

文章编号 1004-924X(2016)07-1541-09

基于虚拟测距的单星光学监测空间目标定轨方法

王秀红^{1,2}, 李俊峰^{1*}, 高彦平², 高景丽², 安芳红³

(1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084;

2. 宇航动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710043;

3. 63751 部队, 陕西 西安 710043)

摘要: 基于单颗天基卫星的光学监测数据在轨道改进时的可观测性差, 迭代难以收敛, 甚至法方程病态, 造成大批量空间目标编目定轨失败。本文分析了仅利用单星光学监测确定空间目标轨道的特点和难点, 针对基于天基监测的定轨亏秩问题和单星光学监测定轨的可观测度进行了研究。基于先验轨道信息建立了虚拟测距模型, 提出了一种利用虚拟测距和天基测角数据联合的轨道改进方法, 提高了利用单颗天基卫星的光学监测数据定轨系统的可观测性。采用我国首颗天基监测试验卫星 2015 年某 40 天内监测到的 400 多个目标的实测数据进行验证, 添加虚拟测距后, 定轨成功率由原来小于 10% 提高到 90% 以上, 同时提高了轨道确定精度。

关键词: 光学观测; 空间目标; 天基卫星; 轨道确定; 虚拟测距; 定轨成功率

中图分类号: V529 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20162407.1541

Orbit determination of space objects with single satellite optical observations and virtual range

WANG Xiu-hong^{1,2}, LI Jun-feng^{1*}, GAO Yan-ping², GAO Jing-li², AN Fang-hong³

(1. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an 710043, China;

3. 63751 Army, Xi'an 710043, China)

* Corresponding author, E-mail: lijunf@mail.tsinghua.edu.cn

Abstract: Observability of optical monitoring data based on single space-based satellite is poor when the orbit is improved, iteration cannot be converged and even normal equation would be ill-conditioned, which would cause failure of cataloging and orbit determination of a large number of space targets. Features and difficulties of application of single-satellite optical monitoring to determine the orbit of space target were analyzed. Then the rank deficiency of orbit determination based on space-based monitoring and the observability of orbit determination of single-satellite optical monitoring were studied. On the basis of priori orbit information, a virtual ranging model was established. An orbit improvement method that combined virtual ranging and space-based angle measurement data was put forward, which improves the observability of optical monitoring data orbit determination system based on single space-based satellite. The verification was implemented on the basis of measured data

收稿日期: 2016-01-21; 修订日期: 2016-03-22.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 2015AA8083068)

of more than 400 targets monitored in 40 days in 2015 by the first space-based monitoring test satellite of China. After virtual ranging was added, success rate of orbit determination is increased from less than 10% to 90% above and the precision of orbit determination is improved as well.

Key words: optical observation; space object; space-based satellite; orbit determination; virtual range; successful rate

1 引言

随着航天技术的不断进步与发展,人类探索空间、开发利用空间资源的活动愈加频繁,在轨航天器及遗留在太空轨道上的空间目标也日益增多^[1-2],从而对在轨航天器的安全运行造成了严重威胁。为了保证在轨航天器的安全运行,空间目标的探测、编目管理成为各航天大国的迫切需求^[3-4]。空间目标探测的基本途径包括地基探测和天基探测两种。地基探测系统受地域、时间和天气等影响,不能实现全天候探测,观测视场较小、分辨率不高,无法观测到中小尺寸的空间目标。天基探测因为探测器与目标之间的距离近,而且没有大气干扰,不受时间和地域的限制,探测范围比地基系统宽,可以在整个轨道空间层面上实现对空间目标的搜索、测量和监控,并能够对重要目标进行跟踪、定位和定轨^[5-6]。由于天基空间目标探测系统可以对地基空间目标探测系统进行有效的补充和完善,因此,天地基联合空间目标监视系统是空间目标跟踪与监视的重要发展趋势。国外对空间目标监测技术的研究起步较早,其中处于领先地位的国家包括美国、俄罗斯、澳大利亚、日本等。而我国则起步较晚,目前主要以地基监测为主,2013年我国首颗天基监测试验卫星(简称试验卫星)发射入轨,用于开展空间维护技术科学试验^[7]。

利用天基测轨数据确定空间目标轨道,掌握目标的在轨运行状态,完成对目标的编目管理是天基监视系统的主要任务之一。空间目标轨道确定分初始轨道确定和轨道改进两种。对于前者,国内外学者进行了大量的研究,提出了不同的定轨方法^[8-10];对于后者,相关学者主要研究了利用地基测轨数据、天地基联合测轨数据及天基仿真数据的轨道改进方法^[11-14],但在实际应用中,只能利用天基测轨数据对于定点境外的 GEO 目标

及本国地基设备无法观测到的目标进行定轨。利用单颗天基测角数据定轨的观测弧段短、数据稀疏、观测几何差,从而导致系统的可观性较弱,轨道改进过程中迭代很难收敛,甚至法方程病态,出现亏秩现象,造成大批量空间目标的编目定轨失败。文献[15-17]通过增加角度的变化率来提高利用纯角度数据定轨的成功率,但由于天基光学监测受监测平台和空间目标的相互位置关系、天基监测设备的性能以及工作模式等条件的限制,单颗天基监测卫星对 GEO 目标的监测往往因弧段很短而难以获取角度曲率信息^[15]。本文分析了利用单颗天基测轨数据定轨失败的原因,基于目标的先验轨道信息模拟了虚拟距离测量数据,并结合天基测角数据进行轨道改进,大大提高了利用单颗天基卫星光学数据编目定轨的成功率和精度。

2 基于单星测角数据定轨的特点分析

2.1 基于天基监测的定轨亏秩问题分析

由轨道理论可知,轨道确定过程中法方程的矩阵 \mathbf{B} 是否满秩是正确解算轨道的关键^[18]。天基监测卫星采用 CCD 相机,将目标连同恒星背景在 CCD 平面上成像,通过匹配恒星星图数据库,得出监测平台与目标的连线在天球中的方位,其测量数据为天文定位数据赤经 α 和赤纬 δ 。设监测卫星和空间目标在 J2000 惯性坐标系中的位置矢量分别为 $\mathbf{r}_s(x_s, y_s, z_s)$, $\mathbf{r}(x, y, z)$, 监测卫星所观测的空间目标的矢量为 $\boldsymbol{\rho}_s$, 则有:

$$\boldsymbol{\rho}_s = (\mathbf{r} - \mathbf{r}_s) = \begin{bmatrix} x - x_s \\ y - y_s \\ z - z_s \end{bmatrix}. \quad (1)$$

$\boldsymbol{\rho}_s$ 的空间极坐标表示如下:

$$\boldsymbol{\rho}_s = \rho_s \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \delta \\ \sin \alpha \cos \delta \\ \sin \delta \end{bmatrix}. \quad (2)$$

根据式(1)和式(2),测量方程为:

$$\alpha = \arctan \left[\frac{y - y_s}{x - x_s} \right], \quad (3)$$

$$\delta = \arcsin \left[\frac{z - z_s}{\rho_s} \right]. \quad (4)$$

如果以轨道根数 σ, σ_s 作为状态变量, σ, σ_s 分别表示空间目标和监视卫星的轨道根数,引进状态量:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \sigma \\ \sigma_s \end{bmatrix}, \quad \mathbf{X}_0 = \begin{bmatrix} \sigma_0 \\ \sigma_{s0} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

法方程的矩阵 \mathbf{B} 为:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \left[\frac{\partial \alpha}{\partial (r, r_s)} \right] \left[\frac{\partial (r, r_s)}{\partial (\sigma, \sigma_s)} \right] \left[\frac{\partial (\sigma, \sigma_s)}{\partial (\sigma, \sigma_s)_0} \right] \\ \left[\frac{\partial \delta}{\partial (r, r_s)} \right] \left[\frac{\partial (r, r_s)}{\partial (\sigma, \sigma_s)} \right] \left[\frac{\partial (\sigma, \sigma_s)}{\partial (\sigma, \sigma_s)_0} \right] \end{bmatrix} = \frac{1}{\rho_s} \begin{bmatrix} B_{1,1} & B_{1,2} & \cdots & B_{1,12} \\ B_{2,1} & B_{2,2} & \cdots & B_{2,12} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

\mathbf{B} 为 2×12 维矩阵。赵德勇等人^[19-20]对 \mathbf{B} 的表达式进行了严格推导分析,根据分析结果, $B_{1,4} = -B_{1,10}, B_{2,4} = -B_{2,10}$,即 \mathbf{B} 矩阵式亏秩,在基于星间角度测量信息同时确定天基平台及空间目标轨道的过程中, $|\mathbf{B}^T \mathbf{B}| = 0$,无法实现空间目标的轨道确定。针对该问题,国内外相关人员进行了深入研究,提出了相应的解决措施,其中最具有代表性的是利用天地基测轨数据联合确定监测卫星和空间目标轨道^[11-14]。该方法适合卫星导航、中继卫星跟踪、伴飞等情况下监测卫星和用户星的轨道确定。然而对于大批量空间目标编目,在地面设备无法观测到空间目标的情况下,少量的星间测角数据对监测卫星的轨道确定贡献微不足道^[21],且降低空间目标编目的效率,因此,本文首先利用地基测轨数据对监测卫星进行精密轨道确定及预报,并将监测卫星轨道作为已知量,仅需求解空间目标轨道。虽然该方法会引入监测卫星轨道预报误差的影响,但相对于公里级甚至十几公里的编目精度,监测卫星轨道预报误差的影响可忽略;况且如果能及时获取监测卫星的地面跟踪数据,监测卫星轨道预报时长很短,甚至可直接利用监测卫星的精密定轨结果。

2.2 单星光学监测定轨的可观测度分析

定轨系统的可观测性是轨道确定的必要条件。Gaposchkin、李强等人^[22-23]通过理论推导证明利用单颗卫星对空间目标进行光学测量是可行的,但在实际应用中,系统观测性的强弱与多种因

素相关。赵博等人针对天基光学监视中的空间目标被动跟踪问题,提出了可观测度的概念,建立了系统可观测度模型。文献[24-25]分析了影响系统可观测度的主要因素,由分析结果可知:测量误差越大、测量弧段越短、数据越稀疏、观测几何精度因子(GOP)^[26]越小,系统的可观测度越差。

本文对我国天基监测试验卫星 2015 年某 40 天内监测到的 400 多个目标的数据跟踪情况进行了统计分析。其中一个月内跟踪弧段大于 10 的目标个数仅为 10%左右,只有 3 个目标轨道为大椭圆(HEO),其余均为地球同步轨道(GEO)目标。图 1 给出了试验卫星对某 GEO 目标 12 天内的观测数据。由图可见,12 天内,试验卫星对该 GEO 目标仅有 4 次观测,且每次观测时长仅在 3 min 左右,所有观测数据时长约占目标在轨运行时长的 0.09%。相对合作目标,地基监测设备每天至少 2 升 2 降 4 个弧段,约占目标在轨运行时长的 3%左右,低轨目标甚至有天基全弧段的 GNSS 数据。同时,观测几何方面,单颗天基监测卫星对不同轨道空间目标的观测几何特性不同:对于 GEO 目标,其观测几何相当于地面单站对 LEO 目标(天基监测卫星所在轨道)的观测,利用地面单站光学设备对空间目标的测轨数据进行轨道确定。在工程应用中,光学设备观测受天光、地影(包括月影)及天气(多云等)等因素的影响,观测数据稀疏;对于大批量空间目标编目,地面监测资源有限,无法满足同一观测站长时间跟踪同一目标,导致跟踪弧段短,况且光学数据没有距离约束。上述因素导致利用地面单站光学设备监测的空间目标无论是定初轨还是轨道改进均比较困难,因此,意大利学者尝试利用两异地光学观测站同步观测 GEO 目标^[27]。综上可知,利用单星光学监测定轨的主要缺点是观测数据稀疏、弧段短、观测几何差以及定轨系统的可观性弱。

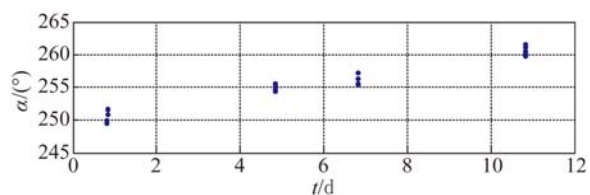


图 1 试验卫星对某 GEO 目标的跟踪数据示意图

Fig. 1 Observation data of test satellite to one GEO object

3 基于虚拟测距的单星光学监测定轨方法

根据 2.2 节的分析结果,利用单星光学监测定轨的最大难点是系统的可观性弱,增加测量数据类型是增强系统可观性的手段之一。本文在轨道改进的过程中,假设地面有一虚拟测量站可跟踪到空间目标,基于目标先验轨道信息计算出虚拟测站和空间目标的虚拟距离,将虚拟距离添加到单颗天基卫星对空间目标的定轨系统中,大大提高了系统的可观性,进而提高了定轨成功率。

轨道改进的主要步骤包括:观测数据的预处理(包括剔除观测资料中的野值,修正部分系统误差)、先验轨道获取、有摄星历计算、观测残差和 \mathbf{B} 矩阵计算和法方程求解。定轨利用的测量数据类型不同,相应的测量模型不同, \mathbf{B} 矩阵的计算方法也不同。另外,本方法中的虚拟测距是基于先验轨道计算得到的,所以先验轨道的准确度和虚拟测距精度精密相关。

3.1 系统模型

本文采用经典的最小二乘(Least Square, LS)估值方法,采用批处理算法对空间目标进行轨道改进,具体原理详见文献[27],这里不再赘述。其中涉及的模型包括目标的动力学模型及测量模型。

在惯性坐标系中,空间目标的运动方程如下:

$$\ddot{\mathbf{r}} = f_{\text{TB}} + f, \quad (7)$$

其中: $\ddot{\mathbf{r}}$ 为作用在空间目标单位质量上的力; f_{TB} 是把地球看作质量分布均匀的正球体,地球和空间目标均可当作两个质点时地心对空间目标的吸引力,即二体作用力; f 为其他摄动力。摄动力的选取与系统的时效性和定轨精度要求精密相关,适用于大批量空间目标编目。本文选取的摄动力包括大气阻力、日月引力、太阳辐射对目标造成的压力,及地球红外辐射和地球反射太阳光对目标产生的压力。其中对于中高轨目标可以不考虑大气阻力摄动的影响。

本文涉及的测量数据类型包括天文定位数据赤经 α 、赤纬 δ 及测距 ρ ,其中赤经 α 、赤纬 δ 的测量模型 2.1 节已给出。设虚拟测站在 J2000 坐标系的矢量为 $\mathbf{r}_b(x_b, y_b, z_b)$,则有:

$$\rho = \sqrt{(x - x_b)^2 + (y - y_b)^2 + (z - z_b)^2}. \quad (8)$$

3.2 B 矩阵计算

利用 LS 估值方法解算出目标初始状态向量的改进量为:

$$\hat{\mathbf{x}}_0 = (\mathbf{B}^T \mathbf{W} \mathbf{B})^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{W} \mathbf{y}, \quad (9)$$

式中: \mathbf{B} 为观测量对初始状态向量的偏导数矩阵, \mathbf{W} 为权矩阵, \mathbf{y} 为观测残差,即观测值与理论值的差。

$$\mathbf{B} = \tilde{\mathbf{B}} \Phi(t, t_0), \quad (10)$$

式中: $\tilde{\mathbf{B}}$ 为观测量为状态变量的偏导数矩阵, $\Phi(t, t_0)$ 为状态转移矩阵。 \mathbf{B} 矩阵计算是法方程求解的关键,初始状态向量不同, \mathbf{B} 的表达式不同。赵德勇等人^[15-16]推导了利用星-星间的测角数据联合确定监测卫星和用户星的轨道时 \mathbf{B} 的表达式,本文推导分析了已知监测卫星轨道,利用星-星间的测角数据及虚拟测距数据求解空间目标轨道时 \mathbf{B} 的表达式。当已知监测卫星轨道,以空间目标的开普勒根数 $\sigma(a, e, i, \Omega, \omega, M)$ 作为状态变量时,法方程的矩阵 \mathbf{B} 为:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \left[\frac{\partial \alpha}{\partial \mathbf{r}} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \sigma} \right] \left[\frac{\partial \sigma}{\partial \alpha_0} \right] \\ \left[\frac{\partial \delta}{\partial \mathbf{r}} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \sigma} \right] \left[\frac{\partial \sigma}{\partial \alpha_0} \right] \\ \left[\frac{\partial \rho}{\partial \mathbf{r}} \right] \left[\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \sigma} \right] \left[\frac{\partial \sigma}{\partial \alpha_0} \right] \end{bmatrix}. \quad (11)$$

利用式(3)、式(4)、式(8)分别对 $\mathbf{r}(x, y, z)$ 求偏导数,可得:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial \alpha}{\partial \mathbf{r}} \\ \frac{\partial \delta}{\partial \mathbf{r}} \\ \frac{\partial \rho}{\partial \mathbf{r}} \end{bmatrix} = \frac{1}{\rho} \begin{bmatrix} \frac{-\sin \alpha}{\cos \delta} & \frac{\cos \alpha}{\cos \delta} & 0 \\ -\sin \delta \cos \alpha & -\sin \delta \sin \alpha & \cos \delta \\ x - x_b & y - y_b & z - z_b \end{bmatrix}. \quad (12)$$

空间目标位置矢量 \mathbf{r} 对各开普勒根数的偏导数如下:

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial a} = \frac{1}{a} \mathbf{r}, \quad (13)$$

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial e} = H\mathbf{r} + K\dot{\mathbf{r}}, \quad (14)$$

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial i} = \begin{bmatrix} z \sin \Omega \\ -z \cos \Omega \\ -x \sin \Omega + y \cos \Omega \end{bmatrix}, \quad (15)$$

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \Omega} = \begin{bmatrix} -y \\ x \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (16)$$

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \omega} = \begin{pmatrix} zR_y - yR_z \\ xR_z - zR_x \\ yR_x - xR_y \end{pmatrix}, \quad (17)$$

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial M} = \frac{1}{n} \dot{\mathbf{r}}, \quad (18)$$

其中:

$$H = -\frac{a}{p}(\cos E + e), \quad (19)$$

$$K = \left[1 + \frac{r}{p}\right] \frac{\sin E}{n}, \quad (20)$$

$$R_x = \sin \Omega \sin i,$$

$$R_y = -\cos \Omega \sin i,$$

$$R_z = \cos i. \quad (21)$$

式中: $p = a(1 - e^2)$, $n^2 a^3 = \mu$, μ 为地心引力常数, E 是偏近点角。式(13)~式(21)中的目标位置、速度矢量及开普勒根数所在坐标系均为瞬时真赤道坐标系,与 J2000 惯性坐标系的转化方法见文献[28]。

$\frac{\partial \sigma}{\partial \alpha_0}$ 为状态转移矩阵,目前有数值法^[28]、解析法^[29]和差分法^[30]3种计算方法。本文采用数值法计算 $\frac{\partial \sigma}{\partial \alpha_0}$ 。

3.3 先验轨道筛选

在空间目标编目定轨中,获取初始轨道的方式主要有两种:从编目库中提取历史轨道和利用短弧测轨数据定初轨。编目库中包括己方编目轨道和北美防空司令部(North American Air Defense Command, NORAD)的编目轨道 TLE (Two-Line Element)。为了提高大批量空间目标自动编目定轨的成功率,通常优先从编目库中获取先验轨道。由于己方利用单颗监测卫星首次观测到目标,尚无历史轨道,而且利用单颗监测卫星短弧测角数据定初轨的难度很大^[7-9],因此通常从 TLE 中选取初轨。本文以 TLE 为例,给出了先验轨道筛选的原则和虚拟测距的计算方法。

TLE 轨道为目标某一时刻的轨道,根数历元不一定在单星的观测数据弧段内,因此需要利用 TLE 进行轨道预报。为了尽可能减少轨道预报引起的误差,选取 TLE 时原则上选取根数历元距离最后一组 α, δ 数据时刻最近的根数。另外,空间目标有可能变轨,筛选出的根数必须为在定轨数据弧段内目标未变轨的根数。

3.4 虚拟测距计算

虚拟测距计算的关键包括测距时段的选择、测距个数的选定、虚拟测站的求解等。为了保证测距精度,虚拟时段应选择测轨弧段数据内距离根数历元尽可能近的时间段,例如,如果选取的 TLE 历元在整个测轨数据时段的前面,则虚拟测距时段选择在测轨时段开始附近。虚拟测距的个数过少,系统的可观性仍然较弱,导致定轨失败;而个数过多,则使定轨结果对先验轨道的依赖过大,减少了单星测轨数据的贡献。虚拟测距个数与单星测轨数据的弧长、分布及其他影响系统可观性的因素相关。同时,为了增大系统的观测几何精度因子,不同虚拟测距选定不同的虚拟测站。虚拟测距计算的主要步骤包括:

- (1) 确定虚拟测距时段;
- (2) 确定虚拟测距数量及对应时刻;
- (3) 利用 SGP4/SDP4^[31-32]模型将选定的 TLE 外推到选定的虚拟测距对应的时刻;
- (4) 求虚拟测距对应时刻目标的星下点,星下点即为该时刻的虚拟测站;
- (5) 利用式(8)求虚拟距离。

4 方法验证

本文利用我国监测试验卫星的实测数据对本文提出的方法进行了可靠性和定轨精度两方面的验证。

4.1 可靠性验证

利用试验卫星 2015 年某 40 天内的跟踪数据对该方法的可靠性进行了验证。将该段时间内跟踪弧段大于 10 的 40 多个目标每 10 天分成 1 个定轨弧段,即每个目标 40 天内有 4 组定轨数据,40 多个目标有上百组定轨数据。利用这些数据基于自动处理的方式进行了轨道确定,并对定轨结果进行了分析。为了对比,首先不添加虚拟测距,利用单颗星的测角数据进行轨道确定,其中先验轨道从 TLE 中筛选,结果仅有一组定轨成功,定轨成功率小于 10%。然后以相同的 TLE 为先验轨道,给每组数据添加了小于 10% (即虚拟测距量与测角数据量的百分比)的虚拟测距重新确定轨道,除个别组因为该段时间无天基测角数据或仅有一个弧段数据外,其他组定轨结果均成功,成功率大于 90%,因此该方法的可靠性高。

4.2 定轨精度验证

轨道精度的评估必需有一高精度轨道作为基准,本文选定国内具有米级精度的某一 GEO 卫星轨道对该方法的定轨结果进行了精度分析,其中将定轨误差分解在 RTN 3 个方向^[28],如图 2 所示。另外,为了分析虚拟测距数量及分布对定轨结果的影响,本文分别给出了利用 5 点/1 min (间隔 1 min 共 5 个)、10 点/1 min (间隔 1 min 共 10 个)、5 点/10 min (间隔 10 min 共 5 个)虚拟测距的定轨结果。利用 5 点/1 min 虚拟测距和天基数据的定轨结果误差如图 3 所示。为了更具体地表示利用不同虚拟测距数量及分布定轨之间的差别,图 4(a)给出了 5 点/1 min 虚拟测距联合天基数据和 10 点/1 min 虚拟测距联合天基数据的定轨偏差,图 4(b)给出了 5 点/1 min 虚拟测距联合天基数据和 5 点/10 min 虚拟测距联合天基数据的定轨偏差。由图 2 可知,仅利用天基数据进行定轨的误差大于 50 km, T 方向误差远大于其他两个方向;由图 3 可知,添加虚拟测距数据后,定轨误差降低到了 12 km 左右,同样 T 方向误差仍远大于其他两个方向。因此,添加虚拟测距后既增强了定轨系统的可靠性,同时提高了定轨精度。比较图 4(a)和 4(b)可知,添加不同数量和分布的虚拟测距,定轨偏差小于 50 m,因此,虚拟测距间隔和数量对定轨结果的影响很小。T 方向的轨道误差主要是由于定轨的动力学模型误差和改进历元的轨道误差引起的^[32]。对于低轨道目标,动力学模型误差主要是大气阻尼摄动误差;但对于 GEO 目标,动力学模型误差相比较轨道误差可忽略不计,因此, GEO 目标 T 方向的轨道误差主要是由于改进历元的轨道误差引起的。表 1 给出了利用不同虚拟测距数据联合天基数据定轨的开普勒根数误差。由表 1 可知,添加虚拟测距后,确定轨道形状的偏心率 e 和确定轨道在空间位置的倾角 i 的误差均减小了一个数量级,其他根数精度均有不同程度的提高,但不同虚拟测距数量和分布的定轨结果偏差很小。其原因在于添加虚拟测距后,相对于短弧的纯角度测量信息,增加了几何约束,提高了定轨精度,但测距数据量小于天

基数据量的 10%,定轨结果很大程度上依赖于天基数据,因此有限的测距数量和分布对定轨结果的影响很小。

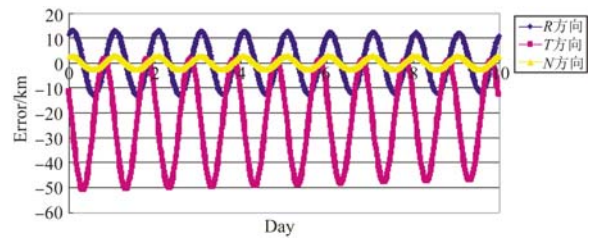


图 2 天基数据的定轨误差

Fig. 2 Position errors of orbit determination using space-based camera data

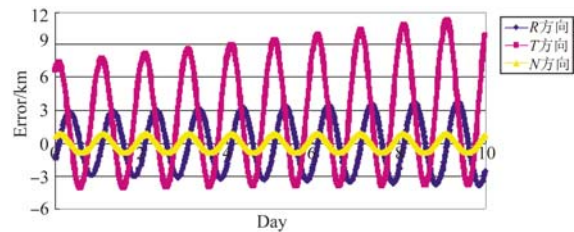
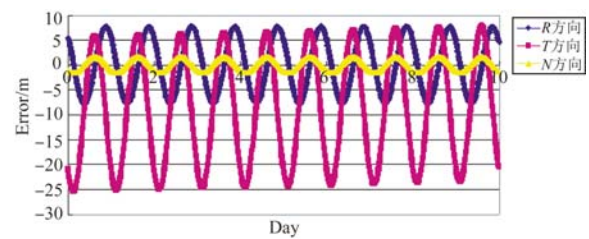
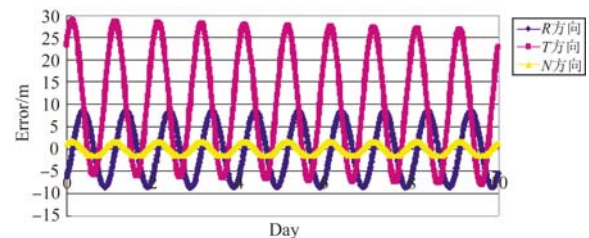


图 3 利用 5 点/1 min 虚拟测距和天基数据联合定轨误差

Fig. 3 Position errors of orbit determination using space-based data with virtual range of 5 point/1 min



(a) 5 point/1 min and 10 point/1 min



(b) 5 point/1 min and 5 point/10 min

图 4 利用不同虚拟测距(联合天基数据)定轨偏差

Fig. 4 Difference of orbit determination by using combined space-based data with different virtual ranges

表1 利用不同测轨数据的开普勒根数误差

Tab.1 Kepler elements error of orbit determination using different observation data

测轨数据	$\Delta a/m$	Δe	$\Delta i/(\circ)$	$\Delta \Omega/(\circ)$	$\Delta \omega/(\circ)$	$\Delta M/(\circ)$
仅天基	-33.369 94	1.84×10^{-4}	-0.002 623	-0.617 15	80.936	-80.353
5个/1 min+天基	-41.744 41	-6.3×10^{-5}	-0.000 652	-0.253 97	-12.874 3	13.130
10个/1 min+天基	-41.721 39	-6.3×10^{-5}	-0.000 653	-0.254 44	-12.986	13.242
5个/10 min+天基	-41.769 11	-6.3×10^{-5}	-0.000 651	-0.253 47	-12.744	12.999

5 结 论

本文分析了利用天地基测轨数据联合定轨的适用性以及大批量空间目标编目定轨的特点,利用单颗天基星光学测轨数据定轨的难点,提出了

一种利用虚拟测距和天基测角数据联合的轨道改进方法。轨道验证结果表明,该方法能够大大提高大批量空间目标利用单颗天基卫星光学测轨数据的定轨成功率(由10%提高到90%)和定轨精度定轨误差(从50 km降到12 km),而且虚拟测距的数量和分布对定轨精度的影响很小。

参考文献:

- [1] PHILLIP A. Satellite box score[J]. *Orbital Debris Quarterly News*, 2015, 19(1):10.
- [2] LIOU J C. USA space debris environment, operations, and measurement updates[C]. *52nd Session of the Scientific and Technical Subcommittee Committee on the Peaceful Uses of Outer Space*, United Nations:AIA, 2015.
- [3] SLANN P A. Space debris and the need for space traffic control[J]. *Space Policy*, 2014, 30:40-42.
- [4] ANDERSON P V, SCHAUB H. Local debris congestion in the geosynchronous environment with population augmentation [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 94(2):619-628.
- [5] JOSEPH A H, GREGORY P F. Space fence system overview[C]. *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*, Maui, HI, 2015.
- [6] 乔凯,王治乐,从明熠.空间目标天基与地基监视系统对比分析[J]. *光学技术*, 2006, 32(5):744-749.
QIAO K, WANG ZH L, CONG M Y. Analysis on space based and ground based surveillance system to space target [J]. *Opt. Tech.*, 2006, 32(5):744-749. (in Chinese)
- [7] 黄建余,惠建江,孙前贵,等.地球同步带空间碎片天基观测初步效果分析[C]. 第八届全国空间碎片学术交流会,北京,2015:107-113.
HUANG J Y, HUI J J, SUN Q G, et al.. Primary effect evaluation of space-based observation for geosynchronous debris [C]. *The Eighth Session of the National Space Debris Conference*, Beijing, 2015: 107-113. (in Chinese)
- [8] ANDREA M, FEDERICO G G, DE' MICHELIELI V M, et al.. Orbit determination with very short arcs. I. Admissible regions[J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2004, 90(12):59-87.
- [9] DAVID V, VLADIMIR A. Orbit determination results from optical measurements[C]. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, Toronto: AIAA, 2010.
- [10] 陈务深,庆波,常静,等.利用天基测角资料进行定轨的方法初探[J]. *天文学报*, 2008, 49(1):81-92.
CHEN W SH, QING B, CHANG J, et al.. An orbit determination method angle measured using space-based data [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2008, 49(1):81-92. (in Chinese)
- [11] FRÜH C, SCHILDKNECHT T. Orbit propagation and validation with angle-only observations [C]. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, Toronto: AIAA, 2010.
- [12] 潘晓刚,周海银,王炯琦.基于天基测控的同步卫星联合定轨方法研究[J]. *宇航学报*, 2009, 30(5): 1854-1859.
PAN X G, ZHOU H Y, WANG J Q. Research on the method of combine GEO satellite determination based on space-based tracking telemetry and command technology [J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(5):1854-1859. (in Chinese)

- [13] 赵德勇,潘晓刚,王炯琦,等. 基于双星定位系统的近地卫星定轨精度仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2006,18(6):1437-1441.
ZHAO D Y, PAN X G, WANG J Q, *et al.*. Research on LEO orbit determination precision simulation based on Bi-satellite positioning system[J]. *Journal of System Simulation*, 2006, 18(6): 1437-1441. (in Chinese)
- [14] 王秀红,李俊峰,王彦荣. 天基照相机监测空间目标定轨方法及精度分析[J]. 光学精密工程, 2013, 21(6):1394-1403.
WANG X H, LI J F, WANG Y R. Orbit determination method and precision analysis of space object with space-based camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(6):1394-1403. (in Chinese)
- [15] 李冬,易东云,程洪玮. 天基光学监视的 GEO 空间目标短弧段定轨方法[J]. 中国空间科学技术, 2011,6(3):1-7.
LI D, YI D Y, CHEN H W. Orbit determination for GEO objects with short arcs of space-based optical observations[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2011,6(3):1-7. (in Chinese)
- [16] 郭福成,孙仲康,安玮. 利用方向角及其变化率对固定辐射源的三维单站无源定位[J]. 电子学报, 2002,30(12):1885-1887.
GUO F CH, SUN ZH K, AN W. Single observer passive location of 3-D fixed emitter using direction and its rate of changing information [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2002,30(12):1885-1887. (in Chinese)
- [17] 周亚强,曹延伟,冯道旺,等. 基于视在加速度与角速度信息的单站无源定位原理与目标跟踪算法研究[J]. 电子学报, 2005,33(12):2120-2124.
ZHOU Y Q, CAO Y W, FENG D W, *et al.*. Single observer passive location and tracking arithmetic using look acceleration and angle rate of changing information[J]. *Acta Electronica Sinica*, 2005, 33(12):2120-2124. (in Chinese)
- [18] 刘林,王海红,胡松杰. 卫星定轨综述[J]. 飞行器测控学报, 2005,24(2):28-33.
LIU L, WANG H H, HU S J. Summary on satellite orbit determination [J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2005,24(2):28-33. (in Chinese)
- [19] 赵德勇,潘晓刚,周海银,等. 基于联合定轨策略的星间相对测量自主定轨亏秩问题的改进[J]. 宇航学报, 2006,27(2):181-186.
ZHAO D Y, PAN X G, ZHOU H Y, *et al.*. Improvement of satellite-to-satellite relative measurement autonomous orbit determination deficient-rank based on combined orbit determination strategy [J]. *Journal of Astronautic*, 2006, 27(2): 181-186. (in Chinese)
- [20] 赵博,周庆勇,张旺,等. 基于天地基测控的空间目标联合定轨研究[J]. 光电工程, 2011,38(11):57-62.
ZHAO B, ZHOU Q Y, ZHANG W, *et al.*. Combined space objects' orbit determination based on space/ground-based tracking telemetry and command technology [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2011,38(11):57-62. (in Chinese)
- [21] 吴功友,王家松,赵长印,等. 天地基联合多星定轨及精度分析[J]. 中国空间科学技术, 2007,27(3):58-63.
WU G Y, WANG J S, ZHAO CH Y, *et al.*. Multiple satellite joint orbit determination based on satellite-to-satellite and satellite to earth tracking [J]. *Chinese Space and Technology*, 2007, 27(3):58-63. (in Chinese)
- [22] GAPOSCHKIN E M, YON B C, SHARMA J. Space-based space surveillance with the spaced-based visible [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2000,23(1):148-152.
- [23] 李强. 单星对卫星目标的被动定轨与跟踪关键技术研究[D]. 长沙:国防科技大学电子科学与工程学院, 2007:14-64.
LI Q. *Research on Key Technologies of Single Satellite to Satellite Target Passive Orbit Determination and Tracking* [D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2007:14-64. (in Chinese)
- [24] 吴京,王博,李骏,等. 空间目标天基光学跟踪可观测性分析[J]. 湖南大学学报:自然科学版, 2009,36(11):32-37.
WU J, WANG B, LI J, *et al.*. Observability analysis on space object tracking in space-based optical surveillance [J]. *Journal of Hunan University: Natural Sciences*, 2009,36(11):32-37. (in Chinese)
- [25] 石章松,刘忠. 单站纯方位目标跟踪系统可观测性分析[J]. 火力与指挥控制, 2007,32(2):26-29.
SHI ZH S, LIU ZH. The analysis of the observability on the single platform bearings-only target tracking system [J]. *Fire Control and Command Control*, 2007,32(2):26-29. (in Chinese)
- [26] 刘光明. 基于天基测角信息的空间非合作目标跟踪算法及相关技术研究[D]. 长沙:国防科技大学

电子科学与工程学院,2011:30-72.

LIU G M. *Research on Non-cooperative Target Tracking Algorithms and Related Technologies Using Space-based Bearings-only Measurements* [D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2011:30-72. (in Chinese)

- [27] PORFILIO M, PIERGENTILI F, GRAZIANI F. Two-site orbit determination: The 2003 GEO observation campaign from Collepardo and Mallorca [J]. *Advances in Space Research*, 2006, 38(9): 2084-2092.
- [28] 李济生. 航天器轨道确定[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- LI J SH. *Satellite Precise Orbit Determination* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [29] 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006:33-188.

LIU L. *Orbit Theory of Spacecraft* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2006: 33-188. (in Chinese)

- [30] 胡小工,黄勇,廖新浩. 状态转移矩阵的差分算法及其应用[J]. 天文学报,2000,41(2):113-122.
- HU X G, HUANG Y, LIAO X H. The difference algorithm for state transition matrix and its applications [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2000, 41(2):113-122. (in Chinese)
- [31] HOUSE K R. The short term evolution of orbital debris clouds [J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1992, 40(2): 203-213.
- [32] 陈磊,韩蕾,白显宗,等. 空间目标轨道力学与误差分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 30-61.
- CHEN L, HAN L, BAI X Z, et al.. *Orbital Dynamics and Error Analysis of Space Object* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2010:30-61. (in Chinese)

作者简介:



王秀红(1971—),女,陕西千阳县人,博士,研究员,主要研究方向为航天器轨道确定及空间目标碰撞预警。E-mail: wangxiuhong1971@163.com

通讯作者:



李俊峰(1964—),男,黑龙江人,博士,教授,博士生导师,1993年于莫斯科大学力学数学系获得博士学位,主要研究方向为航天动力学与控制。E-mail: lijunf@mail.tsinghua.edu.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)