第58卷 第4期　　天 文 学 报　　Vol.58 No.4
2017年7月　　ACTA ASTRONOMICA SINICA　　Jul., 2017

doi: 10.15940/j.cnki.0001-5245.2017.04.010

基于双星光学跟踪方式的目标定位精度分析*

丁文哲[1†]　张占月[2]　杨 虹[1]

(1 装备学院研究生管理大队 北京 101416)
(2 装备学院航天指挥系 北京 101416)

摘要　面对双星光学跟踪方式目标定位的可行性问题, 通过多参量分析方式研究了各项误差源对最终空间目标定位精度的影响. 基于单星成像过程, 建立了星载观测平台的视线矢量模型, 结合双星空间位置建立了目标定位模型. 以星载观测平台的视线矢量作为中间变量, 推导了各项误差源与目标定位误差间的关系, 通过最小二乘法建立了目标定位精度模型. 针对5 min双星跟踪观测任务, 得到了16项误差源在三轴方向的平均误差灵敏度, 可为双星光学观测系统的误差分配提供一定的参考.

关键词　航天器, 天体力学: 轨道计算和定轨

中图分类号: P171;　**文献标识码**: A

1　引言

随着空间技术的发展, 利用天基观测系统对目标进行定位跟踪已经成为目前发展的趋势. 相比于地基、海基等测量方式, 天基探测所受限制条件少, 可以在轨机动飞行, 实现对特定目标的定位跟踪.

美国大力发展的空间目标监视系统(SBSS)和由天基红外预警系统中低轨部分发展而来的空间跟踪与监视系统(STSS)及精确跟踪与监视系统(PTSS)目前已经成功实现部分在轨运行, 其余部分也在不断完善. 不论是SBSS或是STSS、PTSS均配备高性能天基光学载荷(SBV)[1], 由此可以看出天基光学观测已经成为了目前研究的热点. 而搭建天基光学观测系统的首要前提就是对系统的定位精度进行分析.

星载光学传感器只能得到目标与卫星间的相对角度信息, 却不能获得距离信息, 单纯通过单星观测无法获取目标的3维空间位置[2]. 因此要得到目标的位置信息, 还需结合其他方式. 目前天基跟踪定位主要有两种方式: 搭载激光测距设备的单星光学观测[1]及联合多星光学成像信息的天基组网探测[3]. 鉴于星载激光测距设备的功率限制, 远距离观测多采用天基组网探测方式.

目前国内已经开展了一些利用天基光学观测系统对目标进行空间定位的误差分析研究, 并取得了一定的成果. 周庆勇等人研究了天基监视系统分别对高、中、低轨目标

2017-02-14收到原稿, 2017-05-02收到修改稿

*国家自然科学基金项目(11173056)资助

†1373663085@qq.com

的定轨精度[4]. 王秀红等人分析了天基光学卫星对空间目标的可观测性, 建立了定轨模型, 分析了定轨精度[5]. 杨虹等人利用小波分析理论提高了双星光学观测系统的目标定位精度[6]. 谢恺等[2]、盛卫东等[7]针对多星联合定位方式建立了定位误差模型, 仿真分析了不同数量、构型的卫星星座对天基光学观测系统目标定位精度的影响.

在以上研究的基础上, 本文就针对搭载两轴两框架式光电跟踪仪的双星光学跟踪探测系统[1]进行目标的定位精度分析, 从建立星载观测平台的视线测量模型入手, 推导了系统的定位模型、定位误差模型, 以文献[3]的观测任务过程为例, 进行了蒙特卡罗仿真试验, 分析了系统中各项误差源对最终目标定位精度的影响, 为接下来的系统调配提供了一定的参考.

2　模型构建

2.1　单星视线矢量模型

双星光学观测系统由两颗卫星构成, 每颗卫星均搭载两轴两框架式光电跟踪仪, 如下图1–2所示.

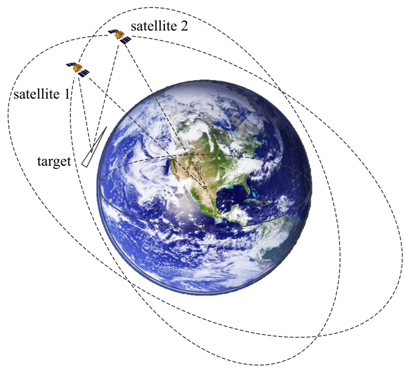

图 1　双星定位示意图

Fig. 1　Schematic diagram of the double satellite positioning

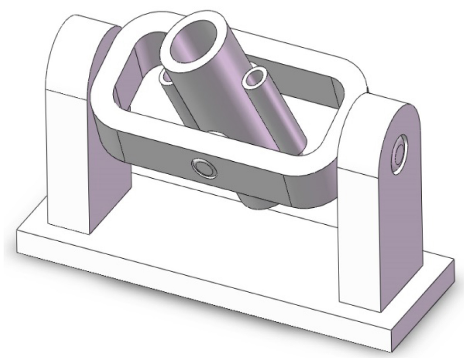

图 2　载荷平台及跟踪仪

Fig. 2　Loading platform and tracker

成像跟踪过程中, 通过转动光电跟踪仪内外框架及调整卫星姿态可以实现对相机的5个自由度控制, 其中卫星姿态的控制成本远高于跟踪仪, 观测时尽量不调整卫星姿态. 当目标运动过快, 仅靠调整跟踪仪难以对其进行连续跟踪时, 则通过对卫星姿态与跟踪仪的联合控制来捕获目标, 确定目标方位.

为了确定目标的空间位置, 首先需要对单星的成像过程进行建模, 具体成像过程如图3所示. 图中各参量定义如下: i、Ω、u、ϕ、θ、ψ、α、β、γ、k、m、n、λ_e、λ_a、s分别为轨道倾角、升交点赤经、纬度俯角、卫星滚转、俯仰、偏航角、载荷平台三轴安装角、安装位置、跟踪仪内、外框架转角及外框架距载荷平台的安装高度; $\boldsymbol{E}$、f、f_{IFOV}分别为单位阵、相机焦距及相机瞬时视场角.

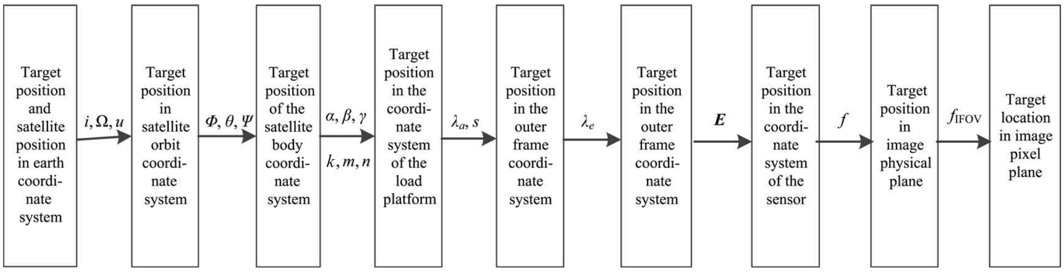

图 3 成像过程

Fig. 3 Imaging process

根据图3成像过程, 建立单星视线测量模型为:

$$\boldsymbol{v} = [\boldsymbol{R}_y(\lambda_e)\boldsymbol{R}_x(\lambda_a)\boldsymbol{R}_x(\alpha)\boldsymbol{R}_y(\beta)\boldsymbol{R}_z(\gamma)\boldsymbol{R}_x(\phi)\boldsymbol{R}_y(\theta)\boldsymbol{R}_z(\psi)\boldsymbol{B}\boldsymbol{R}_z(u)\boldsymbol{R}_x(i)\boldsymbol{R}_z(\Omega)]^{-1}\boldsymbol{h}^{-1}(\boldsymbol{r}_m), \tag{1}$$

式中$\boldsymbol{R}_x$、$\boldsymbol{R}_y$、$\boldsymbol{R}_z$分别为绕x轴、y轴、z轴的旋转矩阵; $\boldsymbol{h}^{-1}(\boldsymbol{r}_m)$为:

$$\boldsymbol{h}^{-1}(\boldsymbol{r}_m) = \frac{[\tan(x_m f_{\mathrm{IFOV}}), \tan(y_m f_{\mathrm{IFOV}}), 1]^{\mathrm{T}}}{\sqrt{\tan^2(x_m f_{\mathrm{IFOV}}) + \tan^2(y_m f_{\mathrm{IFOV}}) + 1}}, \tag{2}$$

其中$\boldsymbol{r}_m$为目标在图像像素平面的位置.

2.2 双星定位模型

由双星的轨道六要素可以方便地得到双星在地惯系下的位置$\boldsymbol{r}_{si}$ $(i = 1, 2)$:

$$\begin{aligned}
&E_i = M_i + e_i \sin E_i, \quad n_i = \sqrt{\frac{\mu}{a_i^3}}, \\
&\boldsymbol{r}_{si} = a_i(\cos E_i - e_i)\boldsymbol{P}_i + a_i\sqrt{1-e_i^2}\sin E_i \boldsymbol{Q}_i, \\
&\boldsymbol{P}_i = \begin{bmatrix} \cos\Omega_i \cos\omega_i - \sin\Omega_i \sin\omega_i \cos i_i \\ \sin\Omega_i \cos\omega_i + \cos\Omega_i \sin\omega_i \cos i_i \\ \sin\omega_i \sin i_i \end{bmatrix}, \\
&\boldsymbol{Q}_i = \begin{bmatrix} -\cos\Omega_i \sin\omega_i - \sin\Omega_i \cos\omega_i \cos i_i \\ -\sin\Omega_i \sin\omega_i + \cos\Omega_i \cos\omega_i \cos i_i \\ \cos\omega_i \sin i_i \end{bmatrix},
\end{aligned} \tag{3}$$

式中下标i表示卫星编号; a_i为轨道半长轴; μ为开普勒常数; E_i、M_i、n_i、e_i、ω_i分别为偏近地点角、平近地点角、平均角速度、偏心率、近地点幅角.

文献[6]已详述双星定位模型, 这里简述如图4所示. 图中AB为双星视线矢量$\boldsymbol{v}_1$、$\boldsymbol{v}_2$的公垂线, C、D为双星在地惯系下位置$\boldsymbol{r}_{s1}$、$\boldsymbol{r}_{s2}$; CE与AB平行且相等; F为公垂线AB的中点, 即理论意义上的空间目标位置$\boldsymbol{r}$.

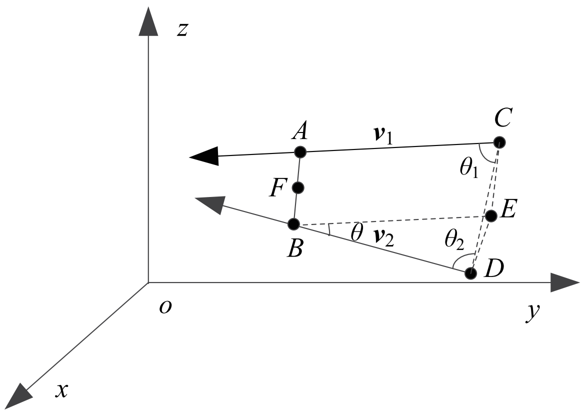

图 4　目标定位

Fig. 4　Target positioning

由空间异面直线定理得:

$$\theta_1 = \arccos\left[\frac{\boldsymbol{v}_1\cdot(\boldsymbol{r}_{s2}-\boldsymbol{r}_{s1})}{|\boldsymbol{r}_{s2}-\boldsymbol{r}_{s1}|}\right],\theta_2 = \arccos\left[\frac{\boldsymbol{v}_2\cdot(\boldsymbol{r}_{s1}-\boldsymbol{r}_{s2})}{|\boldsymbol{r}_{s2}-\boldsymbol{r}_{s1}|}\right],\theta = \arccos(\boldsymbol{v}_1\cdot\boldsymbol{v}_2)\,, \tag{4}$$

$$\begin{aligned}\boldsymbol{CA} &= |\boldsymbol{CA}|\cdot\boldsymbol{v}_1 = \frac{\cos\theta_1+\cos\theta_2\cos\theta}{\sin^2\theta}|\boldsymbol{r}_{s2}-\boldsymbol{r}_{s1}|\cdot\boldsymbol{v}_1\,,\\ \boldsymbol{DB} &= |\boldsymbol{DB}|\cdot\boldsymbol{v}_2 = \frac{\cos\theta_2+\cos\theta_1\cos\theta}{\sin^2\theta}|\boldsymbol{r}_{s2}-\boldsymbol{r}_{s1}|\cdot\boldsymbol{v}_2\,.\end{aligned} \tag{5}$$

则目标位置为:

$$\boldsymbol{r} = \frac{1}{2}\left(\boldsymbol{r}_{s1}+\boldsymbol{r}_{s2}+\boldsymbol{CA}+\boldsymbol{DB}\right)\,. \tag{6}$$

2.3　定位精度模型

仅根据单星测量数据无法得到目标定位位置以及定位误差, 因此需要利用双星观测信息处理得到空间目标定位误差. 本文采用参考文献[7]的目标定位精度模型:

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix}\boldsymbol{G}_1\\ \boldsymbol{G}_2\end{bmatrix}\mathrm{d}\boldsymbol{r} = &\begin{bmatrix}\boldsymbol{G}_1 & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{G}_2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathrm{d}\boldsymbol{r}_{s1}\\ \mathrm{d}\boldsymbol{r}_{s2}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_{u,i,\Omega,1} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{D}_{u,i,\Omega,2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathrm{d}\boldsymbol{A}_{u,i,\Omega,1}\\ \mathrm{d}\boldsymbol{A}_{u,i,\Omega,2}\end{bmatrix}+\\ &\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_{\phi,\theta,\psi,1} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{D}_{\phi,\theta,\psi,2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathrm{d}\boldsymbol{A}_{\phi,\theta,\psi,1}\\ \mathrm{d}\boldsymbol{A}_{\phi,\theta,\psi,2}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_{\alpha,\beta,\gamma,1} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{D}_{\alpha,\beta,\gamma,2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathrm{d}\boldsymbol{A}_{\alpha,\beta,\gamma,1}\\ \mathrm{d}\boldsymbol{A}_{\alpha,\beta,\gamma,2}\end{bmatrix}+\\ &\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_{\lambda_a,1} & \boldsymbol{0}_{3\times1}\\ \boldsymbol{0}_{3\times1} & \boldsymbol{D}_{\lambda_a,2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathrm{d}\lambda_{a,1}\\ \mathrm{d}\lambda_{a,2}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_{\lambda_e,1} & \boldsymbol{0}_{3\times1}\\ \boldsymbol{0}_{3\times1} & \boldsymbol{D}_{\lambda_e,2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathrm{d}\lambda_{e,1}\\ \mathrm{d}\lambda_{e,2}\end{bmatrix}+\\ &\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_{\mathrm{IFOV},1} & \boldsymbol{0}_{3\times2}\\ \boldsymbol{0}_{3\times2} & \boldsymbol{D}_{\mathrm{IFOV},2}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathrm{d}\boldsymbol{r}_{m,1}\\ \mathrm{d}\boldsymbol{r}_{m,2}\end{bmatrix}=\boldsymbol{b}\,,\end{aligned} \tag{7}$$

式中$\boldsymbol{b}$表示方程右边的常数项; 矩阵$\boldsymbol{G}$具体表达式参见文献[7]; $\boldsymbol{D}_{u,i,\Omega}$、$\boldsymbol{D}_{\phi,\theta,\psi}$、$\boldsymbol{D}_{\alpha,\beta,\gamma}$、$\boldsymbol{D}_{\lambda_a}$、$\boldsymbol{D}_{\lambda_e}$、$\boldsymbol{D}_{\mathrm{IFOV}}$是误差系数矩阵, 具体表达式参见文献[8]. 则由最小二乘法可得定位误差为:

$$\mathrm{d}\boldsymbol{r}=\left[\begin{bmatrix}\boldsymbol{G}_1\\ \boldsymbol{G}_2\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}\boldsymbol{G}_1\\ \boldsymbol{G}_2\end{bmatrix}\right]^{-1}\begin{bmatrix}\boldsymbol{G}_1\\ \boldsymbol{G}_2\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{b}. \tag{8}$$

3 总体仿真方法

双星系统在运行之前会进行校验, 但由于一些不确定因素会使得各项误差仍满足一定的分布规律. 假设校验使得各项误差的1阶矩为$\boldsymbol{0}$, 则目标定位误差的1阶矩也为$\boldsymbol{0}$. 以均方差大小代表各项误差及最终定位误差大小, 则定义各项误差的灵敏度系数μ_k为: 第k项误差源的单位均方差所引起的最终目标定位误差的均方差变化.

考虑到求取空间目标定位误差的2阶矩公式较为繁琐, 若进行简化, 则会影响最终结果的有效性. 本文采用蒙特卡罗方法得到每一时刻定位误差的均方差, 具体过程如下:

步骤1: 根据所给双星初始时刻六要素得到双星在任务过程中每一时刻的位置. 并根据任务过程中双星的位置、姿态、跟踪仪转角及目标成像点位置, 利用2.2节中的双星定位模型通过逐点交汇得到空间目标在地惯系下的位置.

步骤2: 根据表1所给各项误差源的分布特性分别产生10000组与各项误差源满足相同分布的随机误差.

步骤3: 将步骤2中产生的误差样本作用到双星定位精度模型中, 并根据步骤1中的双星工作状态计算每一时刻的双星定位误差分布. 统计每一时刻双星定位误差在3个轴向上的均方差.

步骤4: 统计任务过程中每一时刻由各项误差源所导致的双星定位误差的理论分布, 并根据统计值计算每一时刻由各项误差源所导致的双星定位误差的均方差. 以各项误差源所导致的各个时刻定位误差的均方差分别除以各项误差源的均方差, 得到各项误差源在3个轴向上的误差灵敏度系数.

步骤5: 将步骤4中得到的每一时刻误差灵敏度系数进行平均, 得到双星观测任务中各项误差源的平均灵敏度系数.

双星观测系统中的每颗卫星均采用相同结构, 故假设观测系统中的两颗卫星误差特性相同, 如表1所示, 表中下标i取1或2, 表示卫星编号; 表中RAAN为升交点赤经.

表 1 16个误差源的分布规律及特征

Table 1 Distribution rules and charactoristics of 16 error sources

Number	Error source	Distribution rule	Distribution characteristic
1	Satellite position error (x axis)	Normal	$\sigma(\Delta r_{six}) = 100$ m
2	Satellite position error (y axis)	Normal	$\sigma(\Delta r_{siy}) = 100$ m
3	Satellite position error (z axis)	Normal	$\sigma(\Delta r_{siz}) = 100$ m
4	Orbit inclination error	Normal	$\sigma(\Delta i_i) = 20\ \mu$rad
5	RAAN's error	Normal	$\sigma(\Delta \Omega_i) = 20\ \mu$rad
6	Argument of latitude error	Normal	$\sigma(\Delta u_i) = 20\ \mu$rad
7	Roll angular error	Normal	$\sigma(\Delta \varphi_i) = 25\ \mu$rad
8	Pitch angular error	Normal	$\sigma(\Delta \theta_i) = 25\ \mu$rad
9	Yaw angular error	Normal	$\sigma(\Delta \psi_i) = 25\ \mu$rad
10	Loading platform vibration error (rolling direction)	Uniform	$\sigma(\Delta \alpha_{i\,\max}) = 30\ \mu$rad
11	Loading platform vibration error (pitch)	Uniform	$\sigma(\Delta \beta_{i\,\max}) = 30\ \mu$rad
12	Loading platform vibration error (yaw direction)	Uniform	$\sigma(\Delta \gamma_{i\,\max}) = 30\ \mu$rad
13	Outer frame rotation error	Normal	$\sigma(\Delta \lambda_{ai}) = 10\ \mu$rad
14	Internal frame rotation error	Normal	$\sigma(\Delta \lambda_{ei}) = 10\ \mu$rad
15	Image point extraction quantization error (x axis)	Uniform	$\sigma(\Delta x_{i\,\max}) = 0.5$ pixel
16	Image point extraction quantization error (y axis)	Uniform	$\sigma(\Delta y_{i\,\max}) = 0.5$ pixel

4 仿真分析

4.1 观测任务

对双星光学观测系统的定位误差进行仿真分析, 首先需要制定观测任务. 本文以文献[3]中观测任务过程为例, 进行仿真分析, 建立双星光学稳定跟踪的目标观测模型如下:

$$
\begin{aligned}
s_1 = \frac{1.0260-0.8231}{300}t+0.8231\,, \quad & s_2 = \frac{1.1065-0.9386}{300}t+0.9386\,, \\
x_{mi}(t) &= F_i\frac{f_{ci}}{d_{xi}}\tan\left(\frac{s_i}{60}\times\frac{\pi}{180}\right)\sin\left(\varpi_{xi}t\right)+x_{moi}\,, \\
y_{mi}(t) &= F_i\frac{f_{ci}}{d_{yi}}\tan\left(\frac{s_i}{60}\times\frac{\pi}{180}\right)\sin\left(\varpi_{yi}t\right)+y_{moi}\,, \\
\lambda_{ai}(t) &= k_{ai}\eta_i(t)t+\lambda_{aoi}\,, \quad \lambda_{ei}(t)=k_{ei}\eta_i(t)t+\lambda_{eoi}\,, \\
\phi_i(t) &= \phi_{oi}\,, \quad \theta_i(t)=\eta_i(t)t+\theta_{oi} \quad \psi_i(t)=\psi_{oi}\,, \\
\eta_i(t) &= \frac{n_i(1+e_i\cos f_i)^2}{(1-e_i^2)^{3/2}}\,, \quad t=0.1N, \quad (N=0,1,\cdots,3000)\,,
\end{aligned} \tag{9}
$$

式中s_1、s_2取自双星观测系统成像要求; F_i为第i颗卫星的传感器放大倍数; f_{ci}表示第i颗卫星的传感器焦距; d_{xi}、d_{yi}表示第i颗卫星的传感器像元尺寸; ϖ_{xi}、ϖ_{yi}、k_{ai}、k_{ei}为系数参数, 由目标运动特性决定; $\eta_i(t)$为第i颗卫星的轨道角速率; f_i为第i颗卫星的真近地点角; e_i为第i颗卫星的偏心率; t表示时间, 取观测任务时间为5 min; 下标o表示初始成像点各参数. 我们给出双星系统的初始观测参数, 如下表2所示.

表 2 初始观测参数

Table 2 Initial observation parameters

Orbit parameter $(i_i,\Omega_i,n_i,e_i,\omega_i,M_i)$					
$i_1/^\circ$	$\Omega_1/^\circ$	$n_1/(\mathrm{circle}\cdot\mathrm{d}^{-1})$	e_1	$\omega_1/^\circ$	$M_1/^\circ$
98.2232	181.0062	14.62946270	0.0020721	165.8672	196.3278
$i_2/^\circ$	$\Omega_2/^\circ$	$n_2/(\mathrm{circle}\cdot\mathrm{d}^{-1})$	e_2	$\omega_2/^\circ$	$M_2/^\circ$
98.7490	199.8624	14.26108006	0.0001420	131.8604	228.2697

Attitude parameter (ϕ_i,θ_i,ψ_i)			Inner and outer frame angle $(\lambda_{ei},\lambda_{ai})$		Target motion parameter $(\varpi_{xi},\varpi_{yi},k_{xi},k_{yi})$			
$\phi_1/^\circ$	$\theta_1/^\circ$	$\psi_1/^\circ$	$\lambda_{e1}/^\circ$	$\lambda_{a1}/^\circ$	ϖ_{x1}	ϖ_{y1}	k_{x1}	k_{y1}
0.58	0.63	0.52	138.52	106.67	0.6	0.6	−0.8	−1.2
$\phi_2/^\circ$	$\theta_2/^\circ$	$\psi_2/^\circ$	$\lambda_{e2}/^\circ$	$\lambda_{a2}/^\circ$	ϖ_{x2}	ϖ_{y2}	k_{x2}	k_{y2}
0.67	78.53	0.82	65.37	132.58	0.6	0.6	1.3	1.6

Photoelectric platform parameter $(k_i,m_i,n_i,\alpha_i,\beta_i,\gamma_i)$ and camera installation distance (s_i)						
k_i/m	m_i/m	n_i/m	$\alpha_i/^\circ$	$\beta_i/^\circ$	$\gamma_i/^\circ$	s_i/m
1	1	1	20	20	20	1

Initial image point position (x_{moi},y_{moi})		Sensor parameter $(d_{xi},d_{yi},F_i,f_{ci})$			
x_{moi}	y_{moi}	d_{xi}/μm	d_{yi}/μm	F_i	f_{ci}/m
532	532	7.4	7.4	10	1

4.2 蒙特卡罗仿真分析

首先根据第3节中步骤1仿真得到观测任务中双星及定位目标在地惯系下的运行轨迹以及三者距离地表的高度, 如下图5所示.

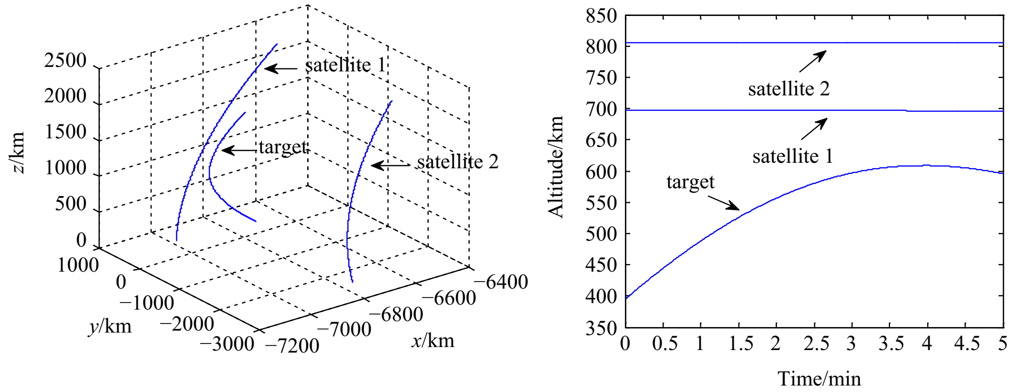

图 5 双星及目标运动轨迹

Fig. 5 Binary star and target trajectory

5 min的观测任务时间内, 目标在400 km到612 km高度层内运动. 从400 km开始, 最高运动到612 km, 最后运动到600 km高度层.

根据第3节中步骤2–3, 计算观测任务过程中每一时刻理论定位误差的均方差在3个轴向上随时间的变化曲线, 仿真结果如下图6所示.

可以看出: 在5 min双星跟踪观测任务内, 双星光学观测系统x轴方向的定位误差均方差在94.51 m到120.84 m之间变化, 最大起伏为26.33 m, 最高峰值出现在任务开始后的4.9 s; y轴方向的双星定位误差均方差在100.92 m到114.58 m之间变化, 整个观测过程共经历了两次下降、两次上升, 最大起伏为13.66 m, 最低、最高峰值分别出现在任务开始后的14.3 s及1 min 56 s; z轴方向的双星定位误差均方差在100.04 m到153.61 m之间变化, 最大起伏为53.57 m, 最高峰值出现在任务开始后的3 min 8 s. 综合比较任务过程中双星定位误差均方差在3个轴向上的变化, 可以看出: z轴方向的双星定位误差变化最大, y轴方向的双星定位误差变化最小.

根据第3节中步骤4–5, 计算5 min双星跟踪观测任务中各项误差源的误差灵敏度系数, 以此判别各项误差源对最终定位误差影响的大小, 仿真结果如表3所示. 表3给出了整个5 min观测任务过程中16项误差源在3个轴向上的灵敏度系数均值, 由于各项误差灵敏度系数的单位不统一, 需要分别讨论比较.

对卫星位置误差所引起观测系统的定位精度影响进行分析: 在x轴方向上, x轴方向卫星位置误差的平均灵敏度系数最大, 是y轴、z轴方向卫星位置误差平均灵敏度系数的12.22、3.04倍; 在y轴方向上, y轴方向卫星位置误差的平均灵敏度系数最大, 是x轴、z轴方向卫星位置误差平均灵敏度系数的36.13、6.82倍; 在z轴方向上, z轴方向卫星位置误差的平均灵敏度系数最大, 是x轴、y轴方向卫星位置误差平均灵敏度系数的3.21、4.46倍.

表 3 误差灵敏度均值

Table 3 Means of the error sensitivities

Error source	Symbol	Mean error sensitivity		
		x axis	y axis	z axis
Satellite position error (x axis)	Δr_{sx}	0.8795	0.0274	0.2890
Satellite position error (y axis)	Δr_{sy}	0.0720	0.9900	0.2080
Satellite position error (z axis)	Δr_{sz}	0.2892	0.1451	0.9273
		Mean error sensitivity /(m $\cdot$ μrad^{-1})		
		x axis	y axis	z axis
Orbit inclination error	Δi	0.4610	0.6411	1.9432
RAAN's error	$\Delta\Omega$	0.5917	0.2230	0.5321
Argument of latitude error	Δu	0.5378	0.1224	0.4992
Roll angular error	$\Delta\phi$	0.4231	0.3726	1.7912
Pitch angular error	$\Delta\theta$	0.5335	0.1191	0.4896
Yaw angular error	$\Delta\psi$	0.4509	0.5914	1.8756
Loading platform vibration error (rolling direction)	$\Delta\alpha$	0.3984	0.3054	1.6591
Loading platform vibration error (pitch)	$\Delta\beta$	0.6384	0.2223	1.1026
Loading platform vibration error (yaw direction)	$\Delta\gamma$	0.5797	0.5516	0.6465
Outer frame rotation error	$\Delta\lambda_a$	0.3990	0.3064	1.6603
Internal frame rotation error	$\Delta\lambda_e$	0.7342	0.3229	0.6680
		Mean error sensitivity /(m $\cdot$ pixel^{-1})		
		x axis	y axis	z axis
Image point extraction quantization error (x axis)	Δx_m	7.7507	3.3896	7.1388
Image point extraction quantization error (y axis)	Δy_m	6.2982	6.3358	14.3221

对表3中第4到第14项误差源所引起观测系统的定位精度影响进行分析: 在x轴方向上, 这11项误差源的平均灵敏度系数在0.3984到0.7342之间, 其中最大为内框架转动误差, 最小为滚动方向载荷平台振动误差; 在y轴方向上, 这11项误差源的平均灵敏度系数在0.1191到0.6411之间, 其中最大为轨道倾角误差, 最小为俯仰角误差; 在z轴方向上, 这11项误差源的平均灵敏度系数在0.4896到1.9432之间, 其中最大为轨道倾角误差, 最小为俯仰角误差. 可以看出在此次观测任务中, 这11项误差源对目标z轴方向的定位影响要大于x轴和y轴.

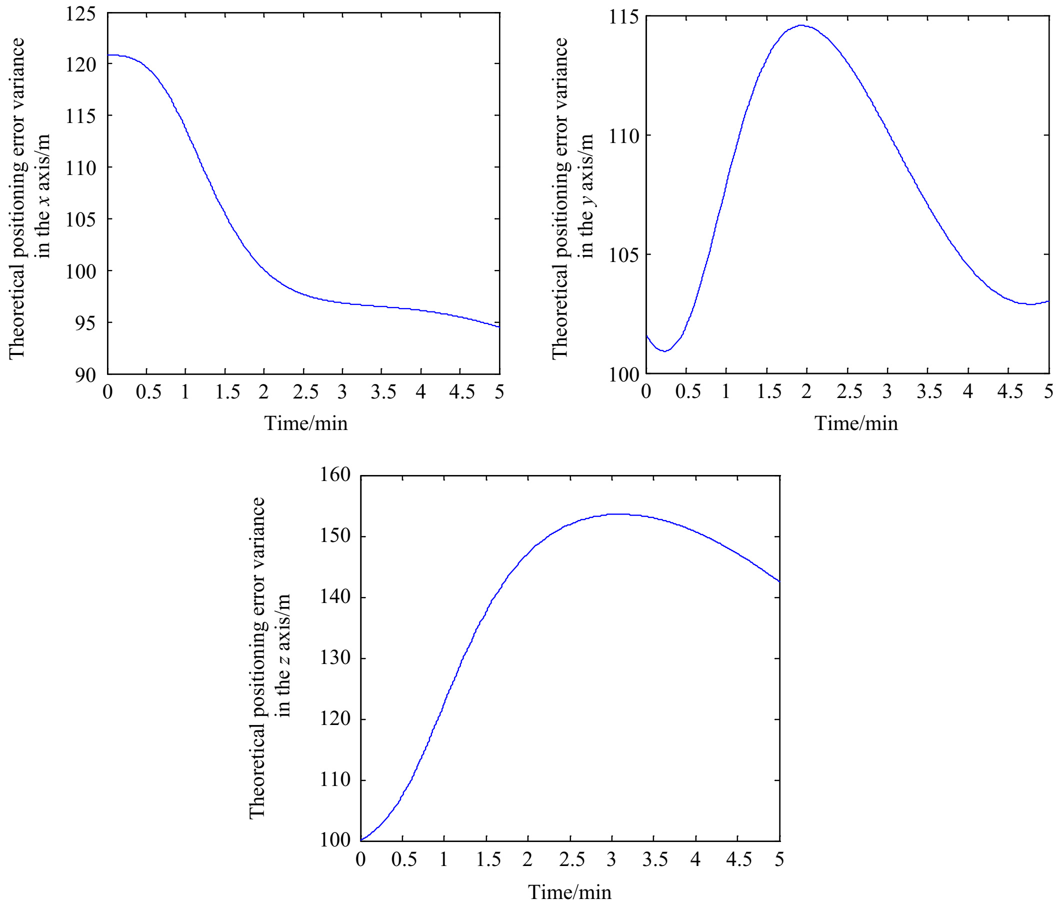

图 6　三轴方向上理论定位误差随时间变化曲线

Fig. 6　Curves of the theoretical positioning error with time in three axes

对像点提取量化误差所引起观测系统的定位精度影响进行分析: 在x轴方向上, x轴方向像点提取量化误差的平均灵敏度系数要略高于y轴方向像点提取量化误差; 在y轴、z轴方向上, y轴方向像点提取量化误差的平均灵敏度系数是x轴方向像点提取量化误差平均灵敏度系数的1.87、2.01倍.

5　结论

本文以双星光学观测任务为背景, 从单星成像过程入手, 建立了星载观测平台的视线矢量模型, 以双星所处空间位置作为起点, 利用几何定位算法得到了观测任务过程中的目标空间运动轨迹; 以双星观测平台的视线矢量作为中间变量, 通过最小二乘法建立了目标定位精度模型; 以5 min双星跟踪观测任务为例, 分析了双星观测系统在观测任务过程中三轴方向的定位精度变化, 以及16项误差源对观测系统最终目标定位精度的影响, 得到结论如下:

(1)在5 min观测任务过程中, 基于双星光学跟踪方式的目标定位误差均方差在三轴

方向上均不超过155 m, 证明了双星光学观测具有一定的可行性.

(2)除了星载观测平台成像过程中的13项误差源外, 三轴方向的双星位置误差也会对最终的目标定位精度造成较大影响.

(3)在5 min观测任务过程中, x轴方向卫星位置误差、内框架转动误差、俯仰方向载荷平台振动误差、x轴和y轴方向像点提取量化误差是影响双星观测系统在x轴方向目标定位精度的主要因素; y轴方向卫星位置误差、轨道倾角误差、偏航角误差、偏航方向载荷平台振动误差、y轴方向像点提取量化误差是影响双星观测系统在y轴方向目标定位精度的主要因素; z轴方向卫星位置误差、轨道倾角误差、偏航角误差、滚转角误差、外框架转动误差、滚转和俯仰方向载荷平台振动误差、y轴方向像点提取量化误差是影响双星观测系统在z轴方向目标定位精度的主要因素.

(4)本文的误差分析方法也可用于其他观测任务, 针对观测任务要求, 分析各项误差源影响, 对双星系统进行合理配置, 使观测系统可以按最低成本满足观测指标.

参 考 文 献

[1] 王卫兵, 王挺峰, 郭劲. 光学精密工程, 2015, 23: 528
[2] 谢恺, 韩裕生, 薛模根, 等. 信号处理, 2008, 24: 343
[3] 王卫兵, 王挺峰, 郭劲. 光学学报, 2015, 35: 0112006
[4] 周庆勇, 杜兰, 蓝朝桢. 系统仿真学报, 2010, 11: 2660
[5] 王秀红, 李俊峰, 王彦荣. 光学精密工程, 2013, 21: 1394
[6] 杨虹, 张占月, 丁文哲, 等. 中国光学, 2016, 9: 452
[7] 盛卫东, 龙云利, 周一宇. 光学学报, 2011, 31: 0228001
[8] 丁文哲, 张占月, 杨虹, 等. 空间科学学报, 2017, 37: 238

Analysis of Target Positioning Accuracy Based on Method of Double Satellite Optical Tracking

DING Wen-zhe[1] ZHANG Zhan-yue[2] YANG Hong[1]

(1 Department of Graduate Management, Equipment Academy, Beijing 101416)
(2 Department of Space Command, Equipment Academy, Beijing 101416)

Abstract Aiming at the feasibility analysis of the target positioning of the double satellite optical tracking system, the influence of various errors on the final positioning accuracies of the space target is researched by the method of multi-parameter analysis. Based on the single satellite imaging process, the observation vector model of the satellite platform is established, and the target positioning model is constructed on account of the double satellite space position. Set the observation vector of the satellite platform as an intermediate variable, the relation between the error sources and the positioning error is derived, and the positioning accuracy model is established by the least square method. According to the observation mission, the average error sensitivities of 16 error sources in the three axes are obtained. It provides a reference for error distribution of the double satellite optical observation system.

Key words space vehicles, celestial mechanics: orbital determination and calculation