

基于天基光学测角的高轨空间目标轨道确定

刘磊*, 曹建峰

北京航天飞行控制中心航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094

摘要 受到距离和观测条件等因素的影响,地基设施对高轨空间目标的观测能力有限,但天基观测设施可以有效突破地基设施的观测局限,从而提高对高轨空间目标的观测效率和精度。基于此,结合当前天基测量技术的现状,研究基于天基光学测角的高轨空间目标轨道确定方法,包括初始轨道确定方法和轨道改进方法。针对观测量类型对轨道确定结果的影响,推导直接利用天基观测角度的轨道改进方法,以及基于天基观测方向矢量的轨道改进方法。利用仿真数据和实测数据对两种改进方法进行比较。研究结果表明,基于天基观测方向矢量解算得到的高轨目标轨道精度相对较高,可为我国空间态势感知体系的建设提供有益借鉴。

关键词 测量; 空间目标; 轨道确定; 天基光学; 空间监视; 空间态势感知

中图分类号 O439

文献标志码 A

doi: 10.3788/AOS202141.1912002

Orbit Determination of High-Orbit Space Targets Based on Space-Based Optical Angle Measurement

Liu Lei*, Cao Jianfeng

Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China

Abstract Affected by factors such as distance and observation conditions, ground-based facilities have limited ability to observe high-orbit space targets, but space-based observation facilities can effectively break through the observation limitations of ground-based facilities, thereby improving the efficiency and accuracy of observation of high-orbit space targets. Based on this, combined with the current status of space-based measurement technology, the method for determining the orbit of high-orbit space targets based on space-based optical angle measurement, including the initial orbit determination method and the orbit improvement method, is studied. In view of the influence of the observation type on the orbit determination result, the orbit improvement method that directly uses the space-based observation angle and the orbit improvement method based on the space-based observation direction vector are deduced. The two improved methods are compared with simulated data and measured data. The research results show that the orbit accuracy obtained from the space-based observation direction vector calculation is relatively high, which can provide a useful reference for the construction of space situation awareness system.

Key words measurement; space target; orbit determination; space-based optics; space surveillance; space situation awareness

OCIS codes 120.6085; 200.4560; 350.6090; 040.1880

1 引言

对空间非合作目标进行跟踪测量以确定其轨

道,是空间态势感知目标状态、属性和意图的主要技术手段之一。传统的地基观测设备受地面光照、气象和地理等条件的限制,其对非合作的地球静止轨

收稿日期: 2020-03-18; 修回日期: 2020-04-13; 录用日期: 2020-04-23

基金项目: 国家自然科学基金(11773004, 11973015, 61573049)、国家高技术研究发展计划(2015AA7034057G)

通信作者: *llbacc@139.com

道(GEO)等高轨目标的观测能力有限,相比较而言,天基观测设备可以突破上述不利条件的限制,因而受到高度重视和广泛应用,如美国的天基空间监视(SBSS)系统和轨道深空成像(ODSI)系统,以及中段空间实验(MSX)卫星和天基红外预警系统(SBIRS),其中 SBSS 系统使美国对 GEO 卫星的跟踪能力提高 50%,MSX 卫星能够探测 7~15 星等亮度的卫星和碎片,可同时探测地球低轨道和 GEO 卫星^[1-3]。未来的空间目标监测或将以天基观测设备为主,同时光学观测或将成为主要天基观测手段^[4]。

基于天基光学测角的轨道确定,即对天基红外或可见光设备所获取的空间目标光学图像进行处理可以得到目标的方位角度^[5],进而解算目标轨道。由此可见,与激光或雷达等可以获取目标距离和速度等信息的不同^[6-7],天基光学测角仪仅能获取空间目标的角度信息,测量信息的不完备性使得轨道确定难度较大,不仅需要累计多个时刻的观测量进行解算,还需研究相应的解算算法。文献[8]利用天基角度测量数据和稀疏描述方法解算弹道目标,文献[9-11]研究了基于天基角度测量数据的空间目标定轨问题,上述研究均为本文研究提供了有益参考,同时表明仅利用天基角度测量数据可以确定空间目标轨道。测量信息的不完备,导致轨道确定结果受测量数据质量的影响大和计算收敛性差等问题,但仍然值得深入研究。

为此,本文基于天基光学测角的高轨空间目标轨道确定进行研究,包括初轨确定和轨道改进两个环节。针对测量类型对轨道改进的影响,推导了直接利用天基观测角度迭代解算的方法,以及利用天基观测方向矢量迭代解算的方法,最后通过数值仿真数据和实测数据对比验证两种轨道改进方法的有效性。

2 初轨确定

初始轨道是轨道改进的先决条件,其准确程度直接决定轨道改进计算的收敛与否和收敛速度。在仅获取角度测量数据的情况下,初始轨道对轨道改进计算的上述影响更加明显。常见的基于测角数据的初轨确定方法有双 r 迭代法(r 为测站到空间目标的距离)、Guass 法、Laplace 法^[12],以及改进的 Laplace 法,如单位矢量法等^[13]。基于天基测角的初轨确定问题与地基定轨本质相同,仍然可以使用上述方法。不过,由于天基平台自身的运动特性,在稀疏角度测量条件下可能出现平凡解或多解问题^[4,14],解算过程中需对比定轨结果和天基平台轨

道以避免将平凡解作为初始轨道,同时应尽可能增加观测弧段长度以避免多解问题。

基于天基测角的空间目标跟踪的示意图如图 1 所示,其中 S 为天基观测平台, T 为空间目标,对应的轨道分别为 trajectory 1 和 trajectory 2, i 为观测时刻序号。设 S 和 T 的地心矢量分别为 \boldsymbol{r} 和 \boldsymbol{R} ,二者距离为 ρ ,于是有

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{R} + \rho \boldsymbol{L}, \quad (1)$$

式中: \boldsymbol{L} 为 S 至 T 的单位方向矢量。设天基角度测量数据为赤经 α 和赤纬 δ ,则 \boldsymbol{L} 为

$$\boldsymbol{L} = [\cos \alpha \cos \delta \quad \sin \alpha \cos \delta \quad \sin \delta]^\top. \quad (2)$$

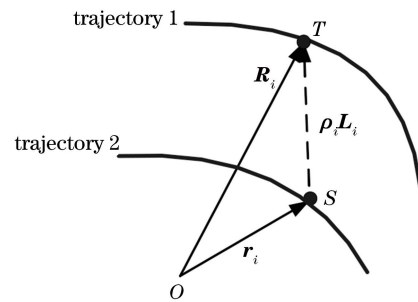


图 1 空间目标的天基测角跟踪示意图

Fig. 1 Schematic of space-based angle tracking of space targets

以三点观测为例,采用天基双 ρ 迭代模型^[4]来解算距离 ρ_i ($i=1,2,3$),分别为

$$\begin{cases} \rho_i = -C_{\psi_i} \pm \sqrt{C_{\psi_i}^2 - (R_i^2 - r_i^2)}, & (i=1,2) \\ \rho_3 = -\frac{R_3 \cdot (r_1 \times r_2)}{L_3 \cdot (r_1 \times r_2)} \end{cases}, \quad (3)$$

式中: $C_{\psi_i} = L_i \cdot R_i$ 。

由 r_i 确定真近点角之差 f_{12} 和 f_{23} ,利用高斯扇形和三角定理,由 f_{12} 、 f_{23} 和 R_i 得到半通径 p ,再由 p 和 r_i 以及 f 的二次曲线方程确定偏心率 e ,进而得到半长轴 a 。由开普勒方程得到平近点角之差 M_{12} 和 M_{23} ,从而得到时差 t_{12} 和 t_{23} ,最后修正 ρ_1 和 ρ_2 使二者与观测时刻的情况一致,进而解算得到目标初始轨道。

3 轨道改进

基于大量观测数据来修正初始轨道,可以得到空间目标精确轨道的过程即为轨道改进,基于天基测角数据的轨道改进方法与地基处理方法相同。处理手段包括批处理和序贯处理^[15],二者本质上相同,本文采用前者。

设空间目标的状态量 \boldsymbol{X} 包含位置 \boldsymbol{r} 和速度 $\dot{\boldsymbol{r}}$,即

$$\boldsymbol{X} = [\boldsymbol{r} \quad \dot{\boldsymbol{r}}]^\top. \quad (4)$$

将 \mathbf{X} 关于定轨历元 t_0 处的状态量 \mathbf{X}_0 展开,从而得到线性化状态方程,即

$$\mathbf{x} = \Phi(t, t_0) \mathbf{x}_0, \quad (5)$$

式中: \mathbf{x} 和 \mathbf{x}_0 分别为 \mathbf{X} 和 \mathbf{X}_0 的一阶量; $\Phi(t, t_0)$ 为由时刻 t_0 至 t 的状态转移矩阵, 满足

$$\begin{cases} \dot{\Phi}(t, t_0) = \frac{\partial \dot{\mathbf{X}}}{\partial \mathbf{X}} \Phi(t, t_0), \\ \Phi(t_0, t_0) = \mathbf{I} \end{cases}, \quad (6)$$

式中: \mathbf{I} 为单位矢量。若考虑其他待解参数, 如光压等, 只需在状态量 \mathbf{X} 中增加该参数并作相应解算即可。

本文重点研究不同的观测量对轨道改进的影响, 即直接采用观测角度和观测方向矢量作为观测量, 可以构造不同形式的测量方程和法方程进行轨道改进的计算。

3.1 观测角度的解算

直接取天基观测角度 α 和 δ 作为观测量 \mathbf{Y} , 由(2)式可得

$$\mathbf{Y} = [\alpha \quad \delta]^T = \left[\arctan\left(\frac{L_y}{L_x}\right) \quad \arcsin L_z \right]^T, \quad (7)$$

式中: L_x 、 L_y 和 L_z 分别为单位矢量 \mathbf{L} 的三个分量。结合(1)式与(7)式可以给出线性化测量方程, 即

$$\mathbf{y} = \Delta\mathbf{Y} = \mathbf{H} \times \mathbf{x} + \mathbf{V}, \quad (8)$$

式中: $\Delta\mathbf{Y}$ 为观测量 \mathbf{Y} 的偏差的一阶量; \mathbf{x} 为状态量 \mathbf{x} 的偏差的一阶量; \mathbf{V} 为观测量 \mathbf{Y} 的观测误差, 设其为零均值白噪声, 有 $E[\mathbf{V}(t)\mathbf{V}^T(\tau)] = \mathbf{Q}(t)\delta(t - \tau)$, τ 为观测时间, $E(\cdot)$ 为数学期望, \mathbf{Q} 为观测误差的方差; \mathbf{H} 为观测量 \mathbf{Y} 对状态量 \mathbf{X} 的偏导数阵, 即

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ \mathbf{H}_2 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$\mathbf{H}_1 = \frac{\partial \alpha}{\partial \mathbf{r}} = \begin{bmatrix} -d_y \\ d_x \\ 0 \end{bmatrix} \frac{1}{d_x^2 + d_y^2}, \quad (10)$$

$$\mathbf{H}_2 = \frac{\partial \delta}{\partial \mathbf{r}} = \frac{1}{d^2 \sqrt{d_x^2 + d_y^2}} \begin{bmatrix} -d_x d_z \\ -d_y d_z \\ d_x^2 + d_y^2 \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$\mathbf{d} = \mathbf{r} - \mathbf{R}. \quad (12)$$

联合(5)式和(8)式可以求解得到具有先验信息的 \mathbf{x}_0 最小方差估值, 即

$$\mathbf{x}_0 = (\bar{\mathbf{H}}^T \mathbf{Q}^{-1} \bar{\mathbf{H}} + \mathbf{P}_0^{-1})^{-1} (\bar{\mathbf{H}}^T \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{y} + \mathbf{P}_0^{-1} \mathbf{x}_0), \quad (13)$$

式中: $\bar{\mathbf{H}}$ 为 \mathbf{H} 的共轭矩阵; \mathbf{P}_0 为 \mathbf{x}_0 的协方差矩阵。

$\bar{\mathbf{H}}$ 和 \mathbf{P}_0 分别表示为

$$\begin{cases} \mathbf{P}_0 = (\bar{\mathbf{H}}^T \mathbf{Q}^{-1} \bar{\mathbf{H}} + \mathbf{P}_0^{-1})^{-1} \\ \bar{\mathbf{H}} = \mathbf{H} \times \Phi(t, t_0) \end{cases}. \quad (14)$$

基于初轨确定结果, 同时迭代(13)式和(14)式即可得到定轨历元 t_0 处状态量 \mathbf{X}_0 的偏差 \mathbf{x}_0 及其协方差矩阵 \mathbf{P}_0 , 从而实现轨道改进。

3.2 方向矢量的解算

取天基观测视线方向矢量 \mathbf{L} 作为观测量 \mathbf{Y}' , 即

$$\mathbf{Y}' = \mathbf{L} = [\cos \alpha \cos \delta \quad \sin \alpha \cos \delta \quad \sin \delta]^T. \quad (15)$$

结合(1)式与(15)式给出线性化测量方程, 即

$$\mathbf{y}' = \Delta\mathbf{Y}' = \mathbf{G} \mathbf{x} + \mathbf{W}, \quad (16)$$

式中: \mathbf{W} 为观测量 \mathbf{Y}' 的观测误差; \mathbf{G} 为观测量 \mathbf{Y}' 对状态量 \mathbf{X} 的偏导数阵, 即

$$\mathbf{G} = \frac{1}{\rho} (\mathbf{I}_3 - \mathbf{L} \times \mathbf{L}^T), \quad (17)$$

式中: \mathbf{I}_3 为三维单位矩阵。需要注意的是, 由于观测量 \mathbf{L} 是关于 α 和 δ 的函数, 在假设 α 和 δ 的误差为零均值白噪声的情况下, \mathbf{W} 不再满足白噪声特性, 所以此时不再求解具有先验信息的 \mathbf{x}_0 的最小方差估值。

联合(5)式和(16)式求解得到 \mathbf{x}_0 的最小二乘估值, 即

$$\begin{cases} \mathbf{x}_0 = (\bar{\mathbf{G}}^T \bar{\mathbf{G}})^{-1} \bar{\mathbf{G}}^T \mathbf{y}' \\ \bar{\mathbf{G}} = \mathbf{G} \Phi(t, t_0) \end{cases}, \quad (18)$$

式中: $\bar{\mathbf{G}}$ 为 \mathbf{G} 的共轭矩阵。迭代求解(18)式可以得到定轨历元 t_0 处状态量 \mathbf{X}_0 的偏差 \mathbf{x}_0 。

由于无法得到观测量 \mathbf{L} 的误差特性, 此时可以利用 α 和 δ 的误差特性, 选择 \mathbf{Q}^{-1} 作为权矩阵, 求解 \mathbf{x}_0 的加权最小二乘估计的协方差矩阵 \mathbf{P}'_0 , 即

$$\mathbf{P}'_0 = (\bar{\mathbf{G}}^T \mathbf{Q}^{-1} \bar{\mathbf{G}})^{-1}. \quad (19)$$

该方法中观测量并非直接观测得到的角度, 而是视线方向矢量, 可以视其为一种“伪观测量”, 实际计算表明该做法可以在一定程度上改善轨道改进的性能, 获得较好的轨道确定结果。

需要说明的是, 现代测量手段往往可以在较短的时间内获取多个时刻的观测数据, 因此初轨确定可以利用超过三个观测时刻的数据, 此时初轨确定与轨道改进的界限不再严格。但是, 有限测量(测角)的条件下, 轨道改进仍然需要传统初轨确定方法来提供初值, 短弧定轨结果一般仍需积累观测并作轨道改进以获取精密轨道。

4 数值仿真

利用低轨天基平台对 GEO 目标的天基测角进行观测,平台和目标初始轨道的参数如表 1 所示,其中 Ω 为升交点赤经, ω 为近地点幅角。

表 1 平台和目标初始轨道的参数

Table 1 Initial trajectory parameters of platform and target

Orbit element	a /km	e	i /($^{\circ}$)	Ω /($^{\circ}$)	ω /($^{\circ}$)	M /($^{\circ}$)
Platform	7978.137	0	55.000	0	0	0
Target	42246.894	0.0007	0.933	86.2	68.5	205.5

4.1 仿真条件

轨道确定的数值仿真中,最重要的因素为轨道力模型和测量误差。首先,分析并确定合理的轨道力模型。天基平台作为低轨合作目标,其轨道跟踪测量结果可由地面测控网充分保证,所以轨道精度非常高,因而假定其轨道精确已知,仿真中使用简化力模型或者高精度力模型均可。至于作为轨道确定对象的 GEO 目标,轨道力模型直接决定轨道状态误差的传播,为此需要分析不同轨道力模型对轨道跟踪测量结果的影响。

选取三种精度递减的轨道力模型:精确模型、J2 模型和点质量模型。精确模型包括日地月质点引力、32 阶地球引力场、大气阻力和光压;J2 模型仅考虑地球质点和 J2 引力;点质量模型仅考虑地球质点。用上述力模型积分一天,点质量模型和 J2 模型对应的轨道相对于精确模型有位置偏差 Δr ,结果如图 2 所示。图 2 中粗线部分为天基平台可见弧段,总计 12 段,时长约为 2400~6400 s。

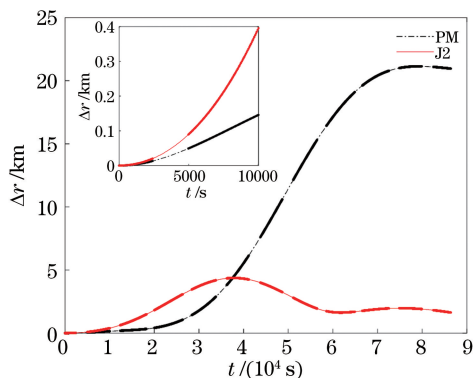


图 2 GEO 轨道力模型对应的位置偏差及其局部放大图
Fig. 2 Position deviation corresponding to GEO orbital force model and its local magnification

从图 2 可以看到,对于表 1 的 GEO 目标,J2 模型的轨道位置偏差随时间递增至约 38000 s 有最大值,最大值约为 4.4 km,随着时间的进一步增加,轨

道位置偏差降低至小于 2 km;点质量模型的轨道位置偏差随时间的增加而增大,且在 37500 s 以内均优于 J2 模型。因此,对于表 1 的算例,在 37500 s 以内采用点质量模型积分轨道的偏差较小,在 10000 s 以内的偏差优于 150 m。

进一步给出积分一天,点质量模型对应的轨道相对于精确模型有观测角度偏差,赤经和赤纬分别如图 3“PM 1”和“PM 2”所示,J2 模型对应的结果如图 3“J2_1”和“J2_2”所示。

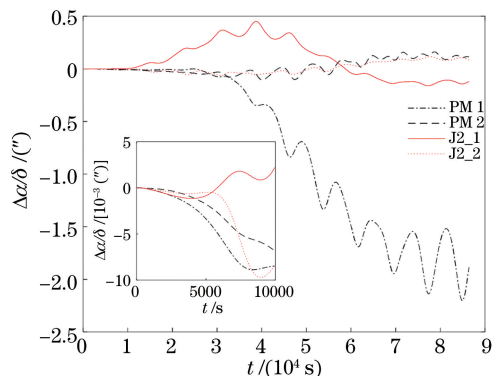


图 3 GEO 轨道力模型对应的测量偏差及其局部放大图
Fig. 3 Measurement deviation corresponding to GEO orbital force model and its local magnification

从图 3 可以看到,由于平台与目标的距离很远,轨道力模型所引起的测量偏差很小,点质量模型对应轨道的赤经偏差略大,但是一天之内也不超过 2.5",J2 模型则不超过 0.5",二者赤纬偏差更是低于 0.2";两个模型在 10000 s 以内的测角偏差均低于 0.01"。因此,对于本文研究情况,轨道力模型对仿真中天基测角偏差的影响非常小,在弧段较短且加入较大测量误差的情况下,可以忽略其影响。

基于上述分析,从计算效率和避免模型受到误差影响的角度,选用点质量模型,同时,测量误差设置为标准差为 100"的零均值白噪声,以忽略力模型对测量结果的影响。

4.2 轨道确定

在 4.1 节的仿真条件下,以 5 s 为间隔对 GEO 目标的角度测量,选择 12 个可见弧段内的第 1 个和第 2 个弧段用于轨道确定,时长分别约为 2400 s 和 5100 s。

首先基于第 2 节方法,利用第 1 个可见弧段可以解算得到 GEO 目标的初始轨道,轨道历元为弧段中间时刻,即 1230 s,解算得到的初始轨道(IOD)及其误差分别如表 2 所示。从表 2 可以看到,尽管初始轨道的标准差比较大,不过在无任何先验信息

表 2 GEO 目标初始轨道的解算结果

Table 2 Calculation results of initial orbit of GEO target

Parameter	x /km	y /km	z /km	v_x /($m \cdot s^{-1}$)	v_y /($m \cdot s^{-1}$)	v_z /($m \cdot s^{-1}$)
IOD	41707.6	3891.9	-620.5	-624.3	3033.2	62.7
Error	-379.5	-2.7	58.8	-340.5	-23.5	54.8

的情况下,确实解决了轨道改进的初值问题。

基于表 2 中的初始轨道和两个可见弧段,采用第 3 节中的两种轨道解算方法来确定 GEO 目标轨道,观测量残差的分布如图 4 所示,观测量残差的统

计分析结果如表 3 所示,其中下标为 1 的数据表示直接采用观测角度解算的结果,下标为 2 的数据表示采用观测方向矢量解算的结果。

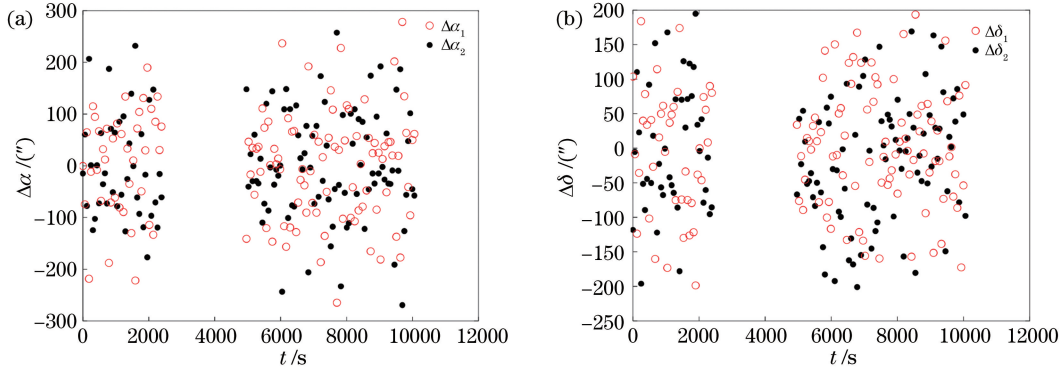


图 4 GEO 目标轨道确定仿真的观测量残差。(a) 赤经残差;(b) 赤纬残差

Fig. 4 Observation residuals of GEO target orbit determination simulation. (a) Residual of right ascension; (b) residual of declination

表 3 GEO 目标轨道确定仿真的观测量残差统计
Table 3 Residual statistics of GEO target orbit determination simulation

Parameter	$\Delta\alpha_1$	$\Delta\alpha_2$	$\Delta\beta_1$	$\Delta\beta_2$
Mean /($''$)	0.940	-0.353	-1.058	-10.845
Standard deviation /($''$)	102.808	102.353	88.238	91.220

从图 4 和表 3 可以看到,两种方法解算得到的赤经残差的均值和标准差、赤纬残差的标准差均非常接近,仅赤纬残差的均值略差,因此从观测量的残差水平来看,两种方法的定轨精度相当。

为了进一步表现轨道确定结果与真实轨道的偏离程度,给出定轨结果与真实轨道的位置速度偏差(ΔV),结果如图 5 所示,其中下标为 1 的数据表示直接采用观测角度解算的结果,下标为 2 的数据表示采用观测方向矢量解算的结果。

从图 5 可以看到,采用观测方向矢量解算得到的轨道略好于直接采用观测角度解算的结果,分析表明,在采用的弧段内,前者相对于真实轨道的位置偏差的平均值为 22.433 km,速度偏差的平均值为 6.684 m/s,后者则分别为 33.553 km 和 10.665 m/s,由此可见前者解算所得的轨道与真实轨道的偏离程度小于后者,即更接近真实轨道。

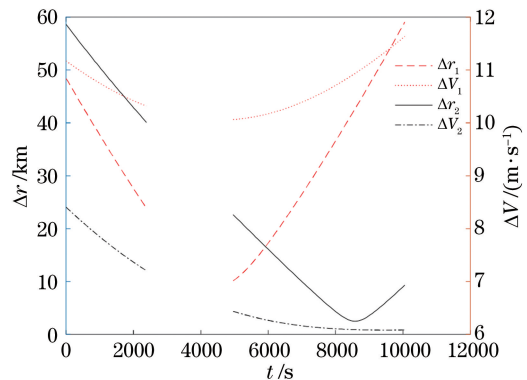


图 5 GEO 目标轨道确定仿真的结果偏差

Fig. 5 Result deviation of GEO target orbit determination simulation

5 实测数据

以某观测任务为背景,天基平台的高度约为 670 km,某高轨目标的一个观测弧段数据如图 6 所示,其中由天基平台和光学设备引起的测量误差有平台振动和光学设备指向等,已对其进行有效处理。

利用该弧段解算目标轨道,轨道历元选择弧段中间时刻,即 90 s,初始轨道和精密轨道的位置速度及其误差如表 4 所示,其中 σ_0 、 σ_1 和 σ_2 分别为初始轨道、采用角度解算所得的精密轨道、采用观测矢量

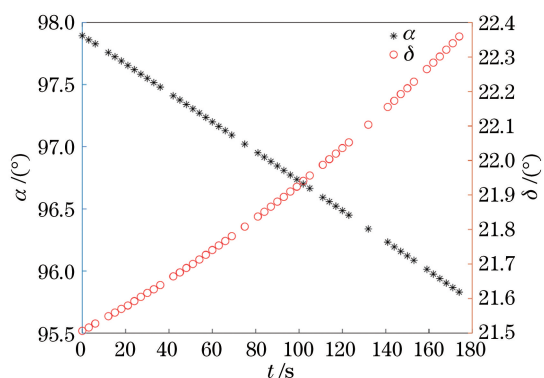


图 6 高轨目标的天基角度观测量

Fig. 6 Space-based angular observations of high orbit targets

表 4 高轨目标轨道的解算结果

Table 4 Calculation results of high orbit target orbit

Parameter	x /km	y /km	z /km	v_x /($m \cdot s^{-1}$)	v_y /($m \cdot s^{-1}$)	v_z /($m \cdot s^{-1}$)
σ_0	-1834	21483	15983	-2513	-1927	2186
ϵ_0	17	141	57	40	105	37
σ_1	-1849	21505	15994	-2505	-1960	2161
ϵ_1	15.164	114.974	45.975	30.252	80.337	28.020
σ_2	-1843	21485	15993	-2509	-1944	2179
ϵ_2	0.214	1.771	0.717	0.476	1.264	0.441

方向解算所得的精密轨道, ϵ_0 、 ϵ_1 和 ϵ_2 分别为 σ_0 、 σ_1 和 σ_2 的标准差, 即协方差矩阵中对角线元素的平方根。

从表 4 可以看到, 由于轨道弧段较短, 因此轨道改进的效果有限, 精密定轨结果与初始轨道相差较小, 同时可见, 采用观测矢量方向解算所得的精密轨道与初始轨道相差相对较小。

进一步分析轨道改进所得的观测量残差, 采用角度和观测矢量方向解算所得的残差如图 7 所示。从图 7 可以看到, 二者均值均近似为 0, 标准差也非常接近, 说明两种方法均迭代收敛。

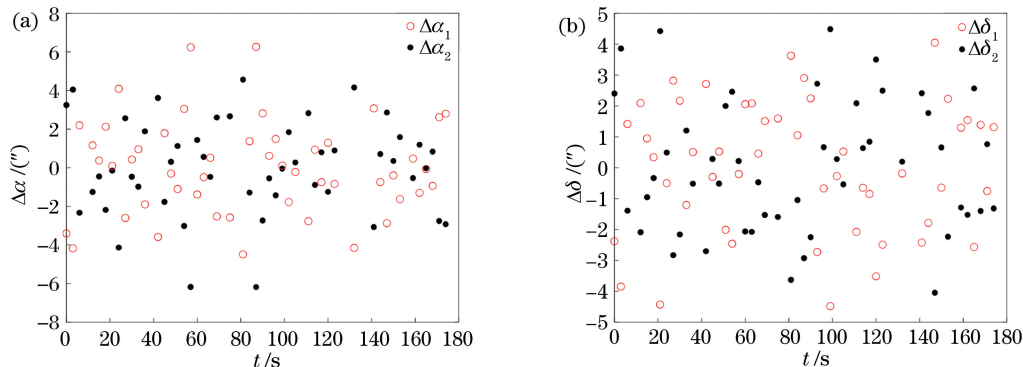


图 7 高轨目标轨道确定的观测量残差。(a) 赤经残差; (b) 赤纬残差

Fig. 7 Observational residuals of high-altitude target orbit determination. (a) Residual of right ascension; (b) residual of declination

两种方法确定的精密轨道位置速度偏差如图 8 所示。从图 8 可以看到, 虽然两种方法均解算成功, 但是所得结果存在一定偏差, 位置偏差的平均值约为 21 km, 速度偏差的平均值约为 25.7 m/s, 主要原因在于弧段过短, 导致不同方法的解算结果存在差异, 若进一步延长观测弧段, 或可消除两种方法的解算差异。

6 结 论

针对空间态势感知对高轨空间目标轨道的跟踪

测量需求, 研究了基于天基光学测角的高轨空间目标轨道确定方法, 给出了初始轨道确定方法, 以及分别采用角度和观测方向矢量解算的轨道改进方法, 最后用仿真数据和实际观测数据对两种改进方法进行对比验证。研究表明, 在仅利用天基测角数据的条件下, 观测量的使用方式对轨道确定结果存在一定影响, 对于所给定的情况, 采用天基观测方向矢量方法解算得到的轨道结果优于直接采用角度解算方法, 反映出观测量的构造形式会直接影响轨道确定的解算过程, 进而影响轨道确定结果。此外, 若

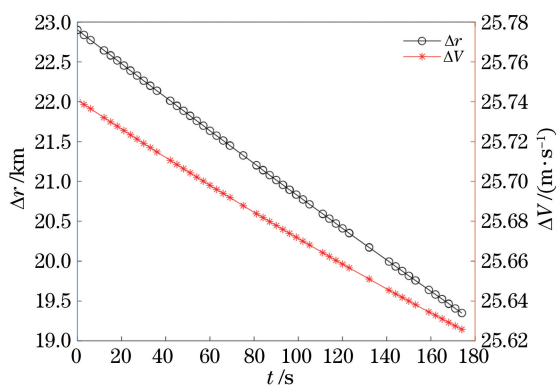


图 8 高轨目标轨道确定的结果偏差

Fig. 8 Result deviation of high orbit target orbit determination

天基光学测角的观测弧段较长,采用角度和观测方向矢量方法进行解算均可获得高轨目标轨道的精确轨道,若观测弧段太短,则两种方法的所得结果有一定偏差,需要进一步增加观测弧长才可确定精密轨道。后续将进一步研究基于天基光学测角的轨道确定方法,包括多种类型的轨道空间目标、多种类型的测量数据以及不同形式的观测量等,以期提高基于天基光学载荷的空间目标监视和运动感知能力,为我国空间态势感知体系的建设提供有益借鉴。

参 考 文 献

- [1] Smith M S. Military space programs: issues concerning DOD's SBIRS and STSS programs [R]. Washington, D. C.: Library of Congress, Congressional Research Service, 2005.
- [2] Lyon R H. Geosynchronous orbit determination using space surveillance network observations and improved radiative force modeling [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2004: 1-80.
- [3] Stokes G, Vo C, Sridharan R, et al. The space-based visible program [C]//Space 2000 Conference and Exposition, September 19-21, 2000, Long Beach, CA, USA. Virginia: AIAA, 2000: 5334.
- [4] Liu L. Study on the initial orbit determination of space targets with space-based surveillance [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010: 44-144.
刘磊. 基于天基监视的空间目标测向初轨确定研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010: 44-144.
- [5] Yang Q, Song R, Ma Y X, et al. Design and implement of space-based target imaging simulation system[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2015, 52(11): 111101.
- [6] Hu X, Li D J. Space-based synthetic aperture LiDAR system with 10 m diffractive aperture [J]. Chinese Journal of Lasers, 2018, 45(12): 1210002.
胡焯, 李道京. 10 m 衍射口径天基合成孔径激光雷达系统[J]. 中国激光, 2018, 45(12): 1210002.
- [7] Gui W Z, Zhang X Q, Sheng C Z. Influence of radiation pressure parameters on orbit accuracy of Jason-2 satellite orbit determination based on satellite laser ranging[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2017, 54(11): 111202.
桂维振, 张小强, 盛传贞. 基于卫星激光测距的 Jason-2 卫星定轨光压参数对轨道精度的影响[J]. 激光与光电子学进展, 2017, 54(11): 111202.
- [8] Wang P, Cheng Y, Yin Q H. Bearing-only trajectory estimation for ballistic target using sparse representation[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 887: 012045.
- [9] Wu S, Xin Q, Wan J. Novel satellite-to-satellite passive orbit determination and tracking method with bearing-only measurements [J]. Journal of System Simulation, 2009, 12(12): 3693-3701.
- [10] Ardaens J S, Gaias G. A numerical approach to the problem of angles-only initial relative orbit determination in low earth orbit [J]. Advances in Space Research, 2019, 63(12): 3884-3899.
- [11] Karimi R R, Mortari D. A performance based comparison of angle-only initial orbit determination methods[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2013, 150: 1793-1809.
- [12] Escobal P R. Methods of orbit determination [M]. New York: John Wiley & Sons, Incorporation, 1965: 1-250.
- [13] Lu B K, Ma J Y, Xia Y, et al. A method of initial orbit determination for long arc data [J]. Chinese Astronomy and Astrophysics, 2004, 28(1): 88-93.
- [14] Gan Q B, Ma J Y, Lu B K, et al. An initial orbit determination method using inter satellite angle measurement[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(3): 619-622.
甘庆波, 马静远, 陆本魁, 等. 一种基于星间方向观测的初轨计算方法 [J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 619-622.
- [15] Tapley B D, Schutz B E, Born G H. Fundamentals of orbit determination [M]//Statistical orbit determination. Amsterdam: Elsevier, 2004: 159-284.