

文章编号 1004-924X(2013)06-1394-10

# 天基照相机监测空间目标定轨方法及精度分析

王秀红<sup>1,2\*</sup>, 李俊峰<sup>1</sup>, 王彦荣<sup>2</sup>

(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)

**摘要:** 考虑天基照相机观测中小尺寸空间目标时具有能耗低、精度高以及易于小型化实现等优势, 研究了利用天基照相机监测空间目标的轨道确定和可观性计算方法。分析了太阳同步轨道作为天基监视轨道的优点, 结合目前国外的几种天基卫星轨道类型, 设计了天基卫星轨道, 在此基础上仿真分析了对不同轨道类型空间目标的可见观测弧段。根据目前地基光学观测设备的测轨精度和轨道动力学模型误差, 添加了不同的测轨系统误差、随机误差及一定的动力学模型误差, 仿真分析了对不同轨道高度空间目标的定轨精度。分析结果表明, 采用 6 天 7 分钟/两天的天基光学测轨数据对近地轨道的空间目标定轨时, 若测轨精度优于  $30''$ , 动力学模型误差小于 50%, 则定轨精度与美国编目轨道 (TLE) 精度相当。采用 10 分钟/天的天基光学测轨数据对地球同步轨道上的空间目标定轨时, 若测轨精度优于  $10''$ , 动力学模型误差小于 50%, 则定轨精度在美国编目轨道精度范围内。

**关键词:** 空间相机; 天基监测; 空间目标; 轨道确定; 定轨精度

**中图分类号:** V529 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20132106.1394

## Orbit determination and precision analysis of space object with space-based camera

WANG Xiu-hong<sup>1,2\*</sup>, LI Jun-feng<sup>1</sup>, WANG Yan-rong<sup>2</sup>

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

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

\* Corresponding author, E-mail: wangxiuhong10@mails.tsinghua.edu.cn

**Abstract:** As space-based cameras have advantages of lower energy consumption, higher accuracy, and easy to be miniaturized when they are used to observe space objects with middle or smaller sizes, this paper explores the orbit determination method and observability calculation method of space objects by space-based cameras. The advantages that the sun synchronous orbit is set as a space-based satellite orbit are analyzed and a space-based satellite orbit is designed by referencing several foreign space-based satellite orbits. Then the visible arc sections of space objects for different orbit types are simulated based on the space-based satellite orbit. According to the orbit measurement accuracy of existing space based optical observation equipment and errors of orbit dynamic model, the different system errors, random errors and dynamic model errors for the orbit measurements are added. Finally, the orbit determination precisions for space objects in different orbital altitudes are analyzed. Analysis re-

收稿日期: 2012-12-26; 修订日期: 2013-01-31.

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划资助项目 (No. 2006AA703213)

sults show that, for determining space target in low earth orbit with 6 of 7 minutes a day / two days of space-based optical measurement orbit data, the orbit determination precision is coincident with that of the United States of America cataloging (Two-line Elements, TLE) when the orbit measurement accuracy is better than  $30''$  and the dynamic model error is less than 50%. Moreover, for determining space target in earth synchronous orbit with 10 min / day of space-based optical measurement orbit data, the orbit determination precision is in the orbit accuracy range of the United States of America cataloging when the orbit measurement accuracy is better than  $10''$  and the dynamic model error is less than 50%.

**Key words:** space camera; space-based surveillance; space object; orbit determination; orbit precision

## 1 引言

随着航天技术的不断进步与发展及航天活动的增加,太空碎片、垃圾越来越多,空间目标之间碰撞的风险不断增加,航天器的安全运行面临着严重威胁。因此,各航天大国相继开展了空间目标监测、碰撞预警、航天器规避操作技术的研究。在该项研究中美国一直走在世界的前列,但2009年2月美国在轨服役的卫星仍和俄罗斯的废弃卫星相撞。经分析,此次相撞事件是一次偶然事件,是由于目前的碰撞预警结果可信度不高,美国疏于预警造成的<sup>[1-2]</sup>。目前,空间目标碰撞预警结果可信度不高的原因主要包括两方面:对空间目标,特别是小目标、大椭圆目标的监测能力不足;空间目标的轨道确定及预报精度有限。

空间目标监测的基本途径包括地基监测和天基监测两种。地面观测设备由于不受体积和质量等因素的限制,可以采用大口径天线来得到很高的空间分辨率,也可以采用很大的发射功率来获得很远的观测距离,因此,地基监测是目前空间目标探测的主要手段。但地基空间目标探测存在两个不利因素:一是陆基站的有效覆盖范围无法达到对空域、时域的无缝覆盖。建立更多的监测站又受到政治和地理等因素的制约;二是在现有的探测手段中,雷达虽然具有主动探测能力,但作用距离有限;光电手段作用距离虽然较远,但不能达到全天候和全天时的要求。天基空间目标监视是利用天基平台对空间目标进行光学观测或其它方面的监测,其最大特点是天基观测平台在地球大气层外的空间轨道上运行,不受空域的限制,可以观测到地球背面上空的同步轨道卫星。此外,对

光学观测而言,空间轨道上工作还可以大大减小“光学可见期”的影响,增加观测机会和观测时间,克服地球大气的影响,提高观测灵敏度;而且可以在没有大气影响的情况下,实现对空间目标的近距离高分辨力成像,获取目标的图像特征,大大增强对目标的观测识别能力<sup>[3-6]</sup>。因此,天基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。目前,美国虽然已经具备了强大的地基空间目标监视系统,但仍在大力发展天基空间目标监视系统(Space Based Space Surveillance, SBSS)。根据美国空军规划,美国天基监视系统是一个低地球轨道光学遥感卫星星座,分为两个阶段:第一阶段为过渡监视阶段,2010年9月25日发射了探路者一号(SBSS-1);第二阶段的星座由4颗630 km高度的太阳同步轨道卫星组成,计划2014年底发射,2015年部署完成<sup>[7-8]</sup>。除美国以外,加拿大也在借助天文卫星进行天基空间目标监视的发展,英国、日本、德国等发达国家也开展了相关技术的研究。国内对空间碎片的研究起步较晚,以地面观测为主,近年来才逐步展开基于天基观测的研究。

空间目标轨道确定分初始轨道确定和轨道改进两种,本文主要研究了后者。目前,能够观测到的空间目标数目已经接近20 000个。针对大批空间目标,考核轨道改进方法的重要指标包括定轨精度及定轨时效性,而定轨精度与定轨方法、动力学模型精度、目标的可观测弧段、测轨数据的精度等因素密切相关。动力学模型误差是制约定轨精度的重要因素之一,国内外学者广泛采用增加“过程噪声”参数来补偿动力学模型误差,即简化动力学模型定轨法,但该方法需要高精度的测量数据<sup>[9-11]</sup>,而SBSS测量数据达不到这种要求。

美国空间标准与创新中心 (Center for Space Standards and Innovation, CSSI) 提供的卫星轨道交会危险评估报告 (Satellite Orbital Conjunction Reports for Assessing Threatening Encounters in Space, SOCRATES) 基本是利用两个交汇目标的编目轨道 (Two-line Elements, TLE) 完成的<sup>[12]</sup>, TLE 是北美防空司令部 (North American Aerospace Defense Command, NAADC) 基于一般摄动理论生成的空间目标根数体系。目前, 公开的 TLE 是基于 SDP4/SDP8 模型, 利用地面的无线电设备及光学设备测量数据得到的。据分析, 低地球轨道 (Low Earth Orbit, LEO) 目标的 TLE 位置误差大于  $2\text{ km}$ <sup>[13]</sup>; 地球同步轨道 (Geostationary Earth Orbit, GEO) 目标的 TLE 误差在沿迹方向的分量约为  $20\sim 30\text{ km}$ , 法向分量约为  $10\text{ km}$ <sup>[14-15]</sup>; 椭圆轨道 (High Eccentricity Orbit, HEO) 目标的 TLE 误差在沿迹方向的分量约为  $35\text{ km}$ , 法向分量约为  $25\text{ km}$ <sup>[14-15]</sup>。

空间目标主要分布在  $400\sim 2\,000\text{ km}$  轨道高度的低轨道区和  $36\,000\text{ km}$  高度的地球同步轨道区域。如何设计监测平台运行轨道, 尽可能最大限度地探测到这两个区域的空间目标, 对天基监视系统尤为关键。本文分析了太阳同步轨道作为天基监视轨道的优点, 结合目前国外的几种天基卫星轨道类型, 设计了天基监测平台的运行轨道。由于空间目标的可见情况与有效载荷的视场、可探测距离, 目标与载荷相对运动关系等诸多因素相关, 本文基于 3 颗不同定点经度的 GEO 目标和 5 颗低地球轨道目标的实际运行轨道分析了目标的可见情况, 结合目前地基光学观测设备的测轨精度和轨道动力学模型误差, 添加了不同的测轨系统误差、随机误差及一定的动力学模型误差, 并仿真分析了不同轨道高度空间目标的定轨精度。

## 2 天基监视卫星对目标观测性分析

天基监测系统的重要组成部分包括监测平台、监测手段等。天基监测系统的监测平台包括卫星、飞船和空间站; 可用于目标特性探测的手段有光学和雷达两类。与雷达相比, 天基光学探测

方式具有探测波长短, 目标提取精度高; 凝视成像, 帧信息量大, 具备多目标实时识别跟踪能力; 易于实现空间小型化; 系统能源消耗低, 易于空间应用等诸多优点<sup>[5]</sup>。因此, 本文以可见光探测作为天基目标监视手段、以卫星为监测平台, 论证分析了天基照相机对不同轨道类型的空间目标 10 天内的观测弧段情况。

### 2.1 可观测性计算方法

天基照相机对空间目标的可见条件包括几何可见和光学可见。

#### 2.1.1 几何可见条件

几何可见是指空间目标在相机的视场范围内, 且二者之间的距离小于相机的可探测距离。如图 1 所示,  $E$  是地心,  $S$  是搭载相机的天基平台,  $V$  是空间目标, 锥型体  $L_1SL_2$  为相机的可观测区域,  $\alpha$  为相机视场的半锥顶角,  $R$  为监测平台的位置矢量,  $\beta$  为天基平台和空间目标连线与圆锥中线的夹角,  $\rho$  为天基监测平台和空间目标间的距离,  $L$  为相机的有效作用距离。

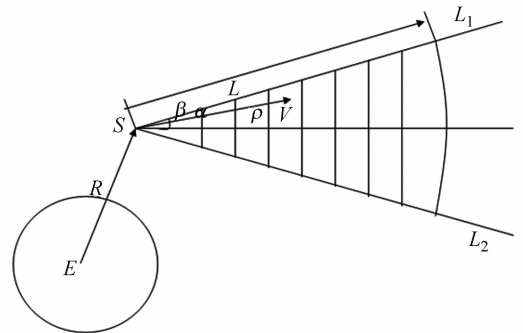


图 1 空间目标几何可见示意图

Fig. 1 Skeme for geometry visibility of space object

由以上分析可见, 空间目标几何可见条件为:

$$\beta < \alpha, \quad (1)$$

$$\rho < L. \quad (2)$$

#### 2.1.2 光学可见条件

光学可见包括两个条件:

(1) 目标在地球或月球的阴影区外, 即目标能够被太阳照亮;

(2) 目标的背景不能过亮, 否则无法识别目标。

条件(2)需要计算空间目标与相机、空间目标

与太阳两个矢量的夹角,当该夹角小于某一给定的角度时,认为满足条件(2)。

阴影包括地影和月影,地影有柱形地影和锥形地影两种计算方法,本文给出了锥形地影计算方法,月影计算与此类似<sup>[16]</sup>。由于太阳是一个有效半径为  $R_s = 696\ 000\text{ km}$  的球,日地距离在  $1.495\ 978\ 7 \times 10^8\text{ km}$  左右,因此真实的地影呈锥形,另外还存在一定的半影区。

目标在地影本影区的条件为:

$$\begin{cases} \mathbf{r} \cdot \mathbf{\Delta}_s > 0 \\ |\alpha_E - \alpha_S| \geq \theta_{ES} \end{cases} \quad (3)$$

目标在地影半影区的条件为:

$$\begin{cases} \mathbf{r} \cdot \mathbf{\Delta}_s > 0 \\ \alpha_E + \alpha_S > \theta_{ES} > |\alpha_E - \alpha_S| \end{cases}, \quad (4)$$

其中:地球的有效半径为  $R_E' = 6\ 378.14\text{ km}$ ,  $\mathbf{r}_s, \mathbf{r}$  分别为太阳、空间目标的位置矢量,  $\alpha_S$  和  $\alpha_E$  分别为在卫星上视太阳和视地球的角度,  $\mathbf{\Delta}_s$  为目标至太阳的矢量,  $\theta_{ES}$  为地球-目标-太阳张角。

$$\text{变量 } \alpha_S = \sin^{-1} \left( \frac{R_s'}{\Delta_s} \right), \quad (5)$$

$$\text{变量 } \alpha_E = \sin^{-1} \left( \frac{R_E'}{r} \right). \quad (6)$$

## 2.2 观测弧段仿真分析

### 2.2.1 仿真条件

#### 2.2.1.1 天基卫星轨道选择

表 1 给出了几种国外天基空间目标监视卫星的主要任务与采用的轨道,由于太阳同步轨道与

太阳光的夹角固定,长期运行,观测条件恒定,有利于系统设计,因此被很多天基监视卫星所选用。本文仿真选择的监视卫星轨道为高度  $660\text{ km}$ , 降交点地方时为上午  $6:30$  的太阳同步轨道。

#### 2.2.1.2 相机主要技术指标

考虑了观测相机指向和观测相机对高轨目标、低轨目标不同的视场指标。太阳、空间目标与天基星夹角越小,目标在观测相机上的光照越强。根据目标观测亮度,相机视轴垂直于轨道面,反太阳方向具有最好的目标观测方向。因此,本文选定相机平行于轨道法线,反太阳方向,见图 2。相机对高轨目标的观测视场为  $3^\circ \times 3^\circ$ , 对低轨目标的观测视场为  $15^\circ \times 15^\circ$ 。

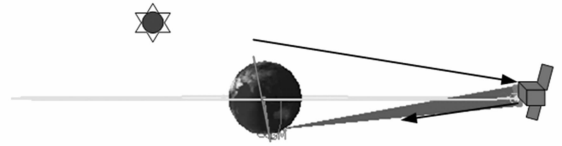


图 2 相机指向示意图

Fig. 2 Schema of space-based camera direction

#### 2.2.1.3 空间目标轨道选择

天基监视系统的任务之一是对 GEO 目标、低轨目标进行观测、定轨。本文选择了 3 颗不同定点经度的 GEO 目标,5 颗低轨目标(3 颗国外、2 颗国内)进行观测分析,目标的具体轨道情况如表 2 所示。

表 1 国外的天基卫星轨道类型

Tab. 1 Orbit types of overseas space-based satellites

天基卫星	主要任务	轨道类型	定向方式	相机指向	国家
SBV/MSX	GEO 观测	太阳同步轨道	惯性	卫星+X 轴	美国
SBSS	GEO,LEO 监视	低轨星座,类型未定	未知	星上跟踪支架驱动	美国
MOST	天文兼深空目标观测	太阳同步轨道	惯性	沿+Y 轴	加拿大
NEOSSat	小行星,GEO 观测	低轨,轨道类型未知,太阳同步轨道适合	惯性	沿+Y 轴	加拿大

### 2.2.2 仿真结果

表 2 给出了监视卫星、目标的轨道特性及监视卫星对目标 10 天内的观测弧段统计情况,图 3 给出了天基卫星对各目标的观测  $\alpha$  角示意图。其

中,  $\alpha$  为监视卫星至目标指向与观测相机指向的夹角,本次仿真中未考虑相机的有效作用距离,表 2 给出了仿真过程中的最大作用距离。

表 2 卫星轨道特性及论证结果统计表

Tab. 2 Statistics for orbit characteristics of space objects and demonstration results

空间目标	轨道类型	卫星高度/km	倾角/ $^{\circ}$	降交点地方时	定点经度/ $^{\circ}$	10 天跟踪弧段	最大作用距离/km
GEO-1	地球静止	36 000	0.000 50		30	10	41 724
GEO-2	地球静止	36 000	0.000 50		292	10	41 707
GEO-3	地球静止	36 000	0.000 50		175	10	41 732
中国台湾华卫二号	太阳同步	880	98.957 4	9:53		12	4 226
TRACE	太阳同步	560	97.780 2	19:18		>100	2 840
美国白云卫星		1 110	70.011 63			>120	3 827
中国遥感卫星	太阳同步	630	97.764 0	5:36		5	3 191
中国资源卫星	太阳同步	770	98.346 5	9:51		12	3 835

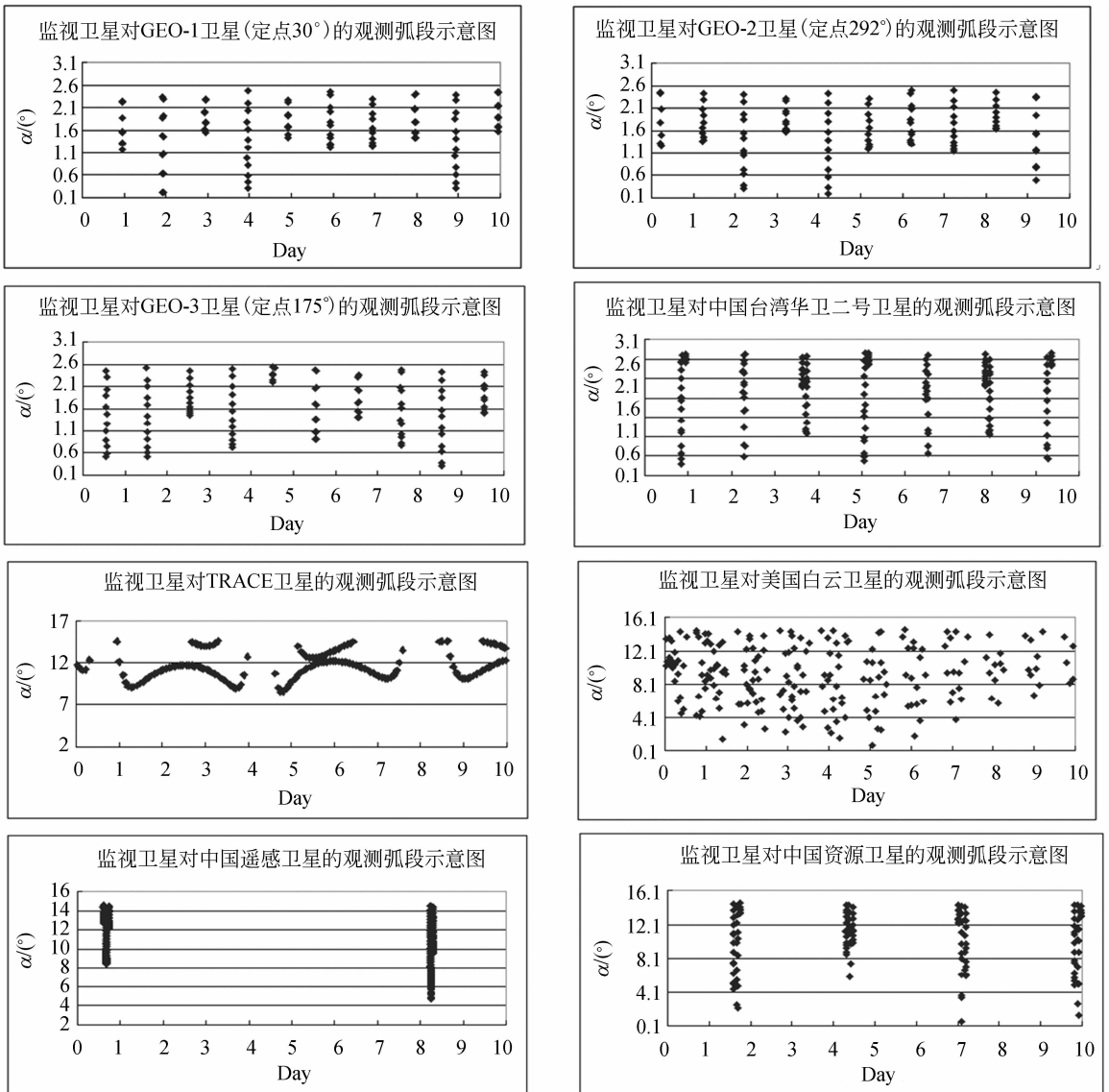


图 3 监视卫星对不同空间目标的观测弧段示意图

Fig. 3 Observation results of various space objects

### 2.2.3 仿真结果分析

由表 2 及图 3 可见,对于地球同步目标,本文设计的天基监视卫星轨道几乎每天均有一跟踪弧段,弧长大约 5 min。对于低轨目标,每颗目标的可见情况完全不同。对于美国的白云卫星和 NASA 的 TRACE 卫星,每天均有若干次可见圈,但每次连续跟踪时间较短,从 3 分钟左右到几十秒不等;对于中国台湾华卫二号卫星,10 天内有 7 天可见,7 天中有 5 天每天可见 2 圈,另外 2 天每天可见 1 圈;对于中国的遥感卫星,10 天内只有 2 天有可见弧段,第 1 天有 3 圈可见,第 9 天有 2 圈可见,每圈跟踪时长从十几分钟到半小时不等;对于中国资源卫星,10 天内有 4 天可见,每天均可见 3 圈,每圈跟踪时长从 3 分钟到 8 分钟不等。

## 3 轨道确定

利用天基测量数据的轨道确定涉及到综合利用地面监测网对天基卫星测量以及天基卫星对目标星测量的天地基联合定轨方法。本文给出了加权最小二乘轨道估值方法、天基照相机对空间目标的测量模型,并探讨了多星联合定轨中的技术难点。

### 3.1 定轨方法

设  $t_i$  时刻的观测量为  $Y_i$ , 状态向量为  $x_i$ ,  $G(x_i, t_i)$  是观测数据  $Y_i$  对应的真值,有:

$$Y_i = G(x_i, t_i) + \epsilon_i, \quad (7)$$

式中:  $\epsilon_i$  是  $Y_i$  的随机噪声,也就是说,实际观测值  $Y_i$  是其真值  $G(x_i, t_i)$  和测量噪声  $\epsilon_i$  的线性函数。

状态向量满足:

$$\dot{x} = F, \quad (8)$$

$$x(t_0) = x_0. \quad (9)$$

空间目标在  $t_i$  时刻的状态矢量  $x_i$  与某历元  $t_0$  时刻的状态矢量  $x_0$  存在某种函数关系:

$$x = \Phi(t, t_0)x_0, \quad (10)$$

其中:  $\Phi(t, t_0)$  为  $t_0$  时刻到  $t$  的状态转移矩阵,具体表达式见参考文献[16]。

设观测向量对状态变量的偏导数矩阵为:

$$\tilde{H} = \frac{\partial G}{\partial x} \Big|_{x^*}, \text{ 则:}$$

$$y = \tilde{H}x + \epsilon = \tilde{H}\Phi(t, t_0)x_0 + \epsilon = Hx_0 + \epsilon. \quad (11)$$

取“观测数据的误差平方和为最小”作为确定最佳估值的判据,用式(11)建立损耗函数  $J(X_0^*)$ , 为:

$$J(X_0^*) = \epsilon^T W \epsilon = (y - Hx_0^*)^T W (y - Hx_0^*), \quad (12)$$

其中:  $W$  为加权矩阵

满足最佳估值的条件为:

$$\frac{\partial J}{\partial x_0^*} \Big|_{\hat{x}_0} = -2H^T W (y - H\hat{x}_0) = 0. \quad (13)$$

即:

$$(H^T W H)\hat{x}_0 = H^T W y. \quad (14)$$

则加权最小二乘法的最佳估值:

$$\hat{x}_0 = (H^T W H)^{-1} H^T W y. \quad (15)$$

### 3.2 测量模型

光学设备的测轨数据类型包括轴系测角资料方位角  $A$ 、俯仰角  $E$  和天文测角资料赤经  $\alpha$ 、赤纬数据  $\delta$  两类。天文资料的获取是指利用星载相机在凝视成像模式下拍摄系列星图,提取星点和匹配星图,计算得到相机的姿态矩阵,再结合目标在相机 CCD 面上的坐标位置,便可获取目标相对恒星的位置信息。和轴系测轨数据获取相比,天文资料的获取对卫星姿态控制和视轴指向精度的要求较低,可以利用恒星匹配和姿态确定实时得到星载相机姿态,从而保证空间目标有较高的定位精度。因此,本文给出了观测资料为天文数据( $\alpha, \delta$ )的测量模型和偏导数矩阵。设天基监测卫星和空间目标在 J2000.0 惯性系中的位置矢量分别为  $R, R_0$ , 空间目标在天基监测卫星本体坐标系中的位置分量为  $(X', Y', Z')$ , 卫星本体坐标系的定义及转换方法见文献[16]。则有:

$$\begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = \rho \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \delta \\ \sin \alpha \cos \delta \\ \sin \delta \end{bmatrix}, \quad (16)$$

其中:  $\rho$  为天基卫星与空间目标之间的距离,  $\alpha$  和  $\delta$  分别为空间目标的赤经和赤纬,设赤经赤纬的测量误差分别为  $\xi_\alpha, \xi_\delta$ , 则测量方程为:

$$\alpha_d = \arctan\left(\frac{X'}{Y'}\right) + \xi_\alpha, \quad (17)$$

$$\delta_d = \arcsin\left(\frac{Z'}{\sqrt{X'^2 + Y'^2 + Z'^2}}\right) + \xi_\delta. \quad (18)$$

$\alpha_d$  和  $\delta_d$  是天基卫星上的 CCD 相机照相计算得到的空间目标的赤经和赤纬, 观测量  $(\alpha, \delta)$  对状

态变量 ( $X', Y', Z'$ ) 的偏导数分别见式 (19)、(20)。

$$\begin{cases} \frac{\partial \alpha}{\partial X'} = \frac{1}{\rho \cos \delta} \sin \alpha \\ \frac{\partial \alpha}{\partial Y'} = \frac{1}{\rho \cos \delta} \cos \alpha, \\ \frac{\partial \alpha}{\partial Z'} = 0 \end{cases} \quad (19)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial \delta}{\partial X'} = -\frac{1}{\rho} \cos \alpha \sin \delta \\ \frac{\partial \delta}{\partial Y'} = -\frac{1}{\rho} \sin \alpha \sin \delta, \\ \frac{\partial \delta}{\partial Z'} = \frac{1}{\rho} \cos \delta \end{cases} \quad (20)$$

### 3.3 技术难点

本文分析了多星联合定轨中的技术难点,为:

(1)测轨数据类型多,精度差异大,用加权最小二乘估值方法进行轨道确定时,加权系数的选择对定轨精度至关重要。

(2)观测量与空间目标和监视卫星位置同时相关。某些待解参数与单颗卫星相关,如光压反射系数;某些参数与两颗卫星均相关,如测量数据误差。

(3)多星联合定轨中,涉及到的待求解参数多。利用长弧度测轨数据定轨时,数值方法的积分时间长,因此定轨的时效性很关键。

## 4 定轨精度仿真及分析

本文采用 2.2.1 节设计的天基监测卫星轨道,结合 2.2.2 节天基监视卫星对目标观测弧段

论证分析结果,对不同高度的目标卫星进行了定轨精度仿真分析,选取的力学模型见表 3。

表 3 力学模型表  
Tab.3 Table of dynamic model

项目	模型
地球重力场	JGM3(70×70)
地球自转参数	IERS Bulletin B
大气阻力	Dtm94、Msis86
第 3 体引力	DE200/JPL
地球固体潮	IERS96
海潮	CSR3.0
太阳直接辐射压	固定面积
地球反照辐射	固定面积

目标卫星的高度分别为 300,500,1 000 和 36 000 km,地球同步卫星的可见弧段取 5 分钟/天。由于近地卫星每天的可见弧段与该卫星的轨道特性密切相关,对近地卫星的可观测弧段先取 7 分钟/2 天,定轨弧长为 6 天,测量资料类型为( $\alpha, \delta$ )。为了更接近真实情况,本文对仿真数据分别加了 1,3,5,10 和 30" 的系统差和随机差,并考虑了 50% 的光压模型误差,将各种误差情况下的计算结果和标准星历相比较,可以得到各种误差情况下的定轨精度,结果见表 4。其中, $C_d$  为大气阻尼系数、 $S_p$  为光压反射系数。根据 2.2.2 节的仿真结果,由于个别近地卫星有 10 分钟/天的跟踪弧段,本文对 4 种不同高度的卫星分别进行仿真计算,采用 3 天的数据进行定轨,分析定轨精度,结果见表 5。对比表 4 和表 5 可知,利用 10 分钟/天的定轨结果优于 7 分钟/2 天的定轨结果。

表 4 位置误差统计表(7 分钟/两天)

Tab.4 Statistics for position errors of space object (7 minutes/2 days)

测量 误差/(")		力模型 误差		不同高度卫星的位置误差/m							
系统差	随机差	仿真	定轨	$h=300$ km		$h=500$ km		$h=1\ 000$ km		$h=36\ 000$ km	
				RMS	最大	RMS	最大	RMS	最大	RMS	最大
1	1			245	543	120	341	61	96	6 334	9 982
3	3	$C_d=2$	解大气	353	773	286	498	183	286	21 425	33 684
5	5	$S_p=1.2$	$S_p=0.6$	494	1 007	355	664	305	475	35 841	56 346
10	10	Dtm94	Msis86	884	1 596	713	1 254	617	949	77 127	121 210
30	30			2 512	4 484	1 070	1 549	1 833	2 846	—	—

表5 位置误差统计表(10分钟/天)

Tab.5 Statistics for position error of space object (10 minutes/day)

测量 误差/(")		力模型 误差		不同高度卫星的位置误差/m							
系统差	随机差	仿真	定轨	$h=300$ km		$h=500$ km		$h=1\ 000$ km		$h=36\ 000$ km	
				RMS	最大	RMS	最大	RMS	最大	RMS	最大
1	1	$C_d=2$	解大气	202	747	108	261	42	57	1 570	2 263
3	3			242	795	159	365	126	175	4 498	6 439
5	5	$S_{rp}=1.2$	$S_{rp}=0.6$	291	841	227	474	210	293	7 457	10 647
10	10			Dtm94	Msis86	439	1 027	415	754	420	588

由以上定轨精度统计结果可见,采用6天7分钟/2天的天基光学测轨数据定轨,若测量数据添加30"的误差和50%的动力学模型误差,对于低轨空间目标,位置误差RMS小于2.6 km,最大值小于4.5 km,和美国公布的编目根数精度相当<sup>[13]</sup>;若采用10分钟/天的测轨数据,误差更小,均可满足编目要求。根据表5中的统计结果,对于高度为36 000 km的GEO空间目标,若测量数据添加10"的误差和50%的动力学模型误差,位置误差RMS小于15 km,最大值小于21.2 km,据统计分析<sup>[14-15]</sup>,美国GEO目标编目根数误差在30~40 km,因此该结果在编目精度范围内。对于表4中GEO目标,若采用5分钟/天添加10"的测量数据误差和50%的动力学模型误差,位置最大误差超过121 km,由于天基光学照相机的测量误差有可能大于10",这将导致定轨误差更大,超出编目精度要求。本文的仿真结果中,通过参数求解可消除部分动力学模型误差,因此,测轨数据的分布及精度是影响轨道精度的主要因素,其中测角误差从1~30"。目前,国际科学观测网(The International Scientific Observing Network, ISON)的地面光学测量精度优于1"<sup>[17]</sup>,本文若采用高精度的测轨数据定轨,轨道精度将大幅度提高。

## 5 结论

本文研究了天基照相机监测空间目标的可观

测性计算方法,分析了太阳同步轨道作为天基监视轨道的优点,结合目前国外的几种天基卫星轨道类型,设计了天基卫星轨道。在此基础上,仿真分析了不同轨道类型空间目标的可见观测弧段。仿真分析显示,用高度660 km的太阳同步轨道天基照相机监测地球同步轨道上的空间目标,每天均有可见圈次,平均每圈5 min左右;监测近地轨道目标,则可见情况差别较大,这与天基卫星及目标的轨道形状、二者在空间的瞬时位置几何关系、二者的姿态、目标尺寸的大小、星等、有效载荷的观测能力等诸多因素相关。研究了利用天基照相机监测空间目标的轨道确定方法,建立了天基照相机监测空间目标的测量模型,推导了观测量对状态变量的偏导数,探讨了天地基联合定轨的技术难点,仿真分析了不同情况下空间目标的定轨精度。分析结果表明,对于近地轨道空间目标,采用6天7分钟/2天的天基光学测轨数据定轨,若测轨精度优于30",动力学模型误差小于50%,则定轨精度在美国编目轨道精度范围内。对于地球同步轨道上的空间目标,采用10分钟/天的天基光学测轨数据定轨,若测轨精度优于10",动力学模型误差小于50%,则定轨精度在美国编目轨道精度范围内。由此表明,天基照相机跟踪具有能耗低、精度高以及易于实现小型化等方面的优势,是观测中小尺寸空间目标的有效手段。

## 参考文献:

- [1] MARSHALL H, KAPLAN. Survey of space debris reduction methods [C]. *AIAA Space 2009 Conference and Exposition*, AIAA2009-6619, Pasadena, 2009, 1-11.
- [2] 王秀红, 张荣之, 高彦平. 美俄卫星相撞事件及对我国在轨卫星安全影响分析[C]. 第五届中国空间碎片研讨会, 2009, 9(2): 37-42.  
WANG X H, ZHANG R ZH, GAO Y P. Analysis on the collision event between iridium 33 and cosmos 2251 and effect on chinese satellites [C]. *The Fifth Chinese Space Debris Conference*, 2009, 9(2): 37-42. (in Chinese)
- [3] 雷江涛, 秦大国, 祁先锋. 空间碎片概况研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2007, 18(5): 56-60.  
LEI J T, QIN D G, QI X F. Study on general situation of space debris [J]. *Journal of the Academy of Equipment Command & Technology*, 2007, 18(5): 56-60. (in Chinese)
- [4] 谭莹. 天基空间目标探测技术探讨[J]. 空间电子技术, 2006, 3(3): 5-9.  
TAN Y. Discuss Technique Of Space Object Detect [J]. *Space Electron Technique*, 2006, 3(3): 5-9. (in Chinese)
- [5] 乔凯, 王治乐, 丛明煜. 空间目标天基地基监视系统对比分析[J]. 光学技术, 2006, 32(6): 744-749.  
QIAO K, WANG ZH L, CONG M Y. Analysis on space based and ground based surveillance system to space target [J]. *Optical Technique*, 2006, 32(6): 744-749. (in Chinese)
- [6] SHARMA J, STOKES G H, VON BRAUN C, *et al.*. Toward operational space-based space surveillance [J]. *Lincoln Laboratory Journal*, 2002, 13(2): 309-313.
- [7] 崔潇潇. 美国天基空间目标监视系统[J]. 国际太空, 2011(7): 37-43.  
CUI X X. America space-base surveillance system for space objects [J]. *Space International*, 2011(7): 37-43.
- [8] RENDLEMAN J D, RYALS R E. Spacecraft operator duty of care [C]. *AIAA Space 2011 Conference and Exposition, Long Beach*, 2011, 1: 28-44.
- [9] MONTENBRUCK O, VAN HELLEPUTTE T, KROES R, *et al.*. Reduced dynamic orbit determination using GPS code and carrier measurements [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9: 261-71.
- [10] BAE T S. Near real-time precise orbit determination of low earth orbit satellites using an optimal GPS triple-differencing technique [R]. *Columbus: Ohio State University*, 2006: 86-92.
- [11] SVEHLA D, ROTHACHER M. Kinematic and reduced-dynamic precise orbit determination of low earth orbiters [J]. *Advances in Geosciences*, 2003(1): 47-56.
- [12] VALLADO D, AGAPOV V. Orbit determination results from optical measurements [C]. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, AIAA2010-7525, Ontario, 2010.
- [13] HIROSE C, KUDO N, MATSUDE I, *et al.*. Valuation of the TLE prediction errors for conjunction assessment [C]. *Proceedings of the International Astronautical Congress, Prague*, 2010.
- [14] CAROLIN F, SCHILDKNECHT T. Accuracy of two-line-element data for geostationary and high-eccentricity orbits [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, September-October, 2012, 35(5): 1483-1491.
- [15] CAROLIN F, SCHILDKNECHT T. Orbit propagation and validation with angle-only observations [C]. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Toronto*, 2010.
- [16] 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)
- [17] FRUH C, SCHILDKNECHT T, HINZE A, *et al.*. Optical observation campaign in the framework of the ESA space surveillance system precursor service [C]. *Proceedings of the European Space Surveillance Conference, Madrid, ESA*, 2011.

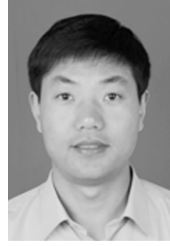
## 作者简介:



**王秀红**(1971—),女,陕西千阳人,博士生,研究员,1996年、1999年于西北工业大学分别获得学士、硕士学位,主要研究方向为航天器轨道确定及空间目标碰撞预警相关技术。E-mail: wangxiuhong10@mails. tsinghua. edu. cn



**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@mails. tsinghua. edu. cn



**王彦荣**(1971—),男,陕西永寿人,硕士,高级工程师,2005年于南京大学天文系获得硕士学位,主要研究方向为航天器轨道动力学。E-mail: yr\_wang@163. com

(版权所有 未经许可 不得转载)