

基于双星双目跟踪方式的空间目标定轨技术研究

王卫兵 王挺峰 郭 劲

中国科学院长春光学精密机械与物理研究所激光与物质相互作用国家重点实验室, 吉林 长春 130033

摘要 以天基监视为背景,主要研究了一种基于双星双目跟踪方式的空间目标定轨技术,其物理思想为:利用星载光学测量系统获得目标的相对方位指向与角度传感器测量系统获得卫星的姿态角变化和光电跟踪架的随动角信息,通过坐标变换和数据处理解算出目标在地心惯性坐标系中的绝对运动信息。依次从物理模型、坐标体系、定轨原理方面进行了描述和推导,获得了目标在地球坐标系下的测量方程,并且通过对天基监视卫星轨道模型、星载光电跟踪控制模型、光学成像模型分析后,进行了数学建模仿真,计算结果表明该定轨方法的可行性。

关键词 测量;天基监视;目标定轨;光电跟踪;测量方程;建模仿真

中图分类号 TH761

文献标识码 A

doi: 10.3788/AOS201535.0112006

Research on Orbit Determination Technology for Space Target Based on Method of Tracking with Double Satellites and Double Cameras

Wang Weibing Wang Tingfeng Guo Jin

State Key Laboratory of Laser Interaction with Matter, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China

Abstract A kind of orbit determination technology is mainly researched for space target based on method of tracking with double satellites and double cameras in space-based surveillance. The physical idea is that the absolute motion information of space target in earth coordinate system can be computed completely through a series of coordinate transformations and data process. The data are from relative azimuth point information of target in satellite that are measured with optical measurement devices and information of satellite attitude angles and rotation angles of opto-electrical tracking frame that are sensed by corresponding angle sensors. Measurement equation of target in earth coordinate system is gained after describing physical model, coordinate systems and deriving principle of orbit determination in turn. Furthermore, mathematic simulation is researched after analyzing many models including space-based surveillance satellite orbit, opto-electronic tracking and optical imaging. The computation results show the feasibility of this method.

Key words measurement; space-based surveillance; orbit determination; opto-electrical tracking; measurement equation; modeling and simulation

OCIS codes 120.1880; 230.2090; 350.4600

1 引 言

随着卫星技术的发展和空间垃圾的出现,研究空间运动目标定轨技术对卫星安全具有重要意义。目前可采用全球定位系统(GPS)无线电方式测量合作空间目标轨迹,也可采用地基光学方式测量合作、非合作运动空间目标轨迹。从研究角度看,采用光学方式探测非合作运动目标轨迹具有重要意义。与地基光学探测设备相比,天基光学探测设备具有不受地域、大气影响等特点,不仅能在轨机动运行,而且可探测深空目标。美国“天

收稿日期: 2014-08-07; 收到修改稿日期: 2014-09-09

基金项目: 激光与物质相互作用国家重点实验室基金

作者简介: 王卫兵(1986—),男,硕士,实习研究员,主要从事星载光电跟踪控制及空间目标定轨等方面的研究。

E-mail: wangweibing10@126.com

基空间目标监视系统”(SBSS)对运动目标具有成像效果好(高性能光学载荷)、定轨精度高、监视能力强、处理速度快等优点,首颗星已于2010年发射,2014年将计划发射四颗星。类似的系统还有美国“天基红外预警系统”(SBIRS)中的低轨部分“空间跟踪与监视系统”(STSS)和“持续跟踪与监视系统”(PTSS),主要用来探测导弹。

国内国防科学技术大学、清华大学、哈尔滨工业大学等相关单位已在利用天基光学成像方式进行目标轨迹测量方面做了一些探究^[1-11]。然而,目前在天基光电成像跟踪测量方面的研究报道很少。为此,在这方面做了初步探究。由几何学原理可知,两个 CCD 可探测两条相交线指向信息,在已知两个 CCD 位置坐标情况下,便可获知目标三维坐标。若将两个 CCD 置于同一颗卫星平台上,由于两个 CCD 间距远小于远处目标相对距离,故这种“单星双目测量技术”会导致远目标定位误差过大,文献[12-14]利用这种技术对“近距空间交会对接”过程中“对接星的定位测姿方法”进行了研究。

因此,本文建立了一种相距一定距离的“双星双目跟踪系统”对“远距目标轨迹进行测量”的模型,以搭建在两颗监视卫星上的光电成像载荷为测量系统,分别从物理模型、坐标体系、定轨原理、建模仿真、结果分析等方面进行了详细论述,不仅推导得到了运动目标在地球坐标系下的测量方程,而且分析了卫星轨道、跟踪控制、光学成像等相关问题,获得了有价值的研究成果。

2 物理模型

天基监视中双星双目跟踪目标示意图如图 1 所示,系统包括两颗监视卫星、两台星载光电经纬仪。监视卫星围绕地球做椭圆轨道运动,光电跟踪架采用水平式两轴两框架经纬仪结构,如图 2 所示。当目标出现在光学成像视场内,可通过图像处理算法获知成像视轴与目标视线的角度,通过闭环控制系统驱动跟踪架转动来跟踪和监视目标运动情况。在一定条件下,当跟踪架工作范围受限时,还可通过控制卫星姿态角来配合光电跟踪仪工作,但是控制自由度越多,控制难度越大。

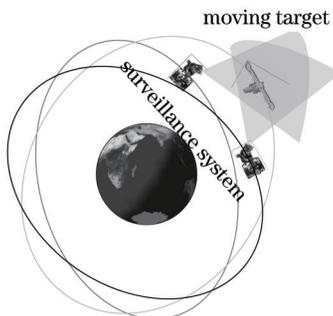


图 1 天基监视中双星双目跟踪目标示意图

Fig.1 Tracking of target based on method of double satellites and double cameras in space-based surveillance

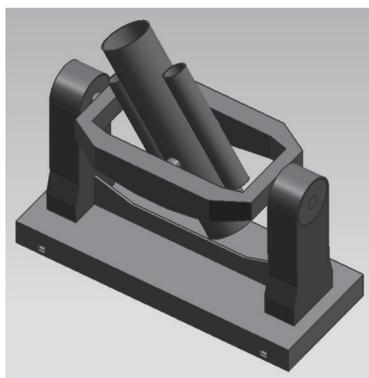


图 2 水平式光电经纬仪结构

Fig.2 Theodolite structure

下面将不从微观上研究背景杂光成像干扰、卫星变轨调姿和跟踪架控制算法、电子测量噪声及卫星摄动力等物理问题,只从宏观上研究如何利用两颗监视卫星搭载的光电跟踪测量系统测得空间目标运动轨

迹。因此,复杂的物理模型可简化为:分别以两颗监视卫星为参考,通过光学相机测量的脱靶量信息和相关角度传感器测量的卫星姿态角和跟踪架转角信息,利用坐标变换和数据处理方法解算出目标在地心惯性坐标系下的运动信息。

3 坐标系

为了推导双星双目跟踪过程中的目标定轨技术原理,以单颗监视卫星为例,结合地球、卫星本体、两轴跟踪架、光学成像系统,需要建立11种坐标系和定义相关角度、位置。坐标系包括地心惯性坐标系 $O_iX_iY_iZ_i$ 、卫星轨道坐标系 $O_oX_oY_oZ_o$ 、卫星本体坐标系 $O_bX_bY_bZ_b$ 、载荷平台坐标系 $O_dX_dY_dZ_d$ 、外轴框架坐标系 $O_aX_aY_aZ_a$ 、内轴框架坐标系 $O_cX_cY_cZ_c$ 、光学相机坐标系 $O_eX_eY_eZ_e$ 、成像视轴坐标系 $O_lX_lY_lZ_l$ 、目标视线坐标系 $O_qX_qY_qZ_q$ 、图像物理平面 $O_pX_pY_p$ 、图像像素平面 OUV 。其中 $O_oX_oY_oZ_o$ 与 $O_bX_bY_bZ_b$ 、 $O_dX_dY_dZ_d$ 与 $O_aX_aY_aZ_a$ 、 $O_lX_lY_lZ_l$ 与 $O_qX_qY_qZ_q$ 的原点重合; $O_eX_eY_eZ_e$ 、 $O_cX_cY_cZ_c$ 与 $O_lX_lY_lZ_l$ 重合; $O_pX_pY_p$ 与 OUV 重合。

根据几何关系,相关角度包括卫星轨道参数 (i, Ω, u) (i 为轨道倾角, Ω 为升交点赤经, u 为纬度幅角)、卫星姿态角 (φ, θ, ψ) (φ 为滚动角、 θ 为俯仰角、 ψ 为偏航角)、平台安装角度 (α, β, γ) 、外框架转角 $(\lambda_a, 0, 0)$ 、内框架转角 $(0, \lambda_c, 0)$, 分别为 $O_iX_iY_iZ_i$ 、 $O_oX_oY_oZ_o$ 、 $O_bX_bY_bZ_b$ 、 $O_dX_dY_dZ_d$ 、 $O_aX_aY_aZ_a$ 、 $O_cX_cY_cZ_c$ 坐标系间的坐标轴旋转角, $O_lX_lY_lZ_l$ 和 $O_qX_qY_qZ_q$ 可确定跟踪脱靶量。

相关位置包括卫星位置矢量 $r_s(x_s, y_s, z_s)$ 、平台安装位置矢量 (l, m, n) 、平移量 h 、相机透镜焦距 f_c , 分别为 $O_iX_iY_iZ_i$ 与 $O_oX_oY_oZ_o$ 平移矢量、 $O_bX_bY_bZ_b$ 与 $O_dX_dY_dZ_d$ 平移矢量、外框架轴系到载荷平台底座间距、相机透镜中心到图像物理平面间距。 (u_0, v_0) 和 (u_s, v_s) 分别为像素平面中心和目标图像特征点像素位置。为了论述方便,将 (u_s, v_s) 记为脱靶量信息。

4 定轨原理

4.1 监视卫星运行轨道计算

依据天体运动学规律可知卫星绕以地心为焦点的椭圆轨道上运行,可用卫星轨道根数,即轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 、轨道半长轴 a 、偏心率 e 、近地点幅角 w 、平近点角 M 确定卫星运动情况^[15]。卫星在地心惯性坐标系中的位矢 $r_{si} = [x_{si}, y_{si}, z_{si}]^T$ 可通过下面表达式计算

$$\begin{aligned}
 E_s &= M_s + e_s \sin E_s, \\
 M_s &= n_s (t_s - \tau_s), \quad n_s = \sqrt{\frac{\mu}{a_s^3}}, \quad \mu = GM_e, \\
 \tan \frac{f_s}{2} &= \sqrt{\frac{1+e_s}{1-e_s}} \tan \frac{E_s}{2}, \\
 r_{si} &= a_s (\cos E_s - e_s) P_s + a_s \sqrt{1-e_s^2} \sin E_s Q_s, \\
 P_s &= \begin{bmatrix} \cos \Omega_s \cos \omega_s - \sin \Omega_s \sin \omega_s \cos i_s \\ \sin \Omega_s \cos \omega_s + \cos \Omega_s \sin \omega_s \cos i_s \\ \sin \omega_s \sin i_s \end{bmatrix}, \\
 Q_s &= \begin{bmatrix} -\cos \Omega_s \sin \omega_s - \sin \Omega_s \cos \omega_s \cos i_s \\ -\sin \Omega_s \sin \omega_s + \cos \Omega_s \cos \omega_s \cos i_s \\ \cos \omega_s \sin i_s \end{bmatrix}, \tag{1}
 \end{aligned}$$

式中椭圆轨道的偏近点角 $E_s (s=1,2)$ 需通过迭代法求解开普勒方程获得,下角标 s 表示两颗监视卫星, τ 为卫星经近地点时刻, μ 为地球开普勒常数, G 为万有引力常数, n 为卫星平均角速率, M_e 为地球质量, P 、 Q 分别为沿椭圆轨道半长轴和半短轴方向单位矢量在地心惯性坐标系下的矩阵表示。

4.2 系统测量物理量分析

对两颗监视卫星而言,利用光电成像方式跟踪目标时,不仅存在跟踪脱靶量 (u_s, v_s) , 还存在跟踪架转角 $(\lambda_{sa}, \lambda_{sc})$ 、卫星姿态角 $(\psi_s, \theta_s, \varphi_s)$ 、卫星运动方位角 (i_s, Ω_s, u_s) (主要变化为 u_s), 这些信息均可通过相应的角度传感器

测量单元获得。只利用与目标运动直接相关的测量信息(u_{sx}, v_{sy})建立目标轨迹测量方程,而利用实时测量信息($\lambda_{sa}, \lambda_{sc}, \psi_s, \theta_s, \varphi_s, i_s, \Omega_s, u_s$)计算下面的一系列变换矩阵。

4.3 空间目标轨迹测量方程

依据透镜成像几何关系,可得成像视轴坐标系中的测量方程为

$$\begin{aligned} u_{sx} &= \frac{x_{sp}}{d_{sx}} + u_{s0} = M_{sc} \frac{x_{sl} f_{sc}}{z_{sl} d_{sx}} + u_{s0}, \\ v_{sy} &= \frac{y_{sp}}{d_{sy}} + v_{s0} = M_{sc} \frac{y_{sl} f_{sc}}{z_{sl} d_{sy}} + v_{s0}, \end{aligned} \quad (2)$$

式中 $d_{sx} \times d_{sy}$ 为像元尺寸, M_{sc} 为光学望远镜的视场放大倍数。若将地心惯性坐标系中的目标特征点位置坐标 $r_i(x_i, y_i, z_i)$ 变换至两监视卫星成像视轴中的位置坐标 $r_{sl}(x_{sl}, y_{sl}, z_{sl})$, 需经过严格的坐标变换过程。相邻两种坐标系变换时采用“先平移再旋转”的顺序,且旋转变换时采用“绕 z 轴转→绕 y 轴转→绕 x 轴转”的顺序,由此可得

$$\begin{aligned} r_{sl} &= C_{sil}(r_i + T_{sil}), \\ C_{sil} &= C_{scl} C_{sec} C_{sae} C_{sda} C_{sbd} C_{sob} C_{sio}, \\ T_{sil} &= C_{scl} C_{sec} C_{sae} C_{sda} C_{sbd} C_{sob} C_{sio} T_{sio} + C_{scl} C_{sec} C_{sae} C_{sda} C_{sbd} C_{sob} T_{sob} + \\ &C_{scl} C_{sec} C_{sae} C_{sda} C_{sbd} T_{sbd} + C_{scl} C_{sec} C_{sae} C_{sda} T_{sda} + C_{scl} C_{sec} C_{sae} T_{sae} + C_{scl} C_{sec} T_{sec} + C_{scl} T_{scl}, \end{aligned} \quad (3)$$

式中

$$C_{smn} = \begin{bmatrix} \cos c_{sy} \cos c_{sz} & \cos c_{sy} \sin c_{sz} & -\sin c_{sy} \\ \sin c_{sx} \sin c_{sy} \cos c_{sz} - \cos c_{sx} \sin c_{sz} & \sin c_{sx} \sin c_{sy} \sin c_{sz} + \cos c_{sx} \cos c_{sz} & \sin c_{sx} \cos c_{sy} \\ \cos c_{sx} \sin c_{sy} \cos c_{sz} + \sin c_{sx} \sin c_{sz} & \cos c_{sx} \sin c_{sy} \sin c_{sz} - \sin c_{sx} \cos c_{sz} & \cos c_{sx} \cos c_{sy} \end{bmatrix}, T_{smn} = \begin{bmatrix} t_{sx} \\ t_{sy} \\ t_{sz} \end{bmatrix} (m = i, o, b, d, a,$$

$e, c \leftrightarrow n = o, b, d, a, e, c, l$) 且 C_{smn} 和 T_{smn} 分别代表从坐标系 $O_{sm} X_{sm} Y_{sm} Z_{sm}$ 变换到相邻坐标系 $O_{sn} X_{sn} Y_{sn} Z_{sn}$ 的旋转变换矩阵和平移变换矩阵,可根据相关角度和位置量得到。

经推导可得目标在地心惯性坐标系中的位置矢量为

$$\begin{aligned} r_i &= K^{\dagger} Y, \\ Y &= \begin{bmatrix} d_{1x}(u_{1x} - u_{10})(C_{1il31} T_{1ilx} + C_{1il32} T_{1ily} + C_{1il33} T_{1ilz}) - M_{1c} f_{1c} (C_{1il11} T_{1ilx} + C_{1il12} T_{1ily} + C_{1il13} T_{1ilz}) \\ d_{1y}(v_{1y} - v_{10})(C_{1il31} T_{1ilx} + C_{1il32} T_{1ily} + C_{1il33} T_{1ilz}) - M_{1c} f_{1c} (C_{1il21} T_{1ilx} + C_{1il22} T_{1ily} + C_{1il23} T_{1ilz}) \\ d_{2x}(u_{2x} - u_{20})(C_{2il31} T_{2ilx} + C_{2il32} T_{2ily} + C_{2il33} T_{2ilz}) - M_{2c} f_{2c} (C_{2il11} T_{2ilx} + C_{2il12} T_{2ily} + C_{2il13} T_{2ilz}) \\ d_{2y}(v_{2y} - v_{20})(C_{2il31} T_{2ilx} + C_{2il32} T_{2ily} + C_{2il33} T_{2ilz}) - M_{2c} f_{2c} (C_{2il21} T_{2ilx} + C_{2il22} T_{2ily} + C_{2il23} T_{2ilz}) \end{bmatrix}, \\ K &= \begin{bmatrix} M_{1c} f_{1c} C_{1il11} - d_{1x}(u_{1x} - u_{10}) C_{1il31} & M_{1c} f_{1c} C_{1il12} - d_{1x}(u_{1x} - u_{10}) C_{1il32} & M_{1c} f_{1c} C_{1il13} - d_{1x}(u_{1x} - u_{10}) C_{1il33} \\ M_{1c} f_{1c} C_{1il21} - d_{1y}(v_{1y} - v_{10}) C_{1il31} & M_{1c} f_{1c} C_{1il22} - d_{1y}(v_{1y} - v_{10}) C_{1il32} & M_{1c} f_{1c} C_{1il23} - d_{1y}(v_{1y} - v_{10}) C_{1il33} \\ M_{2c} f_{2c} C_{2il11} - d_{2x}(u_{2x} - u_{20}) C_{2il31} & M_{2c} f_{2c} C_{2il12} - d_{2x}(u_{2x} - u_{20}) C_{2il32} & M_{2c} f_{2c} C_{2il13} - d_{2x}(u_{2x} - u_{20}) C_{2il33} \\ M_{2c} f_{2c} C_{2il21} - d_{2y}(v_{2y} - v_{20}) C_{2il31} & M_{2c} f_{2c} C_{2il22} - d_{2y}(v_{2y} - v_{20}) C_{2il32} & M_{2c} f_{2c} C_{2il23} - d_{2y}(v_{2y} - v_{20}) C_{2il33} \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (4)$$

式中 K^{\dagger} 为 K 的广义逆矩阵。综上可知,利用光学相机获得的目标相对指向信息和角度测量系统获得的卫星姿态角变化、跟踪架转角的信息,便可算出目标在地心惯性坐标系下的运动信息。

5 建模仿真

5.1 光学系统分析

光学相机系统参数:设两卫星的光学相机系统参数完全相同,相机像素 $U \times V$ 为 $1064 \text{ pixel} \times 1064 \text{ pixel}$, 相机像元 $d_x \times d_y$ 为 $7.4 \mu\text{m} \times 7.4 \mu\text{m}$, 相机帧频为 30 Hz , 望远镜放大倍数 M_c 为 10 倍,可调焦距 f_c 范围为 $50 \sim 1000 \text{ mm}$ 。由于 CCD 相机两方向参数相同,下面分析“单星单目单向”情况,相应的(物方)视场为: $2.7067'(f_c=1 \text{ m}) \sim 54.1304'(f_c=50 \text{ mm})$ 。假设跟踪目标尺寸为 10 m , 可获得目标充满整个视场的距离为 $0.6351(f_c=50 \text{ mm}) \sim 12.7099 \text{ km}(f_c=1 \text{ m})$ 。

因此,当目标靠近(远)时,目标成像越大(小),张角越大(小),跟踪精度要求越高(低)。即对特定系统在正常工作范围内,目标越远,对光电成像跟踪系统要求越低,跟踪越容易。设目标可识别时,单方向可占像元数至少为4 pixel,得可测目标最远距离为164.4737 ($f_c=50$ mm)~3289.4737 km($f_c=1$ m)。

在上述分析范围之内,以焦距1 m、12.7099~3289.4737 km范围内相对运动目标为例分析,目标空间张角范围为2.7048'(12.7099 km)~0.0105'(3289.4737 km)。考虑到后面模型的建立,又以 $R=1000$ km $f_c=1$ m为参考分析,此时视场为2.7067',目标空间张角为0.0344'。

忽略两CCD相机提取目标成像特征点时图像差异的影响,当图像提取特征点为目标中心时,则稳定跟踪精度(物方)不能超过1.3361'[0.0001'(12.7099 km)~1.3481'(3289.4737 km)]。考虑到捕获等问题,按超测量20%考虑,则要求跟踪精度值小于1.1134'[0.0001'(12.7099 km)~1.1234'(3289.4737 km)]。另外,此时的特征点将稳定在CCD像面438 (12.7099 km)~442(3289 km) pixel尺寸内。

5.2 数学模型建立

对运动目标稳定跟踪时,其脱靶量跟踪误差为正(余)弦信号形式,且设跟踪误差不小于300 pixel (0.7632')。根据以上分析,下面建立运行5 min太阳同步轨道附近的双星双目光电成像系统对目标稳定跟踪测量的数学模型

$$\begin{aligned}
 s_1 &= \frac{1.0260 - 0.8231}{300}t + 0.8231, \\
 s_2 &= \frac{1.1065 - 0.9386}{300}t + 0.9386, \\
 u_{sx}(t) &= M_{sc} \frac{f_{sc}}{d_{sx}} \tan\left(\frac{S_s}{60} \times \frac{\pi}{180}\right) \cos(\varpi_{sx}t) + u_{s0}, \\
 v_{sy}(t) &= M_{sc} \frac{f_{sc}}{d_{sy}} \tan\left(\frac{S_s}{60} \times \frac{\pi}{180}\right) \cos(\varpi_{sy}t) + v_{s0}, \\
 \lambda_{sa}(t) &= k_{sa} \eta_s(t)t + \lambda_{sa0}, \left(\frac{\pi}{6} < \lambda_{sa}(t) < \frac{5\pi}{6}\right), \\
 \lambda_{se}(t) &= k_{se} \eta_s(t)t + \lambda_{se0}, \left(\frac{\pi}{6} < \lambda_{se}(t) < \frac{5\pi}{6}\right), \\
 \theta_s(t) &= \eta_s(t)t + \theta_{s0}, \\
 \psi_s(t) &= \psi_{s0}, \\
 \varphi_s(t) &= \varphi_{s0}, \\
 t &= N\Delta t = \frac{N}{H_c}, \quad (N = 0, 1, 2, \dots, 9000), \tag{5}
 \end{aligned}$$

式中角频率(ω_{sx}, ω_{sy})、系数(k_{sa}, k_{se})均与目标的相对机动特性有关,跟踪架转角($\lambda_{sa}, \lambda_{se}$)范围由机械结构限定, $\eta_s(t)$ 为卫星轨道角速率大小。表1给出了数学模型参数:两颗监视卫星轨道根数($i_s, \Omega_s, n_s, e_s, w_s, M_{s0}$)、光学相机测量的脱靶量信息(u_{s0}, v_{s0})、角度传感器测量的卫星姿态角($\psi_{s0}, \theta_{s0}, \varphi_{s0}$)和跟踪架($\lambda_{sa0}, \lambda_{se0}$)、目标机动系数($\omega_{sx}, \omega_{sy}, k_{sa}, k_{se}$)、相机安装距离(h_s)、跟踪架底座的安装位置(l_s, m_s, n_s)和角度($\alpha_s, \beta_s, \gamma_s$)、相机系统参数($H_{sc}, M_{sc}, f_{sc}, U_s, V_s, d_{sx}, d_{sy}$)及地球引力场参数(μ, R_e)。

5.3 计算结果分析

根据上述分析,一方面由两监视卫星轨道模型($i_s, \Omega_s, n_s, e_s, w_s, M_s$)可获得卫星的位置量 r_{si} 、速度量 v_{si} 和纬度辐角 u_s ;另一方面根据测量数据($\psi_s, \theta_s, \varphi_s, \lambda_{sa}, \lambda_{se}, u_{sx}, v_{sy}$)和已知值($l_s, m_s, n_s, h_s, \alpha_s, \beta_s, \gamma_s, f_{sc}, u_{s0}, v_{s0}, d_{sx}, d_{sy}, M_{sc}$),通过测量方程可获得观测目标的运动位置 r_t 及每3个相邻时刻的中间速度 v_t 。图3给出了部分物理量的数值计算结果。图3(a)表明目标在卫星附近运动,图3(b)表明目标在距地球950~1300 km范围内运动,图3(c)表明目标绝对运动速度大小主要在9.5 km/s附近波动,且比两监视卫星运动速度快,图3(d)表明观测目标与监视卫星1的距离远于与监视卫星2的距离,且均在光学相机作用范围内,图3(e)表明目标与两监视卫星的运动速度大小相当。

表 1 数学模型参数

Table 1 Parameters of mathematical model

Orbit elements of two satellites ($i_1, \Omega_1, n_1, e_1, w_1, M_{10}$) at initial time (t_0)										
i_1	$\Omega_1 / (^\circ)$	$n_1 / (\text{circle}/\text{day})$	e_1	$w_1 / (^\circ)$	$M_{10} / (^\circ)$					
98.2232 $^\circ$	181.0062	14.62946270	0.0020721	165.8672	196.3278					
i_2	$\Omega_2 / (^\circ)$	$n_2 / (\text{circle}/\text{day})$	e_2	$w_2 / (^\circ)$	$M_{20} / (^\circ)$					
98.7490 $^\circ$	199.8624	14.26108006	0.0001420	131.8604 $^\circ$	228.2697					
Miss distances of camera (u_{s0}, v_{s0}), attitude angles of satellite ($\psi_{10}, \theta_{10}, \varphi_{10}$), rotation angles of tracking frame ($\lambda_{1s0}, \lambda_{2s0}$) at initial time t_0 and moving coefficients of target ($\omega_{1x}, \omega_{1y}, k_{1a}, k_{1e}$)										
u_{10}	v_{10}	$\psi_{10} / (^\circ)$	$\theta_{10} / (^\circ)$	$\varphi_{10} / (^\circ)$	$\lambda_{1s0} / (^\circ)$	$\lambda_{2s0} / (^\circ)$	k_{1a}	k_{1e}	ω_{1x}	ω_{1y}
532	532	0.52	0.63	0.58	138.52	106.67	-0.8	-1.2	0.6	0.6
u_{20}	v_{20}	ψ_{20}	$\theta_{20} / (^\circ)$	$\varphi_{20} / (^\circ)$	$\lambda_{2s0} / (^\circ)$	$\lambda_{2e0} / (^\circ)$	k_{2a}	k_{2e}	ω_{2x}	ω_{2y}
532	532	0.82	78.53	0.67	65.37	132.58	1.3	-1.6	0.6	0.6
Installation locations (l_s, m_s, n_s) and angles ($\alpha_s, \beta_s, \gamma_s$) of tracking frame and installation location of camera (h_s)										
l_s / m	m_s / m	n_s / m	h_s / m	$\alpha_s / (^\circ)$	$\beta_s / (^\circ)$	$\gamma_s / (^\circ)$				
1	1	1	1	20	20	20				
Parameters of camera system ($H_{sc}, M_{sc}, f_{sc}, U_s, V_s, d_{sx}, d_{sy}$)										
H_{sc} / Hz	M_{sc}	f_{sc} / mm	U_s	V_s	$d_{sx} / \mu\text{m}$	$d_{sy} / \mu\text{m}$				
30	10	1000	1064	1064	7.4	7.4				
Parameters of earth gravitational field (μ, R_e)										
μ					R_e					
398603 km^3/s^2					6367 km					

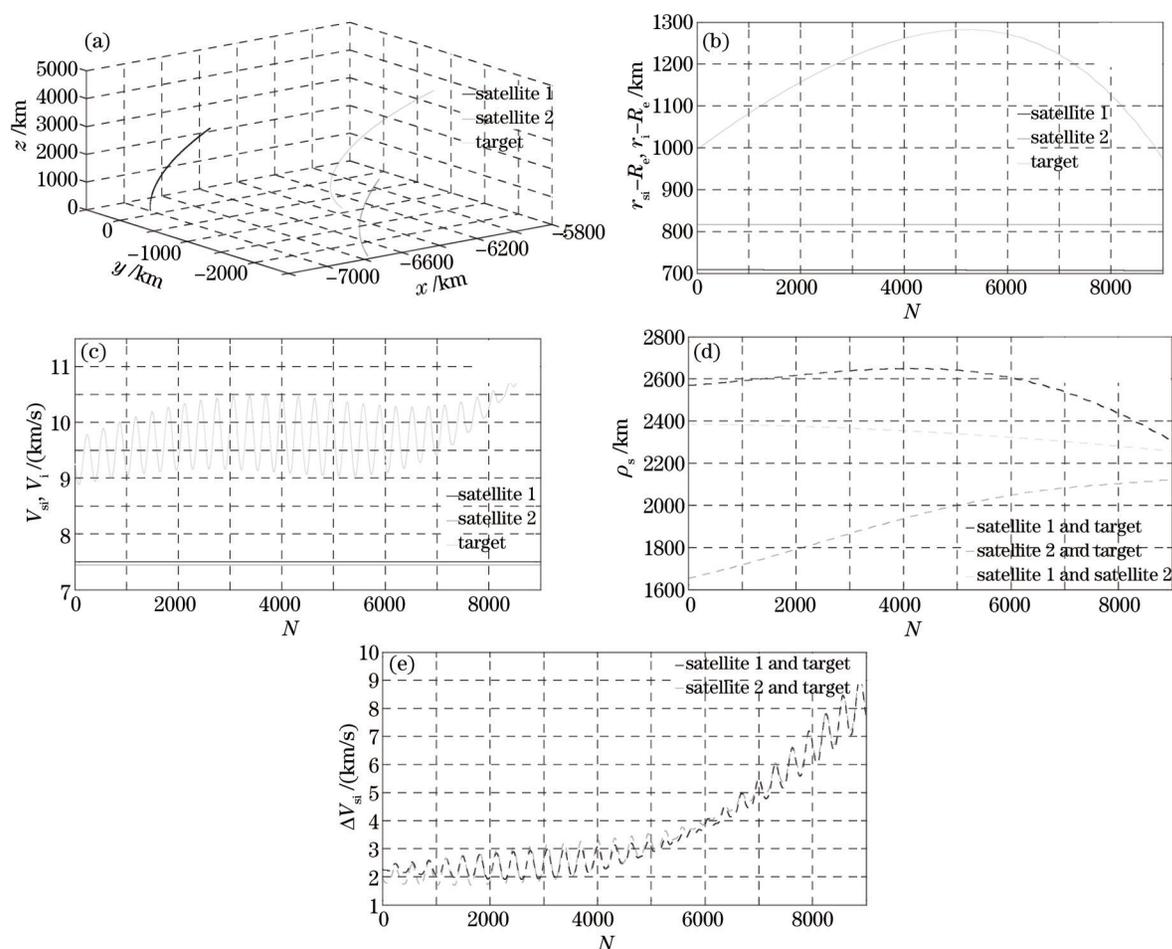


图 3 数值计算结果随时间 t 变化关系。(a) 卫星与目标的绝对位置矢量 r_{s1}, r_1 ; (b) 运动轨道高度 $(r_{s1} - R_e), (r_1 - R_e)$; (c) 绝对运动速度大小 v_{s1}, v_1 ; (d) 相对距离 ρ_{s1} ; (e) 相对速度大小 Δv_{s1}

Fig.3 Relationship between numerical computation results and time. (a) Absolute position vector of satellite and target; (b) orbit height; (c) absolute velocity; (d) relative distance; (e) relative velocity

以上重点研究了基于天基双星双目跟踪方式的空间目标轨道测量原理,其物理思想为:利用两监视卫星测量系统获得观测目标的相对方位指向、卫星的姿态角变化和光电跟踪架的角随动信息,通过坐标变换和数据处理获得目标在地心惯性坐标系下的绝对运动信息。测量原理推导过程和建模仿真结果表明此方法可行,将在卫星组网中有一定应用。

然而,为了突出重点和清晰论述,研究的模型较为理想,需要结合卫星定轨误差、卫星定姿误差、跟踪架轴系测角误差、光学系统光谱特性、成像视轴中高频扰动误差、成像目标特征点提取误差等因素,进一步研究“基于单星单目跟踪方式的空间目标定向精度分析”和“基于双星双目跟踪方式的空间目标定轨精度分析”,以获取更为全面和更有参考价值的研究结果。

6 结 论

以天基空间目标监视为背景,研究了一种基于双星双目跟踪方式的空间目标轨迹测量技术。首先简要描述了物理模型;然后分别详细推导了坐标体系、定轨原理方面,获得了目标在地球坐标系下的测量方程;接着分析了天基监视卫星轨道模型、星载光电跟踪控制模型、光学成像系统模型,建立了具体的数学模型;最后分析讨论了计算结果,结果表明了这种定轨技术的可行性,将可应用于卫星组网中。另外,需要在理想模型基础上结合实际影响因素进一步分析空间目标定轨精度。

参 考 文 献

- 1 Zhou Haiyin, Pan Xiaogang, Li Donghui. Research on orbit determination algorithm based on SBSS [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(13): 3538-3547.
周海银,潘晓刚,李董辉.基于天基空间目标监视系统的定轨技术研究[J].系统仿真学报,2008,20(13):3538-3547.
- 2 Zhou Qingyong, Du Lan, Lan Zhaozhen. Analysis of orbit determination accuracy for space objects based on space-based optical surveillance system [J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(11): 2660-2663.
周庆勇,杜 兰,蓝朝桢.天基光学监视系统空间目标定轨精度仿真分析[J].系统仿真学报,2010,22(11):2660-2663.
- 3 Wen Yuanlan, He Xingxing, Li Zhi, *et al.*. Space-based camera tracking of space debris for orbit determination with batch process [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 888-894.
文援兰,何星星,李志,等.天基照相跟踪空间碎片批处理轨道确定研究[J].宇航学报,2010,31(3):888-894.
- 4 Sheng Weidong, Long Yunli, Zhou Yiyu. Analysis of target location accuracy in space-based optical-sensor network [J]. Acta Optica Sinica, 2011, 31(2): 0228001.
盛卫东,龙云利,周一宇.天基光学传感器网络目标定位精度分析[J].光学学报,2011,31(2):0228001.
- 5 Zhao Bo, Zhou Qingyong, Zhang Wang, *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.
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.
- 6 Zhou Fengqi, Zhang Ke, Ye Xiusong, *et al.*. Multi-satellite joint orbit determination based on inter-satellite optical measurement[J]. Journal of Northwest University, 2013, 43(1): 27-32.
周凤岐,张 轲,叶修松,等.基于星间光学测量的多星联合定轨[J].西北大学学报,2013,43(1):27-32.
- 7 Yu Jianguo, Liu Mei, Bao Jiuhong, *et al.*. Space-based sensor online calibration based on celestial observations for tracking ballistic missile target [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2013, 35(4): 915-920.
俞建国,刘 梅,包玖红,等.基于星光测量天基传感器实时定标在弹道目标跟踪应用[J].电子与信息学报,2013,35(4):915-920.
- 8 Wang Xiuhong, Li Junfeng, Wang Yanrong. Orbit determination and precision analysis of space object with space-based camera [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(6): 1394-1403.
王秀红,李俊峰,王彦荣.天基照相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.
- 9 Chen Shaohua, Han Fei, Wu Rui, *et al.*. Orbital maneuver spaceflight orbit determination technique for tracking observation based on space platform[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21(3): 354-358.
陈少华,韩 飞,吴 蕊,等.基于天基平台跟踪观测轨道机动航天器在轨绝对导航技术[J].中国惯性技术学报,2013,21(3):354-358.

- 10 Li Bo, Wang Shurong, Wang Junbo. Optical design of space-based ultraviolet tracking and detailed reconnaissance system[J]. Chinese J Lasers, 2013, 40(9): 0916003.
李 博, 王淑荣, 王俊博. 天基紫外跟踪详查光学系统设计[J]. 中国激光, 2013, 40(9): 0916003.
- 11 Zhang Ying, Niu Yanxiong, Yang Lu, *et al.*. Analysis and study on detection capability of satellite photoelectric imaging system [J]. Acta Optica Sinica, 2014, 34(1): 0111004.
张 颖, 牛燕雄, 杨 露, 等. 星载光电成像系统探测能力分析[J]. 光学学报, 2014, 34(1): 0111004.
- 12 Zhang Shuqin, Wang Zhonggui, Ran Longsui. Measurement Technology and Engineering Application of Space Rendezvous and Docking [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2005.
张淑琴, 王忠贵, 冉隆燧. 空间交会对接测量技术及工程应用[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- 13 Zhang Qingjun, Hu Xiulin, Ye Bin, *et al.*. Binocular vision-based relative position and attitude determination between spacecrafts [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 156-161.
张庆君, 胡修林, 叶 斌, 等. 基于双目视觉的航天器间相对位置和姿态的测量方法[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 156-161.
- 14 Qian Ping, Wang Huinan. A binocular vision algorithm based on dual quaternion for relative position and attitude determination of RVD spacecrafts[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(1): 32-38.
钱 萍, 王惠南. 基于对偶四元数的航天器交会对接位姿双目视觉测量算法[J]. 宇航学报, 2013, 34(1): 32-38.
- 15 Liu Jiyu. GPS Satellite Navigation and Positioning Principle and Method [M]. Beijing: Science Press, 2003.
刘基余. GPS卫星导航定位原理与方法[M]. 北京: 科学出版社, 2003.

栏目编辑: 何卓铭