面向空间态势感知的天基可见光空间目标自主跟踪方法

胡云鹏¹, 黎克波¹, 陈磊^{2*}

1. 国防科技大学空天科学学院, 长沙 410073;

2. 中国人民解放军军事科学院国防科技创新研究院无人系统研究中心, 北京 100071

* E-mail: chenl@nudt.edu.cn

收稿日期: 2020-03-12; 接受日期: 2020-06-09; 网络发表日期: 2020-10-28

湖南省自然科学基金(编号: 2019JJ50736)资助项目

摘要 天基可见光(space-based optical, SBO)监视是空间态势感知的重要手段之一. 传统的天基观测平台都需要在自身精密星历已知的情况下, 通过对目标的测量, 确定其状态. 而本文提出了自主天基空间目标监视的概念, 天基可见光观测平台在自身精密星历未知时, 也可以完成空间态势感知任务. 与传统的目标跟踪不同, 此方法只需依靠平台获取的在惯性系下描述的仅测角测量信息, 便可实现自主定轨. 结合长弧段的观测数据, 本文给出了基于历史数据的事后自主轨道改进算法. 通过分析发现, 观测卫星对其他目标观测的历史数据也可用于改进原有的被观测目标的轨道. 基于此, 本文提出了通过额外测量量辅助下的实时自主跟踪策略, 可通过单星搭载多SBO相机, 对多目标同时跟踪的方式实现. 最后, 本文通过仿真算例验证了所提出方法的可行性. 与传统的空间目标跟踪相比, 虽然自主跟踪的精度较低, 但在同时跟踪两目标时, 尤其是在同时跟踪低轨和高轨两目标的情况下, 估计精度能接近传统方法的水平. 本文为发展自主天基空间态势感知平台提供了可行的方法.

关键词 空间态势感知, 天基可见光观测, 空间目标自主跟踪, 轨道改进, 仅测角测量

1 引言

空间态势感知是人类开展航天活动的基础. 与地基观测设备相比, 天基平台不会受到天气、环境和地缘条件的限制, 可长时间对空间目标进行观测^[1]. 因此, 天基空间态势感知受到了广泛关注.

在诸多观测方法中, 天基可见光观测由于其能耗低、可靠性高、观测距离远等优势而成为了主要的手

段. 观测卫星搭载SBO相机, 通过捕获目标反射的太阳光来进行测量. 20世纪末, 美国开展了首次天基可见光观测实验^[2], 将天基观测平台布置在太阳同步轨道上, 对空间目标进行观测, 证明了天基可见光观测的可行性和高效性. 为进一步提升空间态势感知能力, 美国又提出了使用卫星星座进行协同监视的策略^[3]. 随后, 加拿大也发射了用于天基监视“蓝宝石”号卫星^[4], 并被纳入到美国的空间目标监视网中. 之后, 欧洲太空

引用格式: 胡云鹏, 黎克波, 陈磊. 面向空间态势感知的天基可见光空间目标自主跟踪方法. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 424–434

Hu Y P, Li K B, Chen L. Toward space situational awareness: A space-based autonomous optical tracking method for space objects (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 424–434, doi: [10.1360/SST-2020-0098](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0098)

局(欧空局)也设计了自己的天基可见光观测平台^[5], 为自己的空间活动提供了保障. 诸多实践证明, 天基可见光观测平台尤其对于监视高轨空间目标很有优势, 能够很好地弥补地基观测设备的不足.

空间态势感知的重要环节就是通过观测, 确定空间目标在惯性系下的状态量. 与航天器自主导航^[6-9]不同, 空间态势感知多针对于非合作目标, 并允许使用事后处理算法. 根据观测弧段的长短, 对空间目标的状态确定可分为初始轨道确定和精密轨道确定. 初轨确定是无任何先验信息时, 由获取的有限的短弧段数据进行目标状态粗略估计的方法. 根据观测数据类型和原理的不同, 方法也各不相同. 针对仅测角测量模型, 近年来多用基于连续同伦^[10]、优化算法^[11]、可容域^[12]的方法来提高初定轨精度. 若观测平台获取多段多目标的短弧数据, 往往还需要进行相关性分析^[12,13], 以组合多段数据提升定轨精度^[14]. 精密轨道确定是通过长弧段的观测信息对目标轨道进行求解的方法. 通常, 需要通过最小二乘算法, 对轨道进行拟合^[15,16]. 为了保证目标状态确定的实时性, 使用滤波算法的空间目标状态确定称为空间目标跟踪. 由于观测系统和空间目标动力学模型均为非线性, 因此, 使用非线性的滤波算法往往能获得更精确的估计结果^[17,18]. 此外, 为了进一步提升跟踪性能, 获取更加精确的估计结果, 可以使用多颗观测卫星对同一个空间目标进行跟踪^[19,20], 并使用协同滤波算法^[20], 进一步提升空间态势感知能力.

随着自主技术的发展, 空间任务平台的自主性、智能性也受到广泛关注. 自主的空间平台能够在较少依赖地面或其他额外信息时, 通过自主感知, 完成相应的任务. 不仅可以降低运营成本, 还有利于提升其本身的生存能力.

在天基态势感知领域, 传统的方法均需已知观测卫星的精密星历, 即观测卫星必须依赖地面测量或额外的导航信息. 本文以提升天基观测平台的自主性为目标, 根据天基可见光观测的特点, 提出了天基自主观测平台的概念. 观测平台仅依靠惯性系下描述的仅测角测量信息, 便可实现自主定轨. 当前, 天基可见光平台正向着小型化、低成本的方向发展, 结合自主算法, 可进一步降低天基空间态势感知的运行成本. 本文提出了事后自主轨道改进和单星搭载多相机进行空间目标自主跟踪的方法, 并利用无迹卡尔曼滤波(un-

scented Kalman filter, UKF)算法对自主跟踪问题进行了求解. 最终, 本文设置了一系列的仿真算例, 对所提出的方法进行了验证.

2 基础模型

2.1 空间目标的状态方程

空间目标跟踪是空间态势感知的重要组成部分, 旨在对某些重要的空间目标进行长时间的持续观测, 从而更加准确地确定其在地心惯性(Earth-centered inertial, ECI)坐标系下的状态量, 即

$$\mathbf{x}^T = [\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T] = [r_x, r_y, r_z, v_x, v_y, v_z], \quad (1)$$

式中, $\mathbf{r}$ 为位置矢量, $\mathbf{v}$ 为速度.

近地空间目标主要受二体引力及地球 J_2 摄动的影响. 当仅考虑上述两种力的影响时, 对于某一空间目标, 其状态方程可写为

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}) + \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{a}_J \end{bmatrix} + \boldsymbol{\omega}, \quad (2)$$

式中, $\boldsymbol{\omega} = [0, 0, 0, \omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为系统的过程噪声, μ 为地球引力常数, $\mathbf{a}_J$ 为 J_2 摄动引起的加速度.

2.2 天基可见光观测的测量方程

天基可见光观测是一种主动探测手段. 观测卫星搭载SBO相机, 对感兴趣目标进行拍照, 获取以恒星为背景的图像. 经过图像处理, 可以提取出目标的信息, 并进一步转化为目标相对观测卫星的方位信息; 同时, 利用恒星信息, 观测卫星不但可确定自身在ECI坐标系下的绝对姿态, 还可经过进一步转换, 直接获得被观测目标相对于自身在ECI坐标系下的绝对方位信息. 若观测卫星和被观测目标在ECI坐标系下的位置矢量分别为 $\mathbf{r}_i$ 和 $\mathbf{r}_j$, 则获得的方位测量信息可以由赤经 α 和赤纬 β 两个角度表示, 如图1所示. 天基可见光观测的测量方程为

$$\begin{cases} \alpha = \arctan\left(\frac{r_y^{ij}}{r_x^{ij}}\right) + \varepsilon_\alpha, \\ \beta = \arcsin\left(\frac{r_z^{ij}}{r^{ij}}\right) + \varepsilon_\beta, \end{cases} \quad (3)$$

式中, ε_α 和 ε_β 分别为两个仅测角测量量的测量噪声, 两

图1 (网络版彩图)天基可见光观测光照条件及仅测角测量模型示意图

Figure 1 (Color online) Sketch of illumination conditions and angles-only measurements for space-based optical observation.

者相互独立. 本文认为, 其分别服从均值为0的高斯分布, 并且

$$\begin{aligned} r_x^{i,j} &= r_{x,j} - r_{x,i}, r_y^{i,j} = r_{y,j} - r_{y,i}, r_z^{i,j} = r_{z,j} - r_{z,i}, \\ r^{i,j} &= \sqrt{(r_{x,j} - r_{x,i})^2 + (r_{y,j} - r_{y,i})^2 + (r_{z,j} - r_{z,i})^2}. \end{aligned}$$

天基可见光观测需要满足基本的物理约束条件, 主要包括可通视约束与光学约束. 为简化物理模型, 本文认为光学约束主要受太阳角 θ 的限制(图1), 当被观测目标不处于地影下, 且 θ 小于门限值 $\theta_{\max}$ 时, 即满足光学约束条件. 通常情况下, 被观测目标的 θ 越大, 观测条件越差, 测量噪声越大.

2.3 测量模型分析

与传统的星间测量量不同, 使用SBO相机可直接获取观测卫星与目标在惯性系下的相对方位. 而传统的星间测量量, 如相对距离测量量($r_{i,j}$)及相对方位测量量(方位角 az , 俯仰角 el), 通常在相对的轨道坐标系下描述.

是否能够实现对空间目标的自主跟踪定轨取决于相应的测量系统能否保证辨识出系统未知的状态量, 即系统是否能观. 对于给定的非线性系统, 如果系统能观, 则至少需要满足在一定的时间间隔内, 能够通过测量量 $\mathbf{y}$ 分辨出此时段内不同时刻的两个状态量 $\mathbf{x}(t_1)$ 和 $\mathbf{x}(t_2)$.

如图2(a)和(b)所示, 如果观测卫星的状态量未知, 使用相对测量量面临的最大问题是, 无法分辨出观测

者与被观测者轨道整体旋转的误差^[21]. 即观测卫星和空间目标同时旋转相同的角度, 观测卫星可以获得相同的测量量. 因此, 当获取该测量量后, 便无法分辨出状态量属于旋转前还是旋转后. 而惯性系下的方位角测量量则可以很好地克服这个问题, 如图2(c)所示, 只要观测卫星和目标在惯性系下的位置不同, 观测卫星获得的测量量便不同.

文献[6,9]证明了使用惯性系下方位角测量量的测量系统对于不依赖地面测量信息, 实现航天器编队飞行自主导航的可行性. 本文发现天基可见光观测平台具备相同特点的观测系统, 因此提出了自主天基空间态势感知平台的概念. 与传统的空间态势感知不同, 自主天基可见光观测平台可不依赖地面测站或导航信息, 亦可实现对空间目标的自主跟踪定轨.

3 基于历史信息的自主轨道改进方法

自主轨道改进是一种事后处理算法. 当观测平台自身计算能力不足时, 需将观测数据发送回地面进行处理. 尤其对于可见光观测, 其原始测量数据为图像, 对观测平台数据处理能力要求较高.

3.1 观测单一目标的自主轨道改进方法

设平台的状态量为 $\mathbf{x}_i$, 目标的状态量为 $\mathbf{x}_j$, 当获得观测值时, 由于平台的精密星历未知, 需同时对两者的轨道进行改进. 设在 t_k 时刻, 获取的测量量为 $\mathbf{y}(t_k) = [\alpha(t_k), \beta(t_k)]^T + \mathbf{\varepsilon}$. 为了对初始时刻 t_0 的轨道进行改进, 需将方程线性化为

$$\delta \mathbf{y}(t_k) = \frac{\partial \mathbf{y}(t_k)}{\partial \mathbf{X}(t_k)} (\mathbf{X}(t_k) - \bar{\mathbf{X}}(t_k)) + \mathbf{\varepsilon}, \quad (4)$$

其中,

$$\mathbf{H}(t_k) = \frac{\partial \mathbf{y}(t_k)}{\partial \mathbf{X}(t_k)} = [\mathbf{H}_i(t_k) \quad \mathbf{H}_j(t_k)], \quad (5)$$

$$\delta \mathbf{X}(t_k) = \mathbf{X}(t_k) - \bar{\mathbf{X}}(t_k) = \Phi(t_k|t_0) \delta \mathbf{X}(t_0),$$

式中,

$$\Phi(t_k|t_0) = \begin{bmatrix} \Phi_i(t_k|t_0) & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \Phi_j(t_k|t_0) \end{bmatrix}, \quad (6)$$

其中 Φ_i 和 Φ_j 分别为平台和目标的状态转移矩阵.

结合式(3), $\mathbf{H}_i$ 的前三列可表示为

图 2 (网络版彩图)观测卫星与目标整体旋转时状态量与测量量的示意图. (a) 相对距离测量量; (b) 相对方位测量量; (c) 惯性方位测量量

Figure 2 (Color online) Sketch of states of observation satellite and object with different measurements before and after integral rotation. (a) Relative range measurements; (b) relative direction measurements; (c) inertial direction measurements.

$$\frac{1}{r^{i,j}(t_k)} \begin{bmatrix} \frac{\sin \alpha(t_k)}{\cos \beta(t_k)} & \frac{-\cos \alpha(t_k)}{\cos \beta(t_k)} & 0 \\ \cos \alpha(t_k) \sin \beta(t_k) & \sin \alpha(t_k) \sin \beta(t_k) & -\cos \beta(t_k) \end{bmatrix}.$$

同理, 可得 $\mathbf{H}_j(t_k) = -\mathbf{H}_i(t_k)$.

当获取了对目标长弧段的观测数据后, 便可使用基于最小二乘的微分改进法对两者的轨道进行改进. 设共获取了 $N+1$ 组测量量, 基于式(4), 可得整个系统的线性方程组:

$$\mathbf{Y} = \mathbf{A} \delta \mathbf{X}(t_0) + \mathbf{e}, \quad (7)$$

其中,

$$\mathbf{A} = [\mathbf{A}_i \quad \mathbf{A}_j] = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_i(t_0) \Phi_i(t_0|t_0) & \mathbf{H}_j(t_0) \Phi_j(t_0|t_0) \\ \mathbf{H}_i(t_1) \Phi_i(t_1|t_0) & \mathbf{H}_j(t_1) \Phi_j(t_1|t_0) \\ \vdots & \vdots \\ \mathbf{H}_i(t_N) \Phi_i(t_N|t_0) & \mathbf{H}_j(t_N) \Phi_j(t_N|t_0) \end{bmatrix}. \quad (8)$$

根据式(7), 初始轨道的偏差便可通过最小二乘法进行计算:

$$\delta \mathbf{X}(t_0) = (\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{Y}, \quad (9)$$

式中, $\mathbf{W}$ 为与观测噪声相关的加权矩阵.

当获得对初始时刻观测卫星和目标的轨道偏差估计值时, 可代回至式(4), 重新计算状态量, 进而重新估计偏差, 如此迭代计算, 直至估计结果收敛. 通常境况下, 对于一个较好的状态估计系统, 迭代几步便可收敛; 否则, 意味着该系统的性能不佳, 通常无法得到较

为精确的估计结果.

值得注意的是, $(\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{A})^{-1}$ 是对误差的敏感度矩阵, 将直接影响估计结果的准确性. 对于某个离散的估计系统, 可以根据计算某一时段内 $\mathbf{A}^T \mathbf{A}$ 矩阵最小的奇异值来量化系统的能观性^[6], 该值代表了系统中最难以辨识的分量的程度. 而该矩阵的状态与 $\mathbf{H}$ 矩阵相关, 也与观测卫星与目标间的距离 $r^{i,j}$ 相关, 距离越远, 可能造成误差敏感度矩阵的状态越差, 对误差放大的越大. 此处得到的分析结论将指导后文设计面向空间态势感知的空间目标自主跟踪策略.

3.2 利用多目标历史观测数据的轨道改进方法

仅观测一个目标的自主系统的性能往往较差, 这是由于 $\mathbf{H}_j(t_k) = -\mathbf{H}_i(t_k)$, 从而导致 $(\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{A})^{-1}$ 矩阵病态程度较高, 该矩阵的状态完全依赖于平台与目标的动力学特性, 即 Φ_i 和 Φ_j . 因此, 为了得到较为准确的估计结果, 该系统往往需要很长弧段的观测数据. 本文发现, 在无精密星历支持的自主系统中, 当观测到新的目标时, 利用新目标的观测数据可以进一步修正旧目标的轨道, 以得到更好的估计结果; 同时, 旧目标的历史观测数据也对新目标轨道修正有帮助.

设平台在观测完一个目标后, 从时刻 t_0 起开始观测另一个状态为 $\mathbf{x}_p$ 的目标. 为了使其可用于对平台和之前目标的初始轨道进行改进, 需要将新的观测方程在 $\mathbf{x}_p(t_0)$ 处进行泰勒展开. 令 $\mathbf{X}^T(t_0) = [\mathbf{x}_i^T(t_0), \mathbf{x}_j^T(t_0), \mathbf{x}_p^T(t_0)]$, 则式(7)中的各项可重新表示为

$$\mathbf{Y} = [\mathbf{Y}_o^T, \mathbf{Y}_n^T]^T = [\delta \mathbf{y}_{ij}^T(t_0), \dots, \delta \mathbf{y}_{ij}^T(t_N), \delta \mathbf{y}_{i,p}^T(t_{0*}), \dots, \delta \mathbf{y}_{i,p}^T(t_{N*})]^T, \quad (10)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_i(t_0)\Phi_i(t_0|t_0) & \mathbf{H}_j(t_0)\Phi_j(t_0|t_0) & \mathbf{0}_{2 \times 6} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{H}_i(t_N)\Phi_i(t_N|t_0) & \mathbf{H}_j(t_N)\Phi_j(t_N|t_0) & \mathbf{0}_{2 \times 6} \\ \mathbf{H}_i(t_{0*})\Phi_i(t_{0*}|t_0) & \mathbf{0}_{2 \times 6} & \mathbf{H}_p(t_{0*})\Phi_p(t_{0*}|t_0) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{H}_i(t_{N*})\Phi_i(t_{N*}|t_0) & \mathbf{0}_{2 \times 6} & \mathbf{H}_p(t_{N*})\Phi_p(t_{N*}|t_0) \end{bmatrix}. \quad (11)$$

通过进一步计算, 式(9)中的各项可重新写为

$$\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_i^T \mathbf{W}_o \mathbf{A}_i & \mathbf{A}_i^T \mathbf{W}_o \mathbf{A}_j & \mathbf{0} \\ \mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_o \mathbf{A}_i & \mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_o \mathbf{A}_j & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{i,n}^T \mathbf{W}_n \mathbf{A}_{i,n} & \mathbf{0} & \mathbf{A}_{i,n}^T \mathbf{W}_n \mathbf{A}_p \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{A}_p^T \mathbf{W}_n \mathbf{A}_{i,n} & \mathbf{0} & \mathbf{A}_p^T \mathbf{W}_n \mathbf{A}_p \end{bmatrix}, \quad (12)$$

$$\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_i^T \mathbf{W}_o \mathbf{Y}_o + \mathbf{A}_{i,n}^T \mathbf{W}_n \mathbf{Y}_n \\ \mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_o \mathbf{Y}_o \\ \mathbf{A}_p^T \mathbf{W}_n \mathbf{Y}_n \end{bmatrix}. \quad (13)$$

式(10)~(13)中, 下标 o 表示与旧观测目标相关的信息, 下标 n 表示与新观测目标相关的信息。

根据式(12)和(13)可以看出, 当对新的目标进行观测后, 新的测量信息能够对原有的系统进行修正. 当获取关于新目标的测量量后, 可直接构造式(12)和(13)进行计算。

若要利用观测卫星和旧目标的信息对新目标 t_{0*} 时刻的轨道进行改进, 可将所有的观测测量以及状态量在 t_{0*} 处进行泰勒展开, 得到如式(4)所示的形式, 然后再用相同的方法求解. 其中, 对于状态转移矩阵 Φ 有

$$\Phi(t_k|t_{0*}) = \Phi^{-1}(t_{0*}|t_k). \quad (14)$$

4 空间目标实时自主跟踪方法

当观测平台具备快速的信息处理和计算能力时, 可使用实时算法进行自主跟踪。

4.1 自主跟踪策略分析

为了提升自主跟踪的精度, 有必要增加额外的测量信息, 以构造更好的跟踪系统. 仅测角测量量中只包含了方位信息, 相对距离信息则需要结合星间的相对动力学模型才能间接地辨识出来. 因此, 依靠仅测角测量的估计系统, 在沿视线方向上总是具有最高的不确定度^[22]. 增加额外的仅测角测量量, 相互之间沿各自视线方向的不确定度都能得到约束^[19]. 由3.2节也可得到, 若同时观测到多个目标, 不同目标之间的状态估计信息可以相互修正. 同时, 也可减少长时间跨度下系统线性化的误差, 从而降低对计算精度的影响。

增加同步的额外测量信息可以通过以下两个方式实现(图3): 一是采取单星搭载多相机的方法, 同时对不同的目标进行跟踪; 二是采取多观测平台辅助的方式, 使用额外的平台, 同时观测空间目标, 或者辅助观测原有的平台, 但两者间必须能够交换观测信息, 从而利用所有的信息进行状态估计。

在不考虑成本而仅考虑自主跟踪系统本身性能时, 上述两种方式是等价的. 跟踪精度的高低将主要取决于平台和目标所处的轨道. 如3.1节所述, 系统的能观性与相对距离相关, 相对距离越小, 越有利于估计; 但是, 当观测者和被观测者的相对距离很近, 并且轨道差异很小时, 两者之间观测测量随时间的变化量也会很小, 从而不能够为整个系统提供变化丰富的测量信息. 测量量变化的减小, 会导致误差敏感度矩阵 $(\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{A})^{-1}$ 条件的恶化, 不利于跟踪精度的提升. 因此, 较好的方法是在保证轨道差异的同时, 增加对距离较近的目标的观测。

4.2 空间目标自主跟踪算法

由上述分析可知, 自主跟踪系统对平台和目标的轨道依赖程度很大. 在估计算法中, 均直接使用非线性化的模型将十分有利于精度的提升. 当使用第三章所述的线性化轨道改进方法时, 线性化的系统不但会带来误差, 还会由于省略掉了独特的高阶非线性项, 而对整个系统的性能造成不利的影响. 因此, 针对此问题, 使用非线性的滤波算法尤为重要, 本文也将使用UKF算法对自主跟踪问题进行求解。

以单星搭载两个SBO相机同时对两个空间目标进行跟踪为例, 平台获得的测量值为 $\mathbf{Y}^T(t_k) = [\mathbf{y}_{ij}^T(t_k), \mathbf{y}_{i,p}^T(t_k)]$.

图 3 (网络版彩图)自主跟踪策略示意图。(a) 单星搭载多相机; (b) 额外观测平台辅助

Figure 3 (Color online) Sketch of strategy of autonomous tracking. (a) A satellite with multi-sensors; (b) assistance with additional observation platforms.

在经过无迹变换之后, 使用对称采样法进行采样, 并依据以下非线性方程进行状态预报:

$$\chi^+ = f(\chi), \quad (15)$$

式中, χ 表示 sigma 采样点, $f(\cdot)$ 表示使用如式(2)所示的考虑 J_2 摄动的动力学方程通过积分运算进行状态预报. 此后可依据 UKF 算法流程进行状态估计, 得到每一时刻的状态的估计值和状态误差的协方差矩阵:

$$\mathbf{X}^+(t_k) = [\mathbf{x}_i^+(t_k), \mathbf{x}_j^+(t_k), \mathbf{x}_p^+(t_k)], \quad (16)$$

$$\mathbf{P}^+(t_k) = \begin{pmatrix} \mathbf{P}_{i,i}^+(t_k) & \mathbf{P}_{i,j}^+(t_k) & \mathbf{P}_{i,p}^+(t_k) \\ \mathbf{P}_{j,i}^+(t_k) & \mathbf{P}_{j,j}^+(t_k) & \mathbf{P}_{j,p}^+(t_k) \\ \mathbf{P}_{p,i}^+(t_k) & \mathbf{P}_{p,j}^+(t_k) & \mathbf{P}_{p,p}^+(t_k) \end{pmatrix}. \quad (17)$$

若在 t_{k*} 时刻, 完成了对其中一个目标 p 的跟踪, 转而对新的目标 q 进行跟踪, 则可将式(16)和(17)预报到 t_{k*} 时刻, 并取目标 q 的先验信息, 组成新的初始状态量继续进行滤波计算.

5 数值仿真验证

用于空间态势感知的天基可见光观测平台通常布

置在太阳同步晨昏轨道上, 以获得最好的光学观测条件, 从而可以对空间目标尤其是高轨空间目标进行观测. 当观测高轨目标时, 设 $\theta_{\max} = 90^\circ$; 当观测低轨目标时, 设 $\theta_{\max} = 130^\circ$. 结合文献[20]的方式设置测量误差: 设基础测量噪声的标准差 σ^2 为 $(4'')^2$, 当 θ 属于区间 $[0^\circ, 20^\circ)$, $[20^\circ, 40^\circ)$, $[40^\circ, 60^\circ)$, $[60^\circ, 75^\circ)$, $[75^\circ, 100^\circ)$, $[100^\circ, 130^\circ)$ 时, 测量误差的方差分别为 $0.8\sigma^2$, $0.9\sigma^2$, σ^2 , $1.1\sigma^2$, $1.2\sigma^2$, $1.3\sigma^2$. 采样频率设为每 5 s 一次. 在进行滤波计算时, 系统的过程噪声为一对角矩阵, 关于位置的主对角元素均为 $(0.1 \text{ m})^2$, 关于速度的主对角元素均为 $(0.001 \text{ m/s})^2$. 初始状态偏差设置如下: 每个待估位置分量的初始偏差在 $[10 \text{ km}, 15 \text{ km}]$ 上服从均匀分布, 每个待估速度分量的初始偏差在 $[1 \text{ m/s}, 1.5 \text{ m/s}]$ 上服从均匀分布. 当进行滤波计算时, 初始状态的协方差矩阵 $\mathbf{P}_0$ 为对角矩阵, 主对角元素为初始状态偏差的平方. 为分析估计结果的好坏, 论文将设置不同的仿真场景, 并使用估计状态的均方根误差进行对比分析, 其定义如下式:

$$\text{RMS}(t_k) = \sqrt{\sum (x_{\text{real}}(t_k) - x^+(t_k))^2 / M}, \quad (18)$$

式中, x_{real} 代表某一状态分量的真值, 本文中的真值由精密轨道积分产生, x^+ 代表某一状态量的估计值, M 为蒙特卡诺仿真的次数, 设为 100 次.

5.1 自主轨道改进方法的验证

观测平台的轨道参考美国天基可见光观测卫星星座 SBSS 的轨道^[3], 位于太阳同步晨昏轨道上; 仿真初始历元为 2020 年 1 月 5 日 4:00(UTC), 平台从初始历元起可以先后对位于地球同步轨道的目标-1 和目标-2 进行观测. 平台以及目标-1 和目标-2 在初始历元的轨道根数见表 1, 对目标的可观测弧段及对应太阳角的变化情况如图 4 所示.

表 1 观测平台及目标在初始历元时的轨道根数

Table 1 Orbital elements of observation platforms and objects at the initial epoch

	半长轴 (km)	轨道倾角 ($^\circ$)	偏心率	升交点赤经 ($^\circ$)	近地点角距 ($^\circ$)	真近点角 ($^\circ$)
观测平台	7030.45	98.0	10^{-6}	194.224	0	0
目标-1	42166.30	5.0	10^{-6}	95.000	0	0
目标-2	42166.30	0.1	10^{-6}	63.000	0	0
目标-3	42166.30	0.1	10^{-6}	63.000	0	40
目标-4	7031.45	98.0	10^{-6}	209.224	0	10

图4 (网络版彩图)观测平台对目标-1和目标-2的观测弧段及对应的太阳角

Figure 4 (Color online) Tracking arcs of Object-1 and Object-2 obtained by the observation platforms and corresponding sun angles.

本节设置了三组仿真算例用于验证所提出方法的可行性, 分别为: 观测卫星只使用对目标-1的观测信息(算例1); 观测卫星使用先后对两个目标的观测信息(算例2); 传统的方法, 即观测卫星状态量已知时, 仅使用对目标-1的观测信息(算例3).

图5显示了上述三组算例对状态估计的结果. 三组算例经过3次迭代计算, 结果都能得到收敛. 其中, 算例3对目标-1的轨道改进效果也最好, 这是由于在精密星历的辅助下, 估计系统的状态比其他无信息支援时的更好; 算例1虽然估计精度最差, 但也能够对初始轨道

信息进行改进, 验证了自主观测平台使用线性化的事后处理方法, 可以完成自主轨道改进. 当迭代稳定后, 算例2的估计结果要优于算例1, 其初始位置和速度沿三个方向估计值的RMS与算例3更为接近, 这也验证了在无精密星历辅助时, 对其他目标的观测信息也可用于修正原有的估计系统.

值得注意的是, 三个算例中, 无论是位置还是速度的估计误差, 沿ECI坐标系y轴的估计误差均最大. 这是因为所设计的仿真场景处于冬至附近, 为了能够满足观测的光学条件, 平台对地球同步轨道目标的观测视线基本都沿ECI坐标系y轴的方向. 由于仅测角测量量不包含距离信息, 因而沿视线方向有最大的估计不确定度, 从而导致整个估计结果在沿y轴受到的约束最小, 误差也越大. 另外, 根据3.2节的推导结果, 增加更多的观测目标的信息, 原有系统的估计状态量能够得到更准确的修正, 估计系统的性能也能得到持续的改善. 限于文章篇幅, 增加更多目标信息对系统性能的改善效果在本文中不做讨论.

5.2 自主跟踪方法的验证

本小节使用的观测平台及仿真初始历元与5.1节相同, 并采用单星搭载两个SBO相机的策略, 使平台可同时对两个空间目标进行观测. 为了验证自主跟踪的性能, 设置了四个仿真算例进行对比分析: 平台同时

图5 (网络版彩图)利用历史信息对观测平台和目标-1初始轨道的改进情况

Figure 5 (Color online) Initial orbit improvement results of the observation platforms and Object-1 by using historical tracking data.

对两个地球同步轨道目标, 即目标-1和目标-3, 进行跟踪(算例1); 平台在对目标-1跟踪的同时, 对另一个位于低地球轨道的目标-4进行跟踪(算例2); 平台只对目标-1进行跟踪(算例3); 平台状态量已知且只对目标-1进行跟踪(算例4). 目标在初始历元的轨道根数见表1. 平台可从初始历元起, 对这三个目标持续观测132 min, 对应观测弧段的太阳角变化情况如图6所示.

本节四个算例的仿真时间相同, 因此, 首先对四个算例的能观性进行定量比较, 即计算相同跟踪时间内得到的 $\mathbf{A}^T \mathbf{A}$ 矩阵最小的奇异值, 结果分别为 6.26×10^{-15} , 9.45×10^{-15} , 3.98×10^{-16} , 1.60×10^{-14} . 传统方法最小奇异值最大, 说明相比于其他系统, 该系统中最难以辨识的分量具有相对较高的可辨识度, 系统性能最好. 相比于只跟踪一个目标(算例3), 增加了跟踪低轨目标之后, 系统性能有显著改善, 相比于增加跟踪高轨目标, 改善幅度更大.

利用基于UKF的跟踪算法, 算例1和算例2的估计结果如图7所示. 由结果可知, 通过获得的观测量, 平

图6 (网络版彩图)观测平台对目标-1、目标-3和目标-4的观测太阳角

Figure 6 (Color online) Sun angles of Object-1, Object-3, and Object-4 obtained by the observation platforms.

台在确定了两个目标实时状态的同时, 也确定了自身的状态. 当观测平台同时跟踪两个高轨目标时, 在132 min后, 目标-1的位置RMS为276.68 m, 速度RMS为0.052 m/s; 而观测当平台其中一个相机跟踪低轨目

图7 (网络版彩图)算例-1(a)和算例-2(b)自主跟踪的估计结果

Figure 7 (Color online) Autonomous tracking results of Case 1 (a) and Case 2 (b).

标-4时, 目标-1状态估计的收敛速度更快, 最终位置RMS为246.15 m, 速度RMS为0.047 m/s. 因此, 后者整体的自主跟踪性能有了显著提升. 图8给出了相同仿真条件下算例3和算例4的估计结果. 当观测平台状态量未知, 且只跟踪目标-1时, 在132 min后, 目标-1的位置RMS为284.03 m, 速度RMS为0.053 m/s; 当观测卫星状态量已知时, 目标-1的位置RMS为227.83 m, 速度RMS为0.047 m/s. 对比四组跟踪结果, 传统的跟踪方法估计结果最好, 收敛速度最快, 而算例3的估计结果最差, 且收敛得也较慢. 通过对两个空间目标的同时跟踪, 其跟踪精度有了显著提升. 当观测平台同时跟踪两个地球同步轨道目标时, 相比于跟踪单个目标, 位置精度提升了7.3 m, 速度精度提升了0.001 m/s; 而当平台在跟踪地球同步轨道目标的同时, 另一个SBO相机对低轨目标进行跟踪, 相比于跟踪单个目标, 位置精度则提升了37.88 m, 速度精度提升了0.006 m/s, 与传统的跟踪方法相比, 位置精度只相差18.32 m, 速度精度基本相同. 除此之外, 算例2相对于算例1和3, 观测卫星也能得到更加精确的自身状态的估计信息. 因此, 通过所提出的方法, 天基态势感知平台在自主性得到提升的同时, 也能保证与原来相似的估计精度.

另外, 值得注意的是, 在上述四个算例中, 对高轨目标的位置估计精度普遍较差, 这是因为高轨目标的位置量级较高, 而低轨目标的位置量级较低, 相对估计精度一定时, 量级大的状态量产生的估计误差也较大. 同样, 由于低轨目标的速度显著高于高轨目标, 因此高轨目标的速度估计精度高于低轨目标.

天基空间态势感知平台的首要任务是对中高轨目

标进行跟踪^[2~5], 而对绝大部分低轨目标的可持续跟踪弧段较短. 因此, 为保证跟踪连续性, 可选择跟踪其他一些位于太阳同步轨道的目标来辅助跟踪高轨目标. 否则, 在实际中, 平台需要不断切换所跟踪的低轨目标, 从而不利于系统性能的提升.

6 结论与讨论

空间态势感知对人类空间活动至关重要. 建立能够自主运行的天基空间态势感知平台, 能够在降低空间态势感知成本的同时, 增强空间态势感知能力. 本文以天基可见光观测平台进行空间目标的观测跟踪为背景, 分析了SBO相机获取的测量量的特性. 由于其在惯性系下描述的方位信息, 因而在无惯性系下的参考状态时, 也可以利用它辨识出惯性系下空间目标的状态量. 基于此, 本文提出了自主运行的天基可见光空间目标监视平台的概念.

结合天基可见光观测平台的特点, 本文首先给出了基于历史观测信息的自主轨道修正方法. 本文得出, 对新目标的历史观测信息可用于对原有被观测目标轨道的改进. 因此, 本文提出了基于多观测目标历史信息的自主轨道改进方法. 为了实现目标的实时跟踪, 同时提升自主跟踪的精度, 本文提出了同时跟踪多目标的策略, 可通过单星搭载多SBO相机实现. 同时, 为进一步减小误差, 使用了UKF算法进行自主跟踪的解算.

本文通过一系列的仿真算例对所提出的方法进行了验证. 结果表明, 平台通过对单一目标的观测, 可以

图8 (网络版彩图)算例3和算例4的跟踪估计结果

Figure 8 (Color online) Autonomous tracking results of Cases 3 and 4.

自主地对初始轨道进行改进; 同时, 利用多目标的观测信息, 能够显著提升原有系统的性能. 特别是, 当平台在原有跟踪高轨目标的基础上, 增加跟踪低轨目标, 系统性能能够得到显著提升.

本文能够为建立能够自主运行的天基空间态势感知平台提供可行的方法, 也为选择优化的自主空间态

势感知策略提供了依据.

需指出的是, 本文假设所有的目标都具有一定的先验信息, 即并未考虑初始轨道确定问题, 能否实现自主初定轨值得研究. 同时, 与航天器编队自主定轨类似, 估计精度还受轨道构型等因素的影响, 如何构建最优的自主空间态势感知系统, 也值得研究.

参考文献

- 1 Qiao K, Wang Z L, Cong M Y. Analysis on space based and ground based surveillance system to space target (in Chinese). *Opt Tech*, 2006, 32: 744–749 [乔凯, 王治乐, 丛明煜. 空间目标天基与地基监视系统对比分析. *光学技术*, 2006, 32: 744–749]
- 2 Stokes G H, von Braun C, Sridharan R, et al. The space-based visible program. *Linc Lab J*, 1998, 11: 205–229
- 3 Sharma J, Stokes G H, von Braun C, et al. Toward operational space-based space surveillance. *Linc Lab J*, 2002, 13: 309–334
- 4 Maskell P, Oram L. Sapphire: Canada's answer to space-based surveillance of orbital objects. In: *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*. Wailea Beach, 2008
- 5 Silha J, Schildknecht T, Hinze A, et al. Capability of space-based space surveillance system to detect and track objects in GEO, MEO and LEO orbits. In: *Proceedings of 65th International Astronautical Congress*. Toronto, 2014. 1160–1168
- 6 Yim J, Crassidis J, Junkins J. Autonomous orbit navigation of two spacecraft system using relative line of sight vector measurements. In: *Proceedings of the AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting*. Maui, 2004
- 7 Ou Y, Zhang H, Li B. Absolute orbit determination using line-of-sight vector measurements between formation flying spacecraft. *Astrophys Space Sci*, 2018, 363: 76
- 8 Li Y, Zhang A. Observability analysis and autonomous navigation for two satellites with relative position measurements. *Acta Astronaut*, 2019, 163: 77–86
- 9 Hu Y, Sharf I, Chen L. Three-spacecraft autonomous orbit determination and observability analysis with inertial angles-only measurements. *Acta Astronaut*, 2020, 170: 106–121
- 10 Liu G M. Space-based bearings-only initial orbit determination method based on homotopy continuation theory (in Chinese). *J Spacecraft TT&C Tech*, 2015, 34: 453–453 [刘光明. 基于连续同伦算法的天基仅测角初轨确定方法. *飞行器测控学报*, 2015, 34: 453–458]
- 11 Liu L, Tang G, Hu S. Initial orbit determination based on sparse space-based angle measurement and genetic algorithm. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Information and Automation*. Yinchuan, 2013
- 12 Reihls B, Vananti A, Siminski J, et al. Analysing the correlation performance of ESA's planned space-based GEO surveillance mission. In: *70th International Astronautical Congress*. Washington, 2019
- 13 Tang Y, Wu M P, Fu X F. A method of correlation analysis for space-based GEO object surveillance (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2012, 42: 729–736 [唐毅, 吴美平, 付晓锋. 一种适用于天基GEO目标监视的相关性分析方法. *中国科学: 技术科学*, 2012, 42: 729–736]
- 14 Zhang X M, Li M, Xiong C. Orbit determination of non-cooperative space target with space-based single-satellite angle tracking (in Chinese). *Aerosp Control*, 2018, 36: 40–45, 51 [张雪敏, 李萌, 熊超. 天基单星测角跟踪条件下的空间非合作目标定轨. *航天控制*, 2018, 36: 40–45, 51]
- 15 Vallado D A. Evaluating gooding angles-only orbit determination of space-based space surveillance measurements. Boulder, 2010
- 16 Pan X G, Li J S, Duan X J, et al. Research on orbit determination technology of space-based space object surveillance and tracking system (in Chinese). *Prog Nat Sci*, 2008, 18: 1226–1239 [潘晓刚, 李济生, 段晓君, 等. 天基空间目标监视与跟踪系统轨道确定技术研究. *自然科学进展*, 2008, 18: 1226–1239]
- 17 Liu G M, Che W F. Bearings-only tracking algorithm based on IUKF for single-satellite observation of space objects (in Chinese). *J Spacecraft TT&C Tech*, 2013, 32: 257–261 [刘光明, 车万方. 基于IUKF的单星对空间目标仅测角跟踪算法. *飞行器测控学报*, 2013, 32: 257–261]
- 18 Dilshad Raihan A V, Chakravorty S. An unscented Kalman-particle hybrid filter for space object tracking. *J Astronaut Sci*, 2018, 65: 111–134
- 19 Liu G M, Liao Y, Wen Y L, et al. Two-satellite formation-based non-cooperative space target integrated orbit determination (in Chinese). *J Astro*, 2010, 31: 2095–2100 [刘光明, 廖瑛, 文援兰, 等. 基于双星编队的空间非合作目标联合定轨方法. *宇航学报*, 2010, 31: 2095–2100]
- 20 Jia B, Pham K D, Blasch E, et al. Cooperative space object tracking using space-based optical sensors via consensus-based filters. *IEEE Trans*

Aerosp Electron Syst, 2016, 52: 1908–1936

21 Liu Y C, Liu L. Orbit determination using satellite-to-satellite tracking data. *Chin J Astron Astrophys*, 2001, 1: 281–286

22 Woffinden D C, Geller D K. Observability criteria for angles-only navigation. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, 2009, 45: 1194–1208

Toward space situational awareness: A space-based autonomous optical tracking method for space objects

HU YunPeng¹, LI KeBo¹ & CHEN Lei²

¹ College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

² Academy of Military Sciences, Unmanned Systems Research Center, National Innovation Institute of Defense Technology, Beijing 100071, China

Space-based optical (SBO) surveillance is one of the important means of space situational awareness. Traditional space-based observational platforms cannot operate autonomously because accurate ephemeris needs to be obtained before determining the states of the observed objects. In this article, the concept of autonomous space-based surveillance is proposed. A space-based optical observation platform can carry out space situational awareness (SSA) autonomously using the obtained angle-only measurements, even if an accurate ephemeris is unknown. In contrast to traditional space object tracking, the states of an observed space object can be determined by only using the obtained angle-only measurements. In combination with long-arc observational data, an autonomous orbit improvement algorithm based on historical data is presented. The orbit of the original object can be improved by using historical observational data obtained by observing other space objects. Thus, a real-time autonomous tracking strategy with the assistance of additional measurements is presented, which can be performed by tracking multiple space objects using an observational satellite that has a payload of multiple SBO sensors. Finally, the proposed method was demonstrated by simulation cases. Compared with traditional object tracking, the estimation accuracy of autonomous tracking is worse but it will be similar when an observational satellite tracks two objects at the same time, especially if one of them operates in low earth orbit. This paper provides a feasible method for the development of an autonomous space-based SSA platform.

space situational awareness, space-based optical observation, autonomous tracking, orbit improvement, angles-only measurements

doi: [10.1360/SST-2020-0098](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0098)