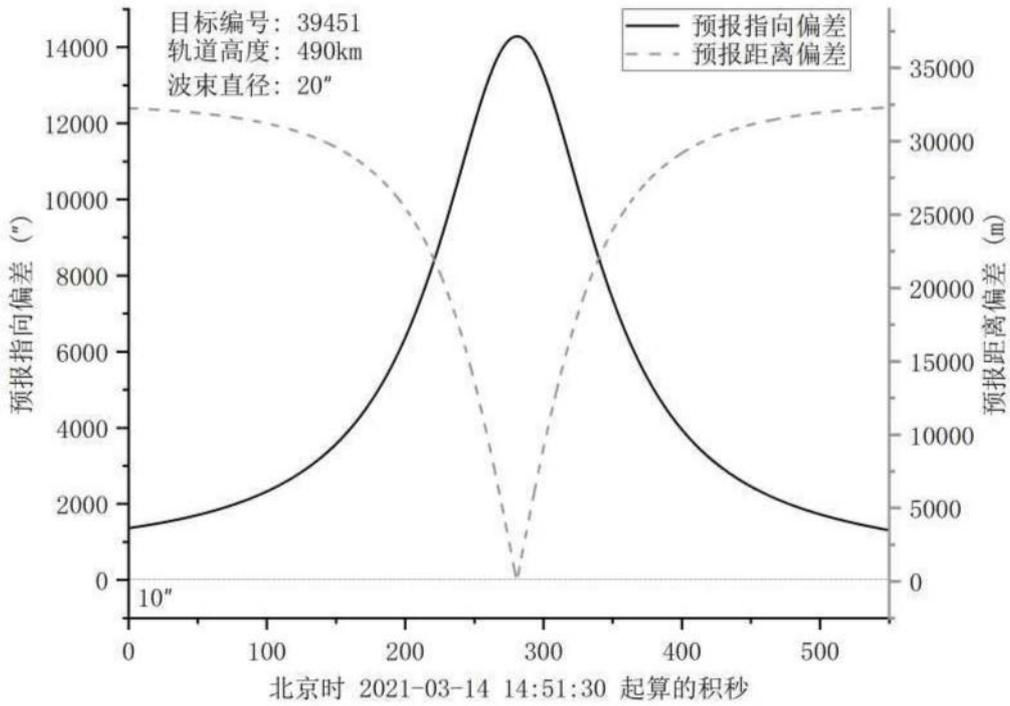


图10