

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.06.006

基于相对距离估计的空间非合作目标跟踪方法

贾森浩, 曲伟智, 李立斌, 方 慧, 毛晓楠, 孙少勇

(上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

摘要: 在采用光学手段的天基目标远距离跟踪过程中, 由于仅有测角信息, 存在目标跟踪精度随时间累积下降或目标丢失问题。针对该问题提出一种基于相对距离估计的静止轨道空间非合作目标跟踪方法。首先, 以主航天器坐标系为参考, 构建非合作目标的相对运动模型, 基于 Clohessy-Wiltshire (C-W) 方程建立跟踪方程; 然后, 以相对距离作为单位量进行归一化处理, 将难以观测的相对距离转化为速度与距离之比, 并利用空间目标的坐标估计径向分量, 从而得到空间非合作目标的相对运动轨迹。最后, 对算法进行仿真验证, 以空间目标的实际运动轨迹和预测轨迹的偏差角度为指标考核算法性能。仿真结果表明, 在实际工程应用中, 该跟踪算法可获得较高精度的运动轨迹, 同时便于工程实现。

关键词: 非合作目标; 空间目标; 仅测角; 径向分量估计; 目标跟踪

中图分类号: V448.23

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)06-0997-07

A Non-cooperative Space Target Tracking Method Based on Relative Distance Estimation

JIA Senhao, QU Weizhi, LI Libin, FANG Hui, MAO Xiaonan, SUN Shaoyong

(Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to solve the problem that the tracking accuracy is reduced or even the target is lost due to the deviation of angles-only measurement information during the tracking process, a method is proposed for space non-cooperative target tracking based on relative distance estimation in geostationary orbit. First, the main spacecraft coordinate system is taken as a reference, and the relative motion model of space non-cooperative target is established. Second, the tracking equation is established based on Clohessy-Wiltshire (C-W) equation. Third, the relative distance is normalized as the unit quantity, and the difficult-to-observe relative distance is converted into the ratio of speed to distance. And the coordinates of the space target are used to estimate the radial component. Thereby, the relative motion trajectory of the space non-cooperative target can be obtained. Finally, the algorithm is simulated and verified, and the deviation angle between the actual motion trajectory and the predicted motion trajectory of the space target is used as the result. The simulation results show that, compared with the traditional algorithm, the tracking algorithm can obtain a higher-precision motion trajectory and has better robustness. The algorithm can be easily implemented in engineering.

Key words: non-cooperative target; space target; angles-only; radial component estimation; target tracing

地球静止轨道 (Geostationary earth orbit, GEO) 因其相对地球同步的特点^[1], 可长期对地球上的固定区域进行观测。因此, 地球静止轨道是空间资源利用的重要平台, 在该轨道上的通信、导航、

基金项目: 国家自然科学基金 (62305206); 上海市 2022 年度“创新行动计划”启明星项目培育 (22YF1417000)。

收稿日期: 2022-06-29; **修订日期:** 2023-02-19

通信作者: 孙少勇, 男, 研究员, E-mail: sunshaoyong@aliyun.com。

引用格式: 贾森浩, 曲伟智, 李立斌, 等. 基于相对距离估计的空间非合作目标跟踪方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(6): 997-1003. JIA Senhao, QU Weizhi, LI Libin, et al. A non-cooperative space target tracking method based on relative distance estimation[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(6): 997-1003.

预警、气象等卫星是国家重要的太空资产。但同时,随着人类航天活动日趋频繁,GEO轨道上火箭碎片、报废卫星、解体后产生的碎片等空间非合作目标却以指数级增长,严重威胁着现役高价值卫星的安全^[2]。

对此类非合作目标的早期发现与跟踪,并对其空间轨迹进行预测,可对潜在的碰撞风险进行告警,为卫星规避提供有效的测量信息。但由于空间非合作目标往往具有无标识、无应答、几何特征未知等特点^[3],使得跟踪过程存在难度。因此,对空间非合作目标实现稳定的目标跟踪,是实现早期告警的重要基础。目前空间目标跟踪监测系统分为地基跟踪监测系统和天基跟踪监测系统,其中天基跟踪监测系统不受地理位置和气象条件的限制,可以实现全天候对空间目标的监视和跟踪,在空间覆盖性和监视时效性等方面具有较大的优势。空间非合作目标相对测量敏感器的种类较多,包括微波雷达、光学相机、激光雷达等^[4-6],这些设备可获取的数据类型包括相对距离信息、方位角信息、速度信息等。根据观测信息的获取方式可将测量敏感器分为有源方式和无源方式两种^[7],其中有源方式可以获得目标的距离和角度等信息,但探测距离受功耗体积的限制较大,无法实现远距离探测;而无源方式则主要依靠空间目标自身的辐射特性(或太阳光反射特性)实现,其优点是作用距离远、功耗低,可以获得目标的方位角和俯仰角等信息,逐渐成为天上重要的探测设备。因此,本文选取天基无源仅测角的方式对空间目标进行跟踪。

一般在仅测角跟踪条件下,系统均为可观测的^[8],但跟踪难点在于无法直接获取主航天器与空间目标的相对距离^[9]。针对该问题,陈统等^[10-11]提出一种双视线测量方法,距离信息由辅助测量航天器引入;Legrand等^[12]以此为基础,在二阶Clohessy-Wiltshire (C-W)方程背景下给出了面向相对运动动力学方程的相对导航方案,但是该方法需要同时利用两个航天器对目标进行测角,增加了系统复杂度;Woffinden等^[13]提出利用轨道机动信息来对距离估计的方法,并在实际工程中进行了研究,但未充分利用仅测角相对导航与轨道的耦合特性,从而该方法存在没有充分利用轨道坐标信息的问题;李九人^[14]在此基础上,引入可观测度的概念,对轨道机动策略进行了研究,但是带来了无法实现近距离稳定跟踪的风险;Geller等^[15-16]推导了基于相机偏置法的距离估计方法,该方法只需相机的偏置安装信息即可解决相对距离估计问题,但该方法缺乏完备的实验验证。到目前为止,在仅测角跟踪过程中对相对距离进行估计以实现稳定跟踪仍然是一个

研究热点。

本文针对航天器跟踪非合作目标任务中相对距离估计的问题,首先基于航天器位于GEO轨道运行特点,建立主航天器坐标系下跟踪目标的运动方程,以相对距离作为单位量进行归一化处理,将难以观测的相对距离转化为速度与距离之比,并将空间目标与主航天器间的相对速度分解为径向速度和切向速度,切向速度分量与相对距离之比可在仅测角条件下得到,利用轨道参数对径向分量进行估计,最终实现稳定跟踪。其中,本文所提方法既不需要加入辅助测量航天器,不增加系统复杂度,同时也充分考虑跟踪中坐标信息的使用和噪声的影响。最后,以空间目标的实际运动轨迹和预测轨迹的偏差角度为性能指标,基于仿真结果验证了该目标跟踪方法的实用性和适用范围。

1 相对运动模型

如图1所示,近圆小倾角GEO轨道目标跟踪系统包括主航天器 O 和空间目标 T ,两者轨道倾角近似为 0° ,即近似共面,空间目标围绕地球做近圆轨道运动,当空间目标出现在主航天器的视场范围内时,通过主航天器搭载的相对测量敏感器对空间目标进行测量,从而对其进行跟踪。

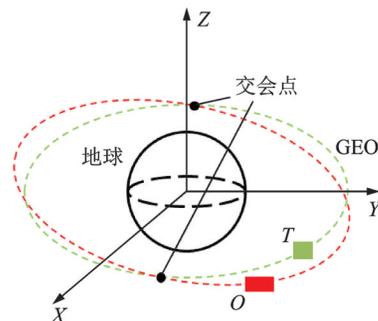


图1 近圆高轨道目标跟踪示意图

Fig.1 Photo of near-circle high orbit target tracking

具体跟踪时需要考虑背景杂光的干扰、卫星轨道变化、电子量测噪声以及各种摄动力的影响,本文将复杂模型进行合理简化,以主航天器轨道坐标系为参考,通过光学相机测量目标的方位角和俯仰角等信息,利用数据处理方法来解算出目标在主航天器下的运动信息。

为了便于进行目标跟踪的推导,结合主航天器、空间目标、地球等建立坐标系并定义相关角度、位置,本文使用的轨道坐标系的原点位于主航天器 O 几何中心,且在近圆轨道平面内绕地心运动, Z 轴由主航天器质心指向地心, X 轴平行于轨道平面且与 Z 轴夹角为 90° , Y 轴与 Z 轴和 X 轴构成右手正交坐标系,如图2所示。

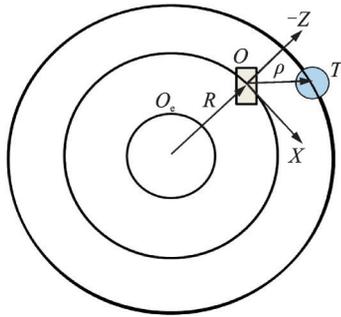


图2 跟踪航天器轨道坐标系

Fig.2 Tracking aircraft orbital coordinate system

2 跟踪算法设计

2.1 C-W 方程与递推关系

由牛顿定律得空间目标运动学模型方程为

$$\ddot{\mathbf{R}} + \ddot{\boldsymbol{\rho}} = -\frac{u}{|\mathbf{R} + \boldsymbol{\rho}|^2}(\mathbf{R} + \boldsymbol{\rho}) + \mathbf{a} \quad (1)$$

式中: \mathbf{R} 为主航天器惯性系位置向量; $\boldsymbol{\rho}$ 为空间目标相对主航天器的位置向量; u 为地心引力常数,约为 $3.986\ 004 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$; \mathbf{a} 为空间目标所受外力产生的加速度向量。

由于主航天器沿近圆轨道运动,其与地心之间的距离近似不变,故离心率 e 近似为 0,可得

$$\begin{cases} \mathbf{R} = \mathbf{M}\mathbf{R}_c \\ \boldsymbol{\rho} = \mathbf{M}\boldsymbol{\rho}_t \end{cases} \quad (2)$$

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} \cos f & 0 & -\sin f \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin f & 0 & \cos f \end{pmatrix} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{R}_c = (0, 0, -r)^T$,上标 T 表示取逆操作, r 为主航天器与地心间距; $\boldsymbol{\rho}_t$ 为轨道坐标系下空间目标与主航天器的距离向量; \mathbf{M} 为由轨道坐标系到惯性坐标系的转换矩阵; f 为真近点角。

采用真近点角作为自变量,由式(2)求二阶导数可得

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{R}} = \dot{f}\mathbf{M}''\mathbf{R}_c \\ \ddot{\boldsymbol{\rho}} = \dot{f}\mathbf{M}''\boldsymbol{\rho}_t + 2\dot{f}\mathbf{M}'\dot{\boldsymbol{\rho}}_t + \mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{\rho}}_t \end{cases} \quad (4)$$

由式(1)在位置信息处做一阶泰勒展开可得

$$\begin{aligned} |\mathbf{R} + \boldsymbol{\rho}|^{-3} &= \left[(\mathbf{R} + \boldsymbol{\rho})^T \cdot (\mathbf{R} + \boldsymbol{\rho}) \right]^{-\frac{3}{2}} = \\ &= \left(r^2 - 2r\rho_{tz} + \rho_t^2 \right)^{-\frac{3}{2}} = r^{-3} \left(1 - 3\frac{\rho_{tz}}{r} + \left(\frac{\rho_t}{r} \right)^2 \right) \end{aligned} \quad (5)$$

式中 ρ_{tz} 为 $\boldsymbol{\rho}_t$ 在 Z 轴上的分量长度。

由于探测时主航天器与空间目标的相对距离远小于主航天器的轨道半径,因此可视空间目标与

主航天器的距离为极小量,即

$$|\boldsymbol{\rho}_t| \ll r \quad (6)$$

将式(4)和式(5)代入式(1),且考虑到 GEO 轨道为近圆轨道,则主航天器角速度近似不变,始终为 ω ,则满足

$$\dot{f}^2 \approx \omega^2 \approx ur^{-3} \quad (7)$$

经过整理后可得

$$\begin{aligned} \dot{f}^2 \mathbf{M}^{-1} \mathbf{M}'' \mathbf{R}_c + \dot{f}^2 \mathbf{M}^{-1} \mathbf{M}'' \boldsymbol{\rho}_t + 2\dot{f}^2 \mathbf{M}^{-1} \mathbf{M}' \dot{\boldsymbol{\rho}}_t + \ddot{\boldsymbol{\rho}}_t = \\ -ur^{-3} \left(\mathbf{R}_c + \boldsymbol{\rho}_t + 3\frac{\rho_{tz}}{r} \mathbf{R}_c \right) + \mathbf{M}^{-1} \mathbf{a} = \\ -\dot{f}^2 \left(\mathbf{R}_c + \boldsymbol{\rho}_t + 3\frac{\rho_{tz}}{r} \mathbf{R}_c \right) + \mathbf{M}^{-1} \mathbf{a} \end{aligned} \quad (8)$$

由式(3)可得

$$\mathbf{M}^{-1} \mathbf{M}'' = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \quad (9)$$

$$\mathbf{M}^{-1} \mathbf{M}' = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (10)$$

将式(9)和式(10)代入式(8),可得

$$\begin{aligned} -\omega^2 \mathbf{R}_c - \omega^2 \begin{pmatrix} \rho_{tz} \\ 0 \\ \rho_{tz} \end{pmatrix} + 2\omega \begin{pmatrix} -\dot{\rho}_{tz} \\ 0 \\ \dot{\rho}_{tz} \end{pmatrix} + \ddot{\boldsymbol{\rho}}_t = \\ -\omega^2 \mathbf{R}_c - \omega^2 \boldsymbol{\rho}_t - 3\omega^2 \frac{\rho_{tz}}{r} \mathbf{R}_c + \mathbf{a} \end{aligned} \quad (11)$$

式中: ρ_{tz} 为 $\boldsymbol{\rho}_t$ 在 X 轴上的分量长度; $\dot{\rho}_{tz}$ 、 $\dot{\rho}_{tz}$ 分别为 $\boldsymbol{\rho}_t$ 在 Z 轴和 X 轴上的分量长度。

对式(11)进行整理,C-W 方程为

$$\begin{cases} \ddot{\rho}_{tz} - 2\omega\dot{\rho}_{tz} = a_x \\ \ddot{\rho}_{ty} + \omega^2\rho_{ty} = a_y \\ \ddot{\rho}_{tz} + 2\omega\dot{\rho}_{tz} - 3\omega^2\rho_{tz} = a_z \end{cases} \quad (12)$$

式中: ρ_{ty} 为 $\boldsymbol{\rho}_t$ 在 Y 轴上的分量长度; $\ddot{\rho}_{tx}$ 、 $\ddot{\rho}_{ty}$ 和 $\ddot{\rho}_{tz}$ 分别为 $\ddot{\boldsymbol{\rho}}_t$ 在 X 轴、Y 轴和 Z 轴上的分量长度; a_x 、 a_y 和 a_z 分别为 \mathbf{a} 在 X 轴、Y 轴和 Z 轴上的分量长度。

2.2 小倾角空间目标跟踪方程

当采用 C-W 方程推导时,目标跟踪方程如式(12)所示,由于本文中空间目标指空间碎片,所受外力产生的加速度为 0,则对应的小倾角目标跟踪方程为

$$\begin{pmatrix} \rho_{tx} \\ \rho_{ty} \\ \rho_{tz} \\ \dot{\rho}_{tx} \\ \dot{\rho}_{ty} \\ \dot{\rho}_{tz} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \rho_{x0} \\ \rho_{y0} \\ \rho_{z0} \\ \dot{\rho}_{x0} \\ \dot{\rho}_{y0} \\ \dot{\rho}_{z0} \end{pmatrix} =$$

$$\begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\omega \\ 0 & -\omega^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega^2 & -2\omega & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \rho_{tx} \\ \rho_{ty} \\ \rho_{tz} \\ \dot{\rho}_{tx} \\ \dot{\rho}_{ty} \\ \dot{\rho}_{tz} \end{pmatrix} t \quad (13)$$

式中： $\dot{\rho}_{ty}$ 分别为 $\dot{\rho}_i$ 在Y轴上的分量长度； ρ_{x0} 、 ρ_{y0} 和 ρ_{z0} 分别为起始时刻 ρ_i 在X轴、Y轴和Z轴上的分量长度； $\dot{\rho}_{x0}$ 、 $\dot{\rho}_{y0}$ 和 $\dot{\rho}_{z0}$ 分别为起始时刻 $\dot{\rho}_i$ 在X轴、Y轴和Z轴上的分量长度。式(11)可分为空间目标与主航天器相对距离和相对速度两部分，为

$$\begin{pmatrix} \rho_i \\ \dot{\rho}_i \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \rho_0 \\ \dot{\rho}_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\omega \\ 0 & -\omega^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega^2 & -2\omega & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \rho_i \\ \dot{\rho}_i \end{pmatrix} t \quad (14)$$

式中： ρ_0 为起始时刻空间目标与主航天器的相对距离； $\dot{\rho}_0$ 为起始时刻空间目标与主航天器的相对速度。

2.3 径向速度估计方法

针对仅测角跟踪,文献[17]中详细论证了仅测角跟踪的可观测性定义和可观测性判断依据,本节重点提出一种基于C-W方程及递推解的空间目标跟踪方法,并以相对距离作为单位量进行归一化处理简化递推流程,同时提出对径向分量的估计方法,具体流程如图3所示。

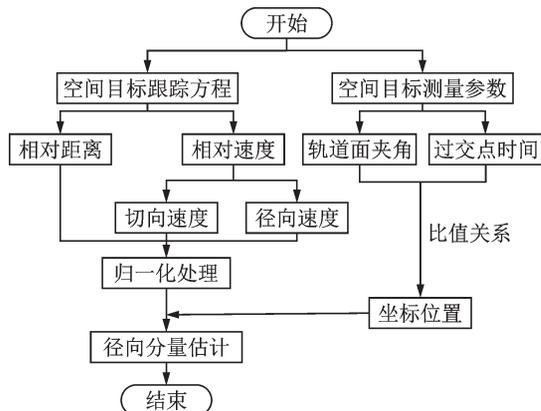


图3 径向分量估计流程图

Fig.3 Flow chart of radial component estimation

将式(14)中空间目标与主航天器间的相对速度向量 $\dot{\rho}_i$ 沿两者连线分解为径向速度向量 $\dot{\rho}_{//}$ 和切向速度向量 $\dot{\rho}_{\perp}$,切向速度分量与相对距离之比可在仅测角条件下得到^[17],径向速度分量则需满足

$$\begin{cases} \dot{\rho}_{//} + \dot{\rho}_{\perp} = \dot{\rho}_i \\ \dot{\rho}_{//} \cdot \dot{\rho}_{\perp} = 0 \\ \dot{\rho}_{\perp} \cdot \rho_i = 0 \end{cases} \quad (15)$$

为便于计算 $\dot{\rho}_{//}$,根据式(15)将 $\dot{\rho}_{//}$ 转换为 $(\dot{\rho}_{//}/\rho_i)$,利用目标探测中获得的信息表示。如图4所示,空间目标在升交点和主航天器交会,得到轨道坐标系中空间目标与主航天器的相对距离为

$$\rho_i = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_2(\omega_2 - \omega_1)t \\ r_2\omega_2\theta t \\ r_1 - r_2 \end{pmatrix} \quad (16)$$

式中： r_1 、 r_2 、 ω_1 、 ω_2 分别表示主航天器的轨道半径、空间目标的轨道半径、主航天器的角速度和空间目标的角速度； θ 为两轨道面的夹角； t 为空间目标过交会点的时间。

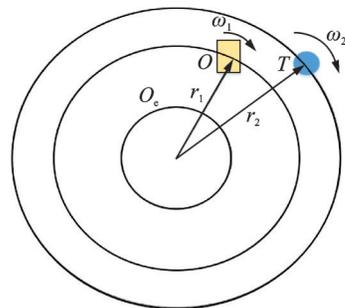


图4 主航天器与目标交会示意图

Fig.4 Photo of main spacecraft and target

$$\frac{X}{Y} = -\frac{3rdr}{2\theta} - \frac{3rdr^2}{8\theta} + o^3(rdr) \quad (17)$$

同理,式(16)在轨道坐标系中 (X/Z) 对 (rdr) 做一阶泰勒展开可得

$$\frac{X}{Z} = -\frac{3}{2}t\sqrt{\frac{u}{r_1^3}} - \frac{3}{8}t\sqrt{\frac{u}{r_1^3}}rdr + o^2(rdr) \quad (18)$$

最后,由式(17)和式(18)的坐标轴位置计算可得

$$\theta = -\frac{3Yrdr}{2X} \quad (19)$$

$$t = \frac{2X}{3Z}\sqrt{\frac{r_1^3}{u}} \quad (20)$$

根据式(15)计算得到 $(\dot{\rho}_{//}/\rho_i)$,结合式(19)和式(20)对 $(\dot{\rho}_{//}/\rho_i)$ 零阶泰勒展开,径向相对速度与相对距离之比为

$$\frac{\dot{\rho}_{//}}{\rho_i} = \frac{3Z(X^2 + Y^2)}{2X(X^2 + Y^2 + Z^2)}\sqrt{\frac{u}{r_1^3}} \quad (21)$$

利用式(21)比值关系,可由空间目标的坐标轴位置表示径向速度分量与相对距离比值,因而径向分量估计完成。

3 仿真校验

为验证本文所提算法的有效性,并分析其跟踪定轨精度,进行仿真实验。为便于跟踪,将空间目标设置在地球静止轨道,目标行动方式分为定点目标和慢动目标,定点目标探测时长设为 12 h,慢动目标探测时长设为 0.5 h,目标与主航天器之间的漂动范围分别设为 10、50 和 100 km,仿真条件均考虑 J4 摄动,仿真结果评价指标为空间目标的实际运动轨迹和预测轨迹的视线偏差角度,以便于反映跟踪精度的优劣。仿真条件设置如表 1 所示。

表 1 仿真条件设置
Table 1 Setting of simulation conditions

条件名称	条件值	
	定点目标	慢动目标
交会时间/h	12	0.5
漂动范围/km	10,50,100	10,50,100

对慢动目标和定点目标进行仿真实验,跟踪结果如图 5 和图 6 所示。

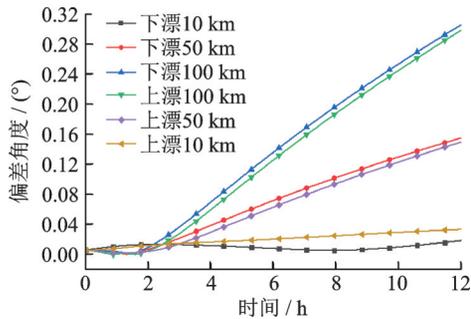


图 5 0 倾角且 0 离心率的慢动目标偏差角度对比图
Fig.5 Comparison of deviation angle of slow moving target with zero inclination and zero eccentricity

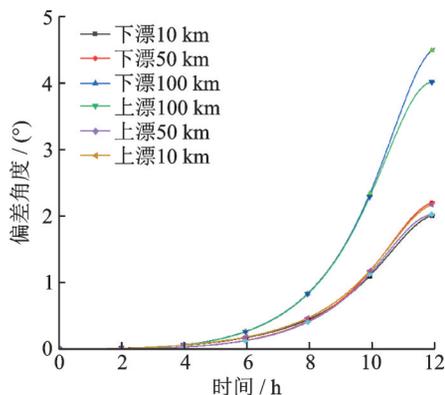


图 6 0 倾角且 0 离心率的定点目标偏差角度对比图
Fig.6 Comparison of deviation angle of fixed-point target with zero inclination and zero eccentricity

图 5 和图 6 分别为慢动目标跟踪偏差角度估计结果和定点目标跟踪偏差角度估计结果。从两图可以看出,所设计的算法能够有效估计出两种目标

的运动轨迹。上下漂动范围在 10 km 内的慢动目标跟踪偏差角度不超过 0.04°, 实现了稳定跟踪。但当上下漂动范围超过 10 km 逐渐增大时,偏差角度逐渐增大,定点目标跟踪偏差角度也随上下漂动范围的增大而增大,这是由于非合作目标与主航天器之间的轨道夹角增大,导致该方法中小倾角的假设不再成立所导致的。定点目标和慢动目标在跟踪后期阶段偏差角度随时间增大而增大,这是由于跟踪时对径向分量的估计误差逐渐累积造成的。

以慢动空间目标为例,考虑主航天器所在轨道与其所在轨道倾角、主航天器所在轨道离心率以及噪声水平对本文所提算法性能的影响,其中,噪声以随机数 ϵ 形式分别在相对距离和相对速度上加入,即加入噪声后距离变换为

$$\rho_m = \rho_t(1 + \epsilon) \quad (22)$$

加入噪声后速度变换为

$$\dot{\rho}_m = \dot{\rho}_t(1 + \epsilon) \quad (23)$$

仿真对比以下 3 种场景:(1)主航天器所在轨道与慢动空间目标所在轨道夹角分别为 0°、0.1°、0.5°、1°、5°和 15°,离心率为 0、噪声水平为 0;(2)主航天器所在轨道与慢动空间目标所在轨道夹角为 0°,主航天器所在轨道离心率为 0、0.001、0.005 和 0.01,噪声水平为 0;(3)主航天器所在轨道与慢动空间目标所在轨道夹角为 0°,主航天器所在轨道离心率为 0,噪声 ϵ 的范围分别选取 0、[-0.01,0.01]、[-0.05,0.05]和[-0.1,0.1],各范围内进行 100 次目标跟踪。对应结果见图 7~9。仿真中各类参数设置如表 2 所示。

对比分析图 7 可知,当主航天器所在轨道与空间目标所在轨道倾角在 1°范围内时,跟踪偏差角度逐渐收敛至稳定值,当大于 1°时,跟踪偏差角度呈现出先增大后减小的趋势,且偏差角度大于 20°,该速度补偿方法不再适用,所以在实际应用中本文算法较适合倾角较小的系统。对比分析图 8 可知,随

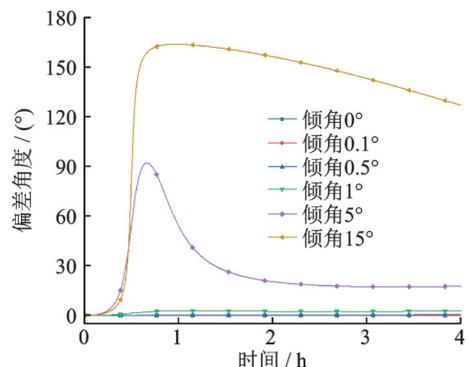


图 7 0 离心率慢动目标偏差角度随倾角变化图
Fig.7 Changes of zero eccentricity slow moving target's deviation angle with inclination

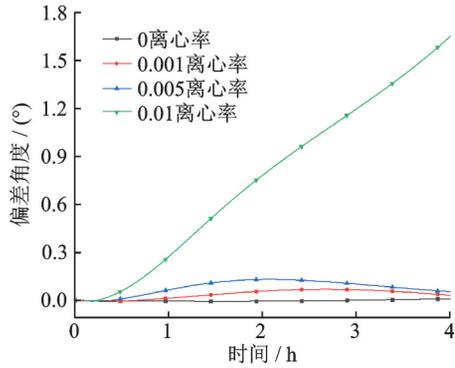


图8 0倾角慢动目标偏差角度随离心率变化图

Fig.8 Changes of zero tilt angle slow moving target's deviation angle with eccentricity

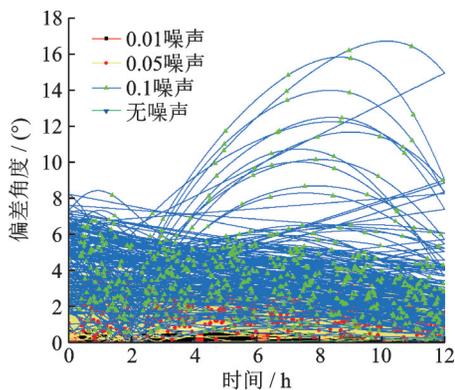


图9 随机噪声情况下慢动目标递推误差变化图

Fig.9 Change of recursive error of slow moving target under random noise

表2 仿真参数设置

Table 2 Setting of simulation parameters

参数名称	参数值
轨道夹角/(°)	0,0.1,0.5,1,5,15
离心率	0,0.001,0.005,0.01
噪声水平	0,0.01,0.05,0.1

着主航天器所在轨道离心率的增大,跟踪偏差角度逐渐增大,这是因为非圆轨道不再适用于C-W递推方程,在实际应用中运行在圆轨道或近圆轨道的系统较适合本文算法。对比分析图9可知,噪声水平直接影响目标的跟踪精度,在同等仿真工况下,噪声水平越高,偏离角度越大,故航天器在实际应用中尽可能选取噪声水平低的系统。

4 结 论

本文针对航天器在轨目标跟踪相对距离估计难题,基于仅测角情况下的递推C-W方程和小倾角情况下的距离估计方法,提出一种基于相对距离估计的静止轨道空间非合作目标跟踪方法。首先简要介绍了跟踪模型,然后详细推导了在仅测角情况下的C-W方程的递推关系,建立了目标跟踪方

程,并基于小倾角的特点,分析了该情况下径向速度的估计方法,建立了具体的估计比例模型;最后通过仿真讨论了算法的准确性和适用范围,仿真结果表明该算法的可行性,可应用于实际空间目标跟踪工程,实现对小倾角目标的稳定跟踪。

参考文献:

- [1] 刘刚,于森.静止轨道光学成像卫星研究现状及建议[J].飞控与探测,2020,3(5):21-27.
LIU Gang, YU Miao. Status and development trends of high-resolution geostationary optical imaging satellite[J]. Flight Control & Detection, 2020, 3(5): 21-27.
- [2] 赵梓良,孙晟昕,李文龙,等.基于无迹卡尔曼滤波的柔性自由翻滚目标姿态估计[J].南京航空航天大学学报,2022,54(1):51-57.
ZHAO Ziliang, SUN Shengxin, LI Wenlong, et al. Traceless Kalman filter-based pose estimation of flexible free-tumbling targets[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(1): 51-57.
- [3] 王大轶,鄂薇,邹元杰,等.利用非合作航天器双特征结构的相对姿态确定方法[J].飞控与探测,2020,3(1):18-26.
WANG Dayi, E WEI, ZOU Yuanjie, et al. Relative attitude determination method of non-cooperative spacecraft using dual feature structure[J]. Flight Control & Detection, 2020, 3(1): 18-26.
- [4] 魏高乐,高进,牛和明,等.交会对接成像软件的多目标跟踪改进[J].空间控制技术与应用,2017,43(2):73-78.
WEI Gaole, GAO Jin, NIU Heming, et al. Improvement of track software for multi-target image in rendezvous and docking[J]. Aerospace Control and Application, 2017, 43(2): 73-78.
- [5] 林宗坚,苏国中,申朝永,等.主被动多传感器组合的宽角成像系统设计及实验[J].武汉大学学报(信息科学版),2017,42(11):1537-1548.
LIN Zongjian, SU Guozhong, SHEN Chaoyong, et al. Design and experiment of an active-passive multi-sensor combined wide-angle imaging system[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2017, 42(11): 1537-1548.
- [6] 任家栋.地球静止轨道目标跟踪与悬停控制研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020.
REN Jiadong. Research on space target tracking and hovering control in the geostationary orbit[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [7] 黄璜,胡琛,刘刚.天基无源方式空间目标定位跟踪算法的实现[J].科学技术与工程,2015,15(6):272-277,258.

- HUANG Huang, HU Chen, LIU Gang. The realization of tracking algorithm based on passive space-based space target surveillance system[J]. *Science Technology and Engineering*, 2015, 15(6): 272-277, 258.
- [8] HAMMEL S E, AIDALA V J. Observability requirements for three-dimensional tracking via angle measurements[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1985, 21(2): 200-207.
- [9] 龚柏春. 航天器自主交会仅测角相对轨道确定方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- GONG Baichun. Research on angles-only relative orbit determination algorithms for spacecraft autonomous rendezvous[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016.
- [10] 王楷, 陈统, 徐世杰. 基于双视线测量的相对导航方法[J]. *航空学报*, 2011, 32(6): 1084-1091.
- WANG Kai, CHEN Tong, XU Shijie. A method of double line-of-sight measurement relative navigation [J]. *Acta Aeronautica Sinica*, 2011, 32(6): 1084-1091.
- [11] CHEN T, XU S. Approach guidance with double-line-of-sight-measuring navigation constraint for autonomous rendezvous[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34(3): 678-687.
- [12] LEGRAND K A, DEMARS K J, PERNICKA H J. Bearings-only initial relative orbit determination[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2015, 38(9): 1699-1713.
- [13] WOFFINDEN D C, GELLER D K. Optimal orbital rendezvous maneuvering for angles-only navigation [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2009, 32(4): 1382-1387.
- [14] 李九人. 空间交会的仅测角相对导航与自主控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- LI Jiuren. Research on angles-only relative navigation and autonomous control for space rendezvous[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011.
- [15] GELLER D K, KLEIN I. Angles-only navigation state observability during orbital proximity operations [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2014, 37(6): 1976-1983.
- [16] GELLER D K, PEREZ A. Initial relative orbit determination for close-in proximity operations[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2015, 38(9): 1833-1841.
- [17] 封天明. 航天器自主交会对接相对导航方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
- FENG Tianming. Research on relative navigation for spacecraft autonomous rendezvous and docking[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018.

(编辑: 胥橙庭)