

基于速度矢量模型的圆轨道空间相机偏流角实时补偿

孙 阳^{1,2}, 薛栋林¹, 郑立功¹, 张学军¹

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 偏流角是影响线阵 CCD 相机推扫成像性能的重要因素。为实现在轨有限计算资源环境下偏流角的快速计算, 根据圆轨道卫星飞行与地物随地球自转的速度矢量运动关系, 建立了适用于圆轨道正视与前后视成像的偏流角模型, 给出卫星飞行过程中星下点相对地物的运动速度矢量作角向振动的数学表达式。根据该模型提出基于旋转 CCD 方式的偏流实时补偿方案, 并搭建偏流校正成像模拟平台进行了实验验证。仿真和实验表明, 速度矢量模型具有更高的计算效率, 计算精度和稳定性与坐标变换模型和轨道要素模型一致, 能够将偏流导致的图像 MTF 下降抑制到 5%。该方案适用于 TDICCD 相机与三线阵 CCD 立体测绘相机的偏流实时调整机构开发工作。

关键词: 遥感; 偏流角; 像移补偿; 空间光学; TDICCD

中图分类号: TP702 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)07-2185-07

Real-time drift angle compensation based on speed vector model for space camera on circular orbit

Sun Yang^{1,2}, Xue Donglin¹, Zheng Ligong¹, Zhang Xuejun¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Drift angle is an important factor which disturbs image quality of linear array CCD camera in push broom imaging mode. In order to realize fast calculation to drift angle under limited computational resource condition on orbit, a drift angle expression applied to remote sensor with straight, forward and backward sight on circular orbit was constructed, based on character of relative motion between velocity of camera on round orbit and of ground target which moved with rotation of the earth. Mathematical expression of angular vibration of the velocity vector of satellite relative to target during satellite's flight was given. The real-time adjusting method based on CCD rotating was presented and verified by constructing imaging testbed of real-time drift compensation. Simulation and test results indicate that speed vector model has higher calculation efficiency, and calculation accuracy and stability are as much as method of coordinate transformation and orbital element. MTF degradation can be suppressed to 5%

收稿日期: 2013-11-06; 修订日期: 2013-12-14

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(61036015)

作者简介: 孙阳(1985-), 男, 博士生, 主要从事遥感平台颤振、成像仿真方面的研究。Email: 359898095@qq.com

导师简介: 张学军(1968-), 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事光学加工、光学检测方面的研究。Email: zxj@ciomp.ac.cn

with drift compensated by speed vector model. The method can be further used for development of drift angle real time adjustment mechanism of TDICCD camera and three-line CCD 3-D photography camera.

Key words: remote sensing; drift angle; image motion compensation; space optics; TDICCD

0 引言

以推扫方式成像的线阵 CCD 在对地遥感中得到广泛使用。在遥感成像过程中,地面目标随地球自转一起运动,导致地面目标的像在遥感器像面上的运动方向与卫星飞行方向之间存在夹角,即偏流角。偏流角引起穿航和沿航方向像移,造成图像模糊,降低了成像质量,是影响线阵 CCD 相机推扫成像性能的重要因素。为了提高成像信噪比,高分辨率遥感器常使用 TDICCD 以多级积分方式增加曝光时间,但由于偏流角的影响,图像的调制传递函数(MTF)随积分级次升高而下降,使成像质量受到严重影响^[1-2]。在立体测绘所使用的三线阵遥感器中,各片 CCD 具有不同前、后视角,偏流角导致景物经过各片传感器视场时发生横向移动,减小传感器的共同覆盖范围,损失有效测绘成像面积^[3-4]。

安装在星上的偏流补偿机构能够减小偏流角对像质的影响。偏流实时补偿机构的开发工作要求实时获取偏流角计算数值。目前常用的偏流角算法主要有坐标变换法和轨道要素法两种,前者通过一系列坐标变换实现景物点与像点之间的空间坐标映射,进行一次时间微分后得到像点在前向和横向的

像移速度矢量^[5];后者根据六个轨道要素确定卫星的运动,根据对应地面点的速度计算偏流角^[6-8]。两种模型的共同特点是偏流角求解形式比较复杂;而星上计算资源有限,需要一种形式简单、延时较短的算法配合平台参数更新周期实现实时计算,以满足偏流实时调整机构的开发。该算法除具有足够高的计算精度之外,还要具有相当的稳定性。

文中基于卫星与地物之间的运动关系,建立一种速度矢量模型,得到简洁的偏流角解析表达式。并对该模型进行了成像实验验证。该模型运行效率较高,计算精度和稳定性与坐标变换法和轨道要素法相当。

1 偏流角现有主要计算模型介绍

1.1 坐标变换法

经过一系列坐标变换,建立景物点与像点坐标的一一映射^[5,9-10],坐标系定义与变换过程如图 1 所示。其中输入参数为轨道半径 a 、轨道倾角 i 、遥感器前视角 γ 、升交点赤经 Ω 、卫星经过升交点时刻 t_0 、计算时刻 t ;涉及的常数为地心引力常数 $\mu=398\,600.44\text{ km}^3/\text{s}^2$,地球半径 $R_e=6\,378\text{ km}$,地球自转角速度 $\omega_e=7.2722\text{e-}5\text{ rad/s}$;中间变量为卫星飞行角速度 $\omega_n=\sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ 。

使用四元数矩阵实现坐标旋转、平移与缩放,一

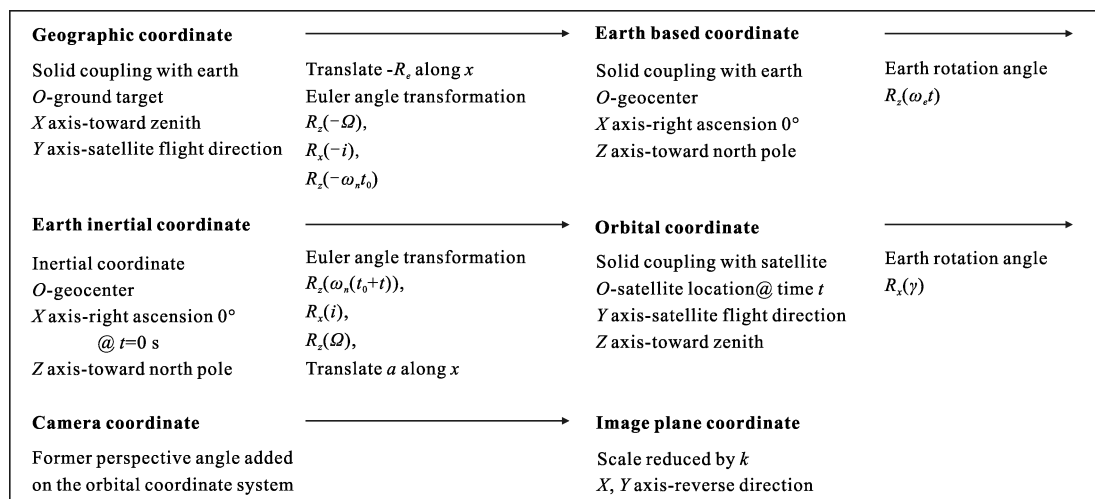


图 1 坐标变换法过程

Fig.1 Process of coordinate transformations

个典型的四元数矩阵如公式(1)所示:

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} & & 0 \\ & k\vec{R}_{x,z} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $\vec{R}_{x,z}$ 为绕 x 、 z 轴的 3×3 欧拉角旋转变换矩阵; l 为 z 方向的平移量, k 为坐标缩放比例。景物点在地理坐标系里坐标为 $\vec{r}=[0,0,0,1]^T$, 得到该点对应的像在像面坐标系坐标如公式(2)所示:

$$\vec{r}_{\text{target}} = M_1(-R_e)M_2(-\Omega)M_3(-i) \times M_4(-\omega_p t_0)M_5(-\omega_e t) \times M_6(\omega_n(t_0+t))M_7(i)M_8(\Omega) \times M_9(a)M_{10}(\gamma) \times M_{11}(k, -x, -y)\vec{r} \quad (2)$$

式中: $M_1 \sim M_{11}$ 对应图 1 中各个变换。对 \vec{r}_{target} 对 t 微分,再令 $t=0$,得到像的前向像移和横向像移速度 v_y 、 v_x ,最后获得偏流角 θ_D :

$$\theta_D = \text{atan}(v_x/v_y) \quad (3)$$

1.2 轨道要素法

由于决定卫星飞行状态的最主要因素为地球的引力,其余日、月引力等对轨道的影响是相对于引力影响的小量,可将卫星绕地球飞行过程抽象为二体运动,则卫星的运动过程可由六个轨道要素完全确定,即轨道半长轴 a 、轨道离心率 e 、升交点赤经 Ω 、轨道倾角 i 、近地点幅角 ω_p 、时间 t 。 t 时刻地球惯性系中卫星的位置矢量 \vec{r}_s 由方程组(4)决定^[1]:

$$\begin{cases} \sqrt{\mu/a^3}(t-t_0) = E_S - e \sin E_S \\ a \cos E_S = ae + r_s \cos f_s \\ r_s = a(1-e^2)/(1+e \cos f_s) \\ \vec{r}_s = R_z(\Omega)R_x(i)R_z(\omega_p + \omega_e(t-t_0)) \times (r_s \cos f_s, r_s \sin f_s, 0)^T \end{cases} \quad (4)$$

式中: $r_s=|\vec{r}_s|$ 为卫星与地心之间距离; f_s 为卫星位置的真近点角; E_S 为对应的偏近点角; \vec{R} 为欧拉角变换矩阵。

在相机坐标系下,以遥感器为原点, z 轴指天, y 轴指向遥感器推扫方向, x 轴与 y 、 z 轴正交; S 为 t 时刻的卫星位置, O 为地心, P 为卫星的星下点, Q 为带有前视角 γ 的视轴 SQ 指向的地面景物, $|SQ|$ 为卫星位置 S 与景物点 Q 的距离, R_e 为地球半径;遥感器焦距 f 已知,则 Q 点与 P 点相对地心的张角 ξ 可以表述为:

$$\begin{cases} (r_s \cos \gamma - |SQ|)^2 + (r_s \sin \gamma)^2 = R_e^2 \\ \cos \xi = \frac{r_s^2 + R_e^2 - |SQ|^2}{2r_s R_e} \end{cases} \quad (5)$$

可获得地球惯性系下 Q 点景物的三维坐标

$$\vec{r}_Q = R_z(\Omega)R_x(i)R_z(\omega_p + \omega_e(t-t_0) + \xi) \times [R_e \cos f_s, R_e \sin f_s, 0]^T \quad (6)$$

轨道坐标系下,景物坐标为:

$$\vec{r}_{\text{orbit}} = R_z(-\omega_n(t_0+t))R_x(-i)R_z(-\Omega) \times (\vec{r}_Q - \vec{r}_S) + [0, 0, a]^T \quad (7)$$

对 \vec{r}_{orbit} 对 t 微分,令 $t=0$,可得景物 Q 的前向和横向速度 v_{yQ} 、 v_{xQ} ,有 $v_{yQ,xQ} = -k v_{y,x}$,根据公式(3)获得偏流角 θ_D 。

对偏近点角 E_S 的求解涉及解方程组(4)中的超越方程,需要使用迭代等方法求解。对于近地轨道遥感主要采用的太阳同步轨道,由于轨道离心率 $e=0$,可得到非超越的 E_S 表达式,减少计算量。即使如此,偏流角的表示形式仍比较复杂。

2 速度矢量模型

2.1 模型原理

将卫星飞行过程中偏流角表示为一组矢量之间的相对运动,得到偏流角的简洁表达形式。

如图 2 所示,设初始时刻 $t=0$ 时卫星经过升交点, t 时刻星下点纬度为 δ 。对于某一时刻 t ,在地球惯性系中, v_{forward} 为卫星运动速度矢量, v_e 为当地景物随地球自转的运动速度。 v_{target} 与 v_e 大小相等,方向相反,为由地球自转引起的星下点相对景物运动速度。在地球赤道固联坐标系中,星下点相对景物的速度 v_{combine} 为 v_{forward} 与 v_{target} 矢量之和, v_{forward} 与 v_{combine} 之间的夹角即偏流角 θ_D 。

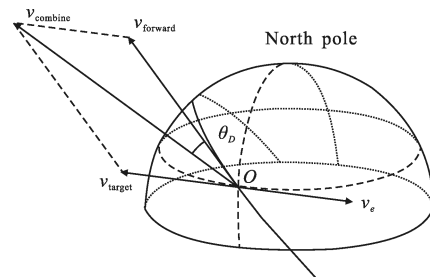


图 2 与偏流角有关的速度矢量关系

Fig.2 Relation of speed vectors about drift angle

将速度 v_{target} 平移至起点与 v_{forward} 矢量的终点重合,如图 3 所示。 OY 、 YE 、 OE 分别表示 v_{forward} 、 v_{target} 、 v_{combine} ,则偏流角 θ_D 为 OE 与 OY 之间的夹角。有

$$OY = \omega_n R_e \quad (8)$$

$$YE=v_{\text{target}}=|-v_e|=\omega_e R_e \cos\delta \quad (9)$$

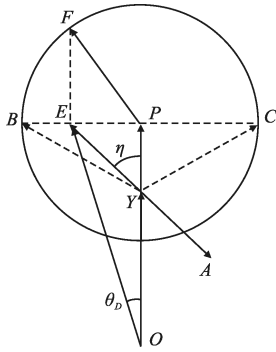


图 3 速度矢量模型结构图

Fig.3 Sketch of speed vector model

在卫星飞行过程中, v_{target} 的大小、方向不断变化。观察公式(9)可知,对于每一时刻 t ,都可以在线段 BC 上找到一点 E ,与 Y 构成矢量 YE 与 v_{target} 对应。卫星每绕地球飞行一圈, E 点沿线段 BC 来回振荡一次。

卫星飞临升、降交点时,纬度 $\delta=0$, E 点与 B 、 C 点重合, YE 达到最大值,有:

$$YB=YC=v_{\text{target}}|_{\delta=0}=\omega_e R_e \quad (10)$$

对于遥感常用的逆行轨道,升交点对应 B 点。

卫星飞临南北纬纬度最高点时, $\delta=180^\circ-i$,此时 E 点与 P 点重合, YE 达到最小值,有:

$$YP=v_{\text{target}}|_{\delta=180^\circ-i}=\omega_e R_e \cos i \quad (11)$$

下面求解 E 点位置的运动规律。设 YE 与 YP 之间的夹角为 η ,有:

$$\cos\eta=YP/YE=\cos i/\cos\delta \quad (12)$$

t 时刻卫星沿轨道绕地心转角 $\xi=\omega_e t$,地球惯性系下 t 时刻星下点坐标为:

$$\begin{aligned} \vec{r}_p &= R_x(i)[R_e \cos\xi \ R_e \sin\xi \ 0]^T = \\ & [R_e \cos\xi \ R_e \cos i \sin\xi \ R_e \sin i \sin\xi]^T = \\ & [x_p \ y_p \ z_p]^T \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \cos\delta &= \sqrt{x_p^2 + y_p^2} / r_p = \sqrt{\cos^2\xi + \cos^2 i \sin^2\xi} = \\ & \sqrt{\cos^2 i + \sin^2 i \cos^2\xi} \end{aligned} \quad (14)$$

由公式(12)、(14)可得:

$$\cos\eta = \frac{\cos i}{\sqrt{\cos^2 i + \sin^2 i \cos^2\xi}} \quad (15)$$

由公式(15)有:

$$|\tan\eta| = \sqrt{1 - \cos^2\eta} / \cos\eta = |\tan i \cos\xi| \quad (16)$$

比较卫星自升交点开始沿轨道飞行一圈过程

中,公式(16)等号两边项的符号,如表 1 所示。

表 1 轨道各个位置 $\tan\eta$ 与 $\tan i \cos\xi$ 正负值对比
Tab.1 Plus or minus values compared with $\tan\eta$ and $\tan i \cos\xi$ in each location on orbit

E location	Satellite location	η	$\tan\eta$	ξ	$\tan i \cos\xi$
B	Ascending node	η_{\min}	Min	0	Min
$B \rightarrow P$	Ascending @northern hemisphere	$\eta_{\min} \rightarrow 0$	<0	-	<0
P	Northern-most point	0	0	$\pi/2$	0
$P \rightarrow C$	Descending @northern hemisphere	$0 \rightarrow \eta_{\max}$	>0	-	>0
C	Descending node	η_{\max}	Max	π	Max
$C \rightarrow P$	Descending @southern hemisphere	$\eta_{\max} \rightarrow 0$	>0	-	>0
P	Southern-most point	0	0	$3\pi/2$	-
$P \rightarrow B$	Ascending @northern hemisphere	$0 \rightarrow \eta_{\min}$	<0	-	<0

由表 1 可见,卫星沿轨道飞行整个过程中公式(16)等号两边项符号始终相等,故有

$$\tan\eta = \tan i \cos\xi = \tan i \cos(\sqrt{\mu/a^3} t) \quad (17)$$

公式(17)即 E 点的运动规律。根据该式可以用如下图景描述偏流角的动态变化过程:在图 2 中,设一圆以 P 点为圆心、 BC 为直径,点 F 在圆周上作周期与轨道周期相同的匀速圆周运动, F 在 BC 上投影为 E ,则 OE 与 OP 夹角即偏流角 θ_D 。图中 FP 绕 P 点匀速转动, OE 跟随 FP 作角向振动。

2.2 星下点的偏流角计算

由速度矢量模型可知, F 为圆周上的点,根据公式(10)、(11)、(17)有:

$$\begin{cases} PF = PB = \sqrt{YB^2 - YP^2} = \omega_e R_e \sin i \\ PE = YP \tan\eta = \omega_e R_e \sin i \cos\xi \end{cases} \quad (18)$$

根据公式(8)、(11)、(18)有:

$$\begin{aligned} \tan\theta_D &= \frac{PE}{OY + YP} = \frac{\omega_e R_e \sin i \cos\xi}{\omega_h R_e + \omega_e R_e \cos(\pi - i)} = \\ & \frac{\sin i \cos\xi \sqrt{\mu/a^3} t}{\omega_h/\omega_e - \cos i} \end{aligned} \quad (19)$$

即获得星下点位置的偏流角。

由公式(18)中 PF 与 PE 的关系可知, PF 与 PE 的夹角即 ξ 。 ξ 描述卫星在轨道上的位置,因此它与偏流角之间的关系能够从模型中直观地反映出来。

如图 4(a)所示, 遥感器前视角为 φ , S 为 t 时刻卫星的位置, P 为星下点, Q 为地球惯性系下遥感器中心视场的视线与地表的交点, 不随地球转动; 经过 Δt 后遥感器到达 S' , 星下点到达 Q ; T 为地心, $TS=a$, $TQ=R_e$, 一般遥感器轨高 $H=(a-R_e)$ 与 φ 值较小, Δt 内卫星沿轨道绕地心转角 $\Delta\xi$ 的近似式为:

$$\Delta\xi = \frac{(a-R_e)\tan\varphi}{R_e} \quad (20)$$

当遥感器前视角为 φ 时, 如图 4(b)所示, v'_{OE} 、 v'_{OY} 与 v'_{OR} 所在平面垂直视线 SQ , v_{OE} 、 v_{OR} 与 v_{OY} 所在平面垂直视线 $S'Q$; t 时刻视场中心指向在星下点 P 前方(后视时为后方)一段距离的地面位置 Q , Δt 后星下点到达 Q 点。 t 时刻的偏流角为 $t+\Delta t$ 时刻星下点(位于 Q 点)位置的偏流角在垂直视线 SQ 的平面上的投影。得到带前视的偏流角计算公式:

$$\theta_D = a \tan \left(\frac{\sin i \cos \left(\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} t + \frac{(a-R_e)\tan\varphi}{R_e} \right)}{\omega_t/\omega_e - \cos i} / \cos\varphi \right) \quad (21)$$

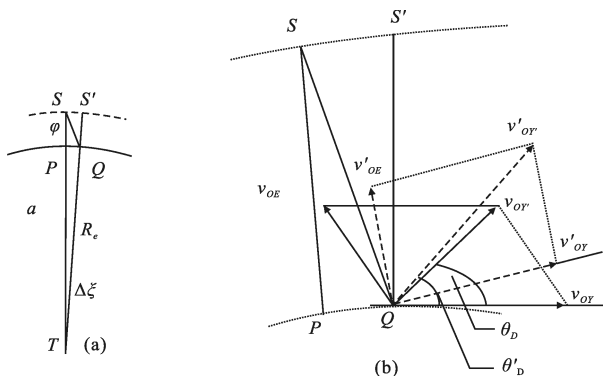


图 4 前视下的偏流角

Fig.4 Foresight drift angle

表 2 速度矢量模型与现有模型的偏流角计算精度, 南北纬 70° 范围内

Tab.2 Drift angle precision with models, in the range bounded by 70° N and 70° S

Satellite attitude	Parameter error	Error respect to coordinate transformation model		Error respect to orbital elements model	
		Mean value/(°)	RMS/(°)	Mean value/(°)	RMS/(°)
Front view	Error free	1.230 6E-16	3.585 1E-30	-2.632 9E-05	1.894 0E-08
	$\Delta i=0.03^\circ$	1.203 9E-16	1.202 9E-30	-2.632 6E-05	1.893 4E-08
	$\Delta H=100$ m	1.230 6E-16	1.078 5E-29	-1.226 7E-05	1.616 5E-08
	$\Delta\varphi=0.03^\circ$	9.580 3E-07	3.902 2E-09	-2.632 9E-05	1.894 2E-08
15° foresight	Error free	5.693 5E-08	9.769 9E-08	-2.264 0E-05	1.615 2E-07
	$\Delta i=0.03^\circ$	5.689 5E-08	1.414 2E-07	-2.263 8E-05	2.382 1E-07
	$\Delta H=100$ m	5.694 8E-08	9.782 1E-08	-8.081 8E-06	1.625 5E-07
	$\Delta\varphi=0.03^\circ$	1.048 6E-06	1.014 5E-07	-2.262 4E-05	1.631 4E-07

在遥感成像过程中, 可以使用速度矢量模型根据轨道要素实时计算偏流角, 通过偏流校正机构的步进电机将焦面旋转相同角度, 以较少的计算资源实现实时调整。此时穿航方向像移被补偿, 沿航方向像移可通过调整行频补偿。为了减小电机运行时校正机构产生的颤振对成像质量的影响, 可根据设计要求灵活调整电机执行频率。

三线阵 CCD 立体测绘相机的光电扫描成像部分由光学系统焦平面上分别以前视、正视、后视姿态安装三个线阵 CCD 传感器组成, CCD 阵列在行方向相互平行, 列方向相对卫星飞行方向垂直排列。偏流能够导致 CCD 推扫不同步, 引起有效成像面积损失^[3]。使用速度矢量模型计算各片 CCD 阵列对应的偏流角, 通过旋转 CCD 方法进行补偿, 能够增加 CCD 的共同成像范围, 增大有效成像面积。

3 计算精度和稳定性实验

使用坐标变换法、轨道要素法和速度矢量模型对同一工况计算偏流角, 分析速度矢量模型的计算精度; 对输入参数加入同等大小的误差, 计算由输入参数误差导致的偏流角计算误差, 分析速度矢量模型计算的稳定性。设轨道要素为: 轨高 $H=500$ km, 倾角 $i=98.4^\circ$, 地心引力常数 $\mu=398\ 600.44$ km³/s², 地球半径 $R_e=6\ 378$ km, 地球自转角速度 $\omega_e=7.272\ 2e-5$ rad/s。计算正视与前视 15° 两种情况, 选取遥感常用的南北纬 70° 范围内按纬度均匀分布的 80 个采样点。三种模型影响偏流角的共同参数为轨道倾角 i 、轨高 H 、飞行时间 t 和前视角 φ , 由于平台时钟的精度足够高, t 的误差不足以使偏流角产生显著变化, 故只对 i 、 H 和 φ 加入误差进行计算。速度矢量模型相对目前常用的坐标变换法和轨道要素法的计算误差如表 2

所示; 分别比较三个模型在输入参数带有误差的情况下偏流角计算结果误差, 如表 3 所示。

表 3 南北纬 70° 范围内三个模型参数误差导致的偏流角计算误差

Tab.3 Drift angle error caused by inputs, in the range bounded by 70° N and 70° S

Satellite attitude	Parameter error	Coordinate transformation model		Orbital elements model		Velocity vector model	
		Mean value/(°)	RMS/(°)	Mean value/(°)	RMS/(°)	Mean value/(°)	RMS/(°)
Front view	$\Delta i=0.03^\circ$	-4.764E-06	9.652E-08	-4.760E-06	9.652E-08	-4.764E-06	9.652E-08
	$\Delta H=100$ m	9.578E-07	3.902E-09	1.502E-05	4.990E-08	9.579E-07	3.902E-09
	$\Delta \varphi=0.03^\circ$	-4.662E-09	1.400E-13	7.922E-07	3.271E-09	4.874E-09	6.878E-10
15° foresight	$\Delta i=0.03^\circ$	-4.930E-06	1.034E-07	-4.928E-06	1.035E-07	-4.931E-06	2.954E-07
	$\Delta H=100$ m	9.913E-07	4.180E-09	1.555E-05	5.348E-08	9.914E-07	4.182E-09
	$\Delta \varphi=0.03^\circ$	5.308E-06	1.468E-07	6.110E-06	1.946E-07	5.295E-06	1.621E-07

由表 2 可见, 在卫星取正视和前视姿态、参数无误差和带有误差的情况下, 南北纬 70° 范围内速度矢量模型的计算精度均达到 $1e-5$ rad(2.06") 量级, 满足应用要求。

由表 3 可见, 在相同的输入参数误差下, 速度矢量模型的偏流角计算误差与目前常用的坐标变换法和轨道要素法计算误差具有相同的数量级, 说明算法的稳定性与目前常用的坐标变换法和轨道要素法模型稳定性一致。

在相同软硬件环境下分别使用三种模型计算 10 万次, 统计结果表明速度矢量模型的计算效率比其余两种模型提高 30 倍以上。

4 偏流补偿成像实验和结果分析

搭建成像平台模拟偏流影响下的推扫成像过程, 结构图如图 5 所示。使用德国 PI 公司的 S330 型快速偏摆镜调整成像光路折转角度, 模拟像面由偏流导致的像移; 将靶标固定在调整架上, 旋转靶标转角, 模拟偏流补偿机构对偏流角的补偿。采用 LED 阵列作为照明光源。

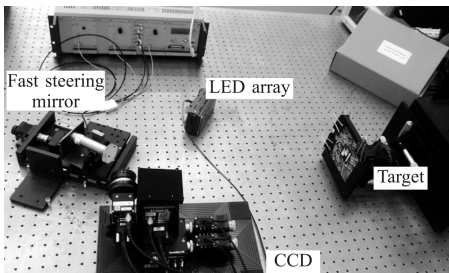


图 5 偏流补偿成像模拟平台

Fig.5 Imaging testbed for drift compensation

CCD 像元尺寸 $14 \mu\text{m}$, 采用焦距 50 mm 的 Zeiss 定焦镜头, 物距为 0.5 m, 快速偏摆镜摆角范围为 $0 \sim 10$ mrad, 摆角精度为 $0.1 \mu\text{rad}$, 偏摆指令间隔时间最小为 $40 \mu\text{s}$ 。调整架转角精度为 $0.5'$ ($1.454e-4$ rad)。实验的主要误差来自于偏摆镜摆角和调整架转角误差。

设模拟的工况为: 轨道高度 500 km, 轨道倾角 98.4° , 相机角分辨率 $1 \mu\text{rad}$, CCD 单位像元尺寸为 $8.5 \mu\text{m}$, 积分级次为 96 级。考察遥感器飞临 $0 \sim 70^\circ\text{N}$ 范围内偏流校正的效果, 在该工况下偏摆镜摆角误差导致像移为 0.0029 像元, 调整架转角误差导致像移为 0.014 像元。综合考虑各主要误差影响, 其所导致 MTF 计算误差优于 0.01。

成像实验中 FSM 产生的像移速度通过实际工况下偏流导致的像移速度换算得到, 具体方法为: 根据目前常用的坐标变换法和轨道要素法模型计算出各纬度下偏流角 θ_b 导致的穿航和沿航星下点像移速度 $v_{x,y}$; 控制 FSM 按一定速度摆动, 使实验台 CCD 焦面上的像以 $v'_{x,y}$ 速度移动, 模拟偏流导致的像移。 $v'_{x,y}$ 如公式(22)所示:

$$v'_{x,y} = v_{x,y} \times 14 \mu\text{m} / 8.5 \mu\text{m} \quad (22)$$

根据速度矢量模型计算成像时卫星所在纬度对应的偏流角 θ_b , 使用调整架将靶标旋转 θ_b 角度, 相当于靶标不动而 CCD 在焦平面上反向旋转相同角度, 模拟旋转 CCD 方式的偏流补偿。

CCD 积分时间按照实际工况的 CCD 转角和积分时间确定。利用面阵 CCD 模拟 TDICCD 成像, 采取连续多帧曝光, 之后根据 TDI 成像叠加原理将多帧曝光按行序叠加成为最终图像。对点目标进行成

像,计算像点的 MTF,如表 4 所示。每组推扫级次采用 10 组图像取平均值。

表 4 不同纬度下成像质量

Tab.4 Image quality under different latitude

North latitude/ (°)	MTF (before compensated)	MTF (after compensated)
0	0.170	0.954
10	0.173	0.976
20	0.174	0.976
30	0.164	0.984
40	0.081	0.975
50	0.153	0.960
60	0.422	0.980
70	0.780	0.964

经过偏流补偿,表 4 中不同纬度下垂直推扫方向成像 MTF 均超过 0.95,说明速度矢量模型有效地实现了圆轨道偏流补偿功能。

5 结 论

根据圆轨道卫星与地表景物之间的速度矢量运动规律,提出一种简洁的偏流角计算模型,在遥感器正视和前、后视姿态下计算偏流角,计算效率提高 30 倍以上,精度和稳定性与目前常用的坐标变换法和轨道要素法一致。根据速度矢量模型给出基于旋转 CCD 方式的偏流实时补偿方案。搭建成像平台模拟偏流补偿下的成像过程,将偏流导致的图像降质抑制到 5%,对实时补偿方案进行了验证。该补偿方案所需计算量较小,适用于星上有限计算资源下偏流实时调整机构的开发。

在实际成像过程中,遥感器侧摆成像与星下点成像相比,偏流角数值并不一致。下一步将针对遥感器侧摆成像情况下的偏流角进行计算、仿真分析及实验验证。

参 考 文 献:

- [1] Fan Chao, Liang Yitao, Li Wei, et al. Study on influence of drift angle on the space camera [J]. *Electronics Optics & Control*, 2008, 15(11): 76–79. (in Chinese)
- [2] Xu Yongsen, Ding Yalin, Tian Haiying, et al. Calculation and compensation for image motion of aerial remote sensor in oblique situation [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2007, 15(11): 1779–1783. (in Chinese)
- [3] Cao Zhengli. Research on drift angle compensation of three lines CCD[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007: 2–5. (in Chinese)
- [4] Li Weixiong, Xu Shuyan, Yan Dejie. Influencing parameters of estimate errors of space camera's drift angle [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(8): 1530–1536. (in Chinese)
- [5] Wang Jiaqi, Yu Ping, Yan Changxiang, et al. Space optical remote sensor image motion velocity vector computational modeling[J]. *Acta Optica Sinica*, 2004, 12(12): 1585–1589. (in Chinese)
- [6] Fan Chao, Li Yingcai, Yi Hongwei. Analysis of drift angle on space camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(S): 216–220. (in Chinese)
- [7] Fan Chao, Li Yingcai, Yi Hongwei. Influence analysis of drift angle on image quality of TDICCD camera [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2007, 34(9): 70–107. (in Chinese)
- [8] Fan Chao, Liang Yitao, Li Wei, et al. Study on influence of drift angle on the space camera [J]. *Electronics Optics & Control*, 2008, 15(11): 76–79. (in Chinese)
- [9] Wang Jiaqi. System Design of Optical Instrument [M]. Changchun: Academe of Changchun Institute of Optics and Mechanics, 2003. (in Chinese)
- [10] Yang Xiubin, He Xiaojun, Zhang Liu, et al. Effect and simulation of the deviant angle error on TDI CCD cameras image[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2008, 35(11): 45–56. (in Chinese)
- [11] Zhang Renwei. Satellite Orbit and Attitude Dynamic and Control [M]. Beijing: Beihang University Press, 1998: 5–17. (in Chinese)