

文章编号 1004-924X(2014)08-2274-11

椭圆轨道 TDI CCD 相机像移匹配计算与成像验证

胡 燕^{1,2,3*}, 金 光¹, 常 琳^{1,3}, 杨秀彬¹

- (1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033;
2. 西安测绘研究所, 陕西 西安 710054; 3. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘要:针对椭圆轨道卫星地心距和前进速度时刻变化对航天时间延迟积分(TDI) CCD 相机成像的影响,提出了一种矢量映射分析方法来计算椭圆轨道时变的像移速度矢量。通过建立不同的坐标系,将椭圆轨道卫星在轨运行速度和地物随地球自转的线速度映射至 TDI CCD 相机像面坐标系。以某临界回归椭圆轨道为例,计算了影响航天 TDI CCD 相机成像的像移速度矢量和数据读出频率。最后,利用小卫星姿态控制系统半物理仿真平台和 TDI CCD 原理样机对提出的像移速度矢量映射分析方法进行了实验验证。结果表明:临界回归椭圆轨道一个周期内,参数按照等比缩放原则配置时,对应的偏流角、像移速度矢量和靶标移动速度分别为 $-3.76\sim 3.22(^{\circ})$ 、 $0.1673\sim 0.72\text{ mm/s}$ 和 $19.12\sim 82.24\text{ pixel/s}$,获取的图像能够满足 $1\sim 2\text{ pixel}$ 的目标分辨率。实验结果说明,用提出的方法计算像移速度矢量结果准确,可为椭圆轨道航天 TDI CCD 相机成像匹配提供可靠依据。

关键词:椭圆轨道;时间延迟积分 CCD 相机;像移速度矢量;矢量映射;数据读出频率

中图分类号:V447.3 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20142208.2274

Image motion matching calculation and imaging validation of TDI CCD camera on elliptical orbit

HU Yan^{1,2,3*}, JIN Guang¹, CHANG Lin^{1,2}, YANG Xiu-bin¹

- (1. *National & Local United Engineering Research Center of Small
Satellite Technology, Changchun Institute of Optics,
Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
2. *Xi'an Research Institute of Surveying and Mapping, Xi'an 710054, China;*
3. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China*)

* *Corresponding author, E-mail: huyan999@sina.com*

Abstract: In view of the influence of continuous changeable orbit heights and satellite velocities on elliptical orbit on the space TDI CCD camera imaging, a vector map analysis method was proposed to calculate the time varying image motion of the elliptical orbit. Through establishing different coordinates, the satellite velocity and target velocity generated with earth self-rotation were transformed from original coordinate to TDI CCD camera image plane coordinate. By taking a critical regression elliptical orbit as an example, the image motion velocity vectors which affect TDI CCD camera imaging

收稿日期:2013-11-13;修订日期:2013-12-08.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2012AA121502);吉林省自然科学基金青年基金资助项目(No. 201201010)

and data readout frequencies were calculated. Finally, a three-axis air flotation turntable attitude simulation system and a TDI CCD camera were used in experiment to verify the vector map analysis method. The results show that during one period of satellite on critical regression elliptical orbit, the values of drift angle, image motion velocity and target movement speed are separately -3.76° - 3.22° , 0.1673 - 0.72 mm/s, and 19.12 - 82.24 pixels/s according to equivalent parameter law. The image collected can satisfy the resolution of the 1-2 pixels, which proves that vector map analysis method is accurate on computing image motion velocity, which is able to provide reliable basis for space TDI CCD camera imaging on the elliptical orbit.

Key words: elliptical orbit; Time Delay Integration CCD camera; image motion velocity vector; vector map; data readout frequency

1 引言

TDI CCD 相机因具有多级积分能力,可以最大程度集中信号光能量,因此被广泛应用于科研和军事等各大领域。在遥感、探测、测量和监控等方面都发挥着重要的作用^[1]。TDI CCD 相机清晰成像的前提条件是光生电荷包的转移速率要与焦平面上图像的运动速率保持一致,任何速率失配或误匹配都将导致图像模糊,并会出现灰度失真,对比度和分辨率下降等现象^[2-3]。为了获得清晰的高质量图像,必须明确卫星运动过程中影响图像质量的失配情况,即像移的变化情况。

遥感成像任务中,圆轨道以地面分辨率均匀、测控容易、对地覆盖均匀等特点被广泛采用^[4]。但由于 TDI CCD 尺寸和光学系统焦距的限制,卫星必须处在轨道较低的圆轨道上进行高分辨率成像,而低轨道卫星所受大气阻力较大,在轨寿命受到严重影响。与圆轨道相比,椭圆轨道的近地点可以设计得更低,其所受的大气阻力的影响也将远小于圆轨道。另外,其轨道高度衰减缓慢,既可以实现更高分辨率成像,又具有较长的寿命,这为完成在轨高分辨率成像任务提供了更高的可靠性。但椭圆轨道上成像高度和卫星在轨飞行速度是不断变化的,这会引起 TDI CCD 相机行转移时间、数据读出频率、偏流角和像移速度大小也时刻变化,导致像移匹配技术更加复杂。目前,国内针对此方面的研究较少。

像移速度矢量通常通过以下几种方法计算得到:(1)利用位置矢量坐标变换方法计算地理坐标系下位置与相机焦平面坐标系下位置的对应关

系,通过微分获得像移速度矢量^[5-6]。这种方法常用于近圆轨道。(2)利用速高比计算物面与像面速度的对应关系从而得到像移速度矢量^[7-8]。这种方法常用于航空摄影,在航天应用上具有局限性。(3)利用卫星轨道六根数计算像移速度矢量。该方法对于卫星侧摆等多模式成像不具有移植性^[9]。(4)基于地球椭球特性进行像移计算,地物点的集合位于地球椭球面上,视空间相机为静止,地物点速度是由绕地心的转动速度和随地球自转的速度合成的^[10]。该方法针对圆轨道,是利用地球非圆形特点实现的。

本文以矢量映射分析方法计算椭圆轨道上像移速度矢量的大小和方向,对椭圆轨道像移速度矢量的变化规律以及对航天 TDI CCD 成像的影响进行分析,并以实验验证了计算方法的准确性。

2 椭圆轨道像移速度矢量计算

2.1 坐标系定义

为便于计算椭圆轨道上像移速度矢量的变化情况,建立了几种坐标系,如图 1 所示。

(1)地心惯性坐标系 $I: o_i x_i y_i z_i$

以地心为原点, x 轴沿地球赤道平面与黄道平面的交线指向春分点, z 轴指向北极, y 轴与 x 轴、 z 轴构成右手正交坐标系。

(2)瞬时圆轨道坐标系 $O: o_o x_o y_o z_o$

以卫星质心为原点, x 轴沿星下点切线方向, z 轴沿当地垂线指向地心, y 轴与 x 轴、 z 轴构成右手正交坐标系。

(3)本体坐标系 $B: o_b x_b y_b z_b$

以卫星质心为原点,以卫星惯量主轴 $x y z$ 为

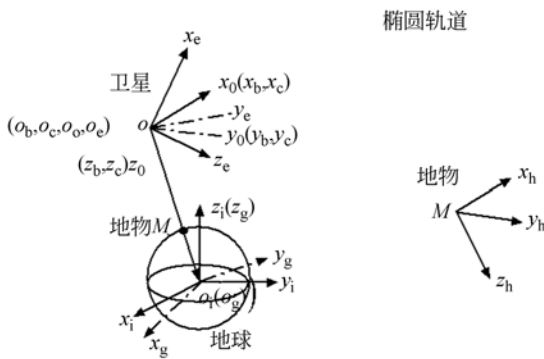


图 1 各坐标系示意图
Fig. 1 Coordinate systems

轴,也称主轴坐标系,定义为右手正交坐标系,初始时刻轨道角速度和本体坐标系重合。

(4)椭圆轨道坐标系 $E: o_e x_e y_e z_e$

以卫星质心为原点, x 轴指向卫星速度方向, z 轴在轨道平面内与 x 轴垂直,并指向地球表面, y 轴与 x 轴、 z 轴构成右手正交坐标系。

(5)地理坐标系 $H: o_h x_h y_h z_h$

轨道坐标系沿 z 轴向地球表面平移,三轴分别表示经度、纬度、高度。

(6)地球坐标系 $G: o_g x_g y_g z_g$

以地心为原点, z 轴指向北极, x 、 y 轴在赤道平面内,绕地心惯性坐标系 z 轴以地球自转角速度运动,是随地球做自转运动的坐标系。

(7)相机坐标系 $C: o_c x_c y_c z_c$

相机物镜的主点为原点,假设相机物镜的主点与卫星质心标定时尽量保持一致,两坐标系原点间的偏移量很小,忽略不计,由此从相机坐标系到卫星本体坐标系比例尺缩小了 f/h , f 是相机焦距, h 是地物物距。

(8)相机像面坐标系 $F: o_f x_f y_f z_f$

原点在像面中心,由相机坐标系沿 z 轴平移焦距 f 得到。

2.2 矢量映射分析

椭圆轨道上像移速度矢量主要由卫星运行速度和地物随地球自转线速度合成作用得到。卫星地心距和绕行速度的时刻改变使得像面上像移速度矢量的变化相对复杂,在此通过矢量映射分析方法进行计算。矢量映射分析方法是将不同坐标系下的速度映射至相机像面坐标系,如图 2 所示。将各速度合成后求取像移速度矢量,计算中各速

度量以齐次坐标形式表征,这里只对卫星推扫成像模式下的像移情况进行分析。

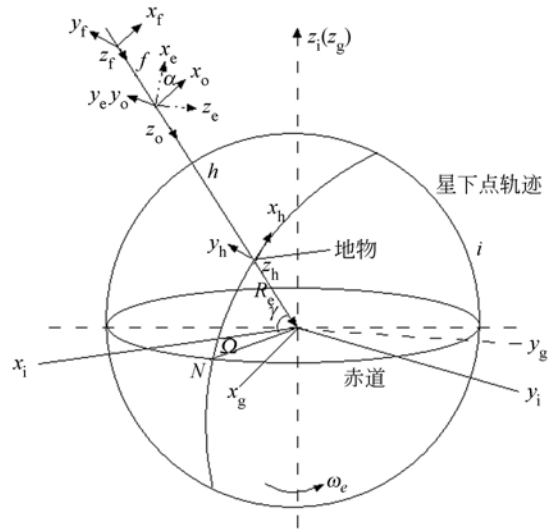


图 2 矢量映射变换示意图
Fig. 2 Schematic of vector coordinate transformation

2.2.1 卫星运动速度矢量映射

卫星速度矢量始终位于椭圆轨道坐标系内,且时刻与椭圆轨道相切,与卫星-地心连线并不垂直,而是绕瞬时圆轨道坐标系 x 轴有一定的变化角度。为计算卫星速度映射至相机像面坐标系后的大小,将转换过程分为两个阶段:

(1)卫星椭圆轨道坐标系变换至卫星瞬时圆轨道坐标系;

(2)卫星瞬时圆轨道坐标系变换至相机像面坐标系。

设卫星、地球与椭圆轨道的关系如图 3 所示。由图 3 可知,卫星位于椭圆轨道上任意一点,地球位于椭圆轨道焦点 F_2 处,卫星地心距为 r ,在轨运行速度为 v 。

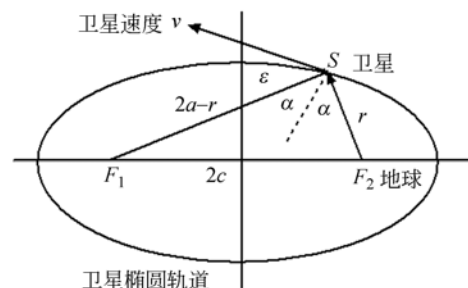


图 3 卫星、地球与椭圆轨道关系
Fig. 3 Relationship among satellite, earth and elliptical orbit

根据几何关系知:

$$2r(2a-r)\cos 2\alpha=r^2+(2a-r)^2-(2c)^2$$

且存在以下关系式:

$$\cos 2\alpha=2\cos^2 \alpha-1$$

$$a^2=b^2+c^2$$

计算得到:

$$\sin \epsilon=\cos \alpha=\frac{b}{\sqrt{r(2a-r)}},$$

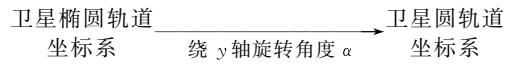
式中: a 、 b 、 c 分别为椭圆轨道的半长轴、半短轴、半焦距。

因此,卫星的速度方向与瞬时圆轨道坐标系 x 轴方向的夹角为:

$$\delta=\epsilon+2\alpha-90^\circ=\alpha, \quad (1)$$

根据椭圆轨道坐标系和瞬时圆轨道坐标系的

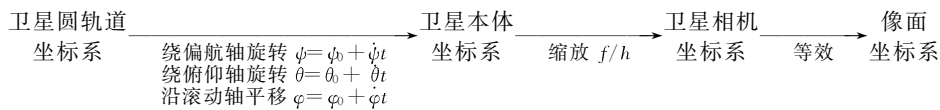
定义可知,两坐标系 x 、 z 轴始终在同一平面内,坐标系间的变换仅需绕 y 轴旋转,对应的转换关系为:



速度矢量映射矩阵为:

$$\mathbf{M}_1=\begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

由卫星瞬时圆轨道坐标系映射到卫星相机像面坐标系所经历的过程如下:



卫星本体坐标系与卫星瞬时圆轨道坐标系在初始时刻重合,且 3 个坐标轴绕瞬时圆轨道坐标系旋转,二者存在姿态变换关系。假设卫星瞬时

圆轨道坐标系按照 $z-y-x$ 转序变换至卫星本体坐标系,则速度矢量映射矩阵为:

$$\mathbf{M}_{11}=\begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

由于存在缩放关系,由卫星本体坐标系映射至相机坐标系时速度存在缩放比例,而坐标系平移过程不影响速度分量的变化。因此,由卫星相机坐标系映射至像面坐标系速度将不会改变,进而得到卫星本体坐标系到相机像面坐标系的速度矢量映射矩阵为:

$$\mathbf{M}_{12}=\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f/h & 0 & 0 & 0 \\ 0 & f/h & 0 & 0 \\ 0 & 0 & f/h & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

式中: f 为卫星光学系统焦距; h 为卫星轨道高度; φ 、 θ 、 ϕ 分别为卫星滚动、俯仰、偏航角。

综上所述,卫星瞬时圆轨道坐标系到卫星相

机像面坐标系的速度矢量变换矩阵为:

$$\mathbf{M}_0=\mathbf{M}_{12}\mathbf{M}_{11}.$$

卫星速度映射至像面坐标系后变为:

$$\mathbf{v}_i=\mathbf{M}_0\mathbf{M}_1\mathbf{v}_s, \quad (2)$$

式中: \mathbf{v}_s 为椭圆轨道上卫星运行速度齐次坐标分量的表示形式。

2.2.2 地物自转速度矢量映射

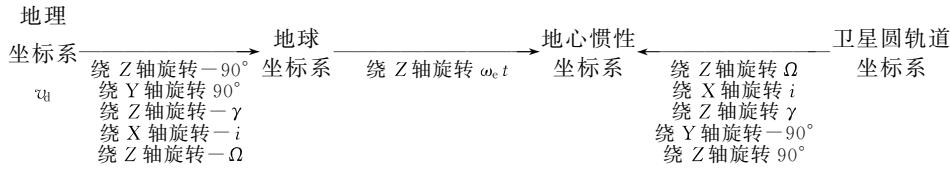
地面静止景物在地理坐标系下的速度为随地球自转的线速度。由地理坐标系映射至相机像面坐标系需经以下 2 个阶段:

(1)地理坐标系变换至卫星瞬时圆轨道坐标系;

(2)卫星瞬时圆轨道坐标系变换至相机像面

坐标系,与卫星速度转换关系相同,速度矢量变换矩阵为 \mathbf{M}_0 。

地物线速度由地理坐标系映射到卫星瞬时圆轨道坐标系所经历的过程如下:



其中: Ω 、 i 、 γ 分别为卫星升交点赤经、轨道倾角、升交点幅角。

地心惯性坐标系到卫星瞬时圆轨道坐标系的速度矢量映射矩阵为 \mathbf{M}_{21} ; 地球坐标系到地心惯性坐标系的速度矢量映射矩阵为 \mathbf{M}_{22} ; 地理坐标系到地球坐标系的速度矢量映射矩阵为 \mathbf{M}_{23} 。

地物线速度由地心惯性坐标系映射至卫星瞬时圆轨道坐标系需经历 5 次变换。由于地理坐标系是卫星瞬时圆轨道坐标系在地面的平移投影,因此由地理坐标系映射至地球坐标系与由地心惯性坐标系映射至瞬时圆轨道坐标系是对称逆向过程。

$$\mathbf{M}_{22} = \begin{pmatrix} \cos \omega_e t & \sin \omega_e t & 0 & 0 \\ -\sin \omega_e t & \cos \omega_e t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{21} = \begin{pmatrix} \cos 90^\circ & \sin 90^\circ & 0 & 0 \\ -\sin 90^\circ & \cos 90^\circ & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos 90^\circ & 0 & \sin 90^\circ & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin 90^\circ & 0 & \cos 90^\circ & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma & 0 & 0 \\ -\sin \gamma & \cos \gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot$$

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i & 0 \\ 0 & \sin i & \cos i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{23} = \begin{pmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega & 0 & 0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i & 0 \\ 0 & -\sin i & \cos i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \gamma & -\sin \gamma & 0 & 0 \\ \sin \gamma & \cos \gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \cos 90^\circ & 0 & -\sin 90^\circ & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin 90^\circ & 0 & \cos 90^\circ & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos 90^\circ & -\sin 90^\circ & 0 & 0 \\ \sin 90^\circ & \cos 90^\circ & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

地物随地球自转的线速度由地理坐标系映射至像面坐标系后变为:

$$\mathbf{v}_2 = \mathbf{M}_0 \mathbf{M}_{21} \mathbf{M}_{22} \mathbf{M}_{23} \mathbf{v}_1, \tag{3}$$

$$\mathbf{v}_s = \begin{pmatrix} v \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}, \mathbf{v}_d = \begin{pmatrix} \omega_e R_e \cos \delta_s \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix},$$

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}, \tag{4}$$

其中: R_e 为地球半径; v_d 为地物随地球自转的线

速度; δ_s 为星下点地心纬度。

卫星运动速度和地物自转速度在相机焦平面坐标系下合成了相机的像移速度矢量,像面上的速度方程为:

$$\mathbf{v}_p = \begin{pmatrix} v_{p1} \\ v_{p2} \\ v_{p3} \\ 0 \end{pmatrix} = \mathbf{v}_1 + \mathbf{v}_2$$

由于像移速度矢量影响像平面上的成像质量,因此仅通过计算像平面上速度的合成,即可得

到椭圆轨道像面上像移速度矢量的大小为:

$$v_p = \sqrt{v_{b1}^2 + v_{b2}^2} \quad (5)$$

偏流角为:

$$\beta = \arctan \frac{v_{b2}}{v_{b1}} \quad (6)$$

2.3 像移速度矢量对成像的影响

椭圆轨道上卫星的轨道高度与运行速度时刻

改变,使得卫星在各种成像模式下(包括星下点推扫成像或前摆、后摆、侧摆成像),地面成像幅宽不再保持不变。成像目标区域在近地点时最小,远离近地点向两侧运动时,卫星距地面高度增大,成像区域将逐渐扩大,对应 TDI CCD 相机像面上的像移速度矢量的方向和大小都将改变,焦平面像移阵列如图 4 所示。

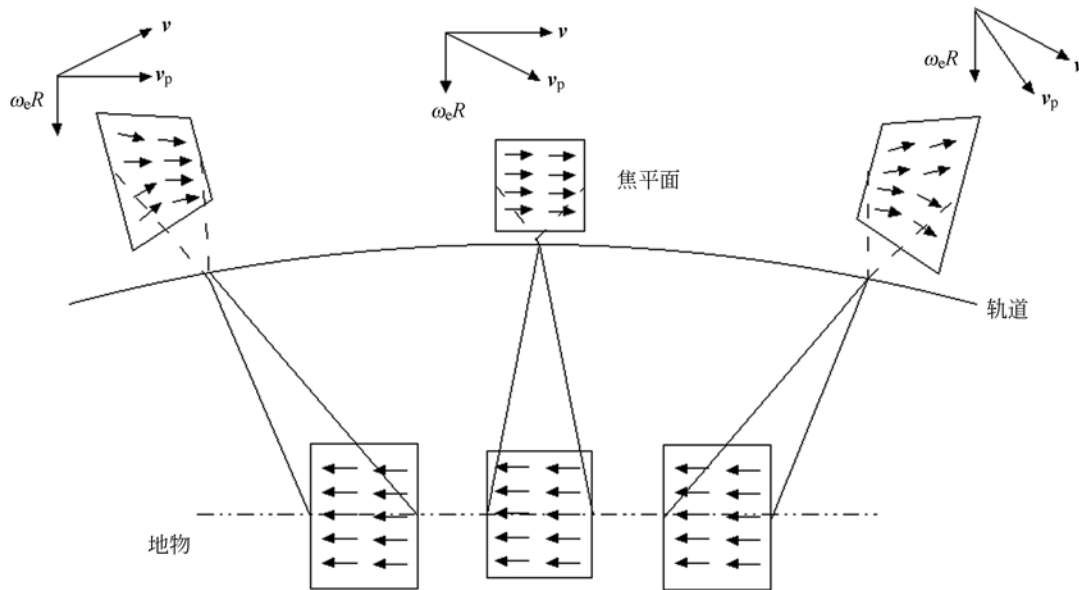


图 4 TDI CCD 相机焦平面阵列图

Fig. 4 Focal plane array of TDI CCD camera

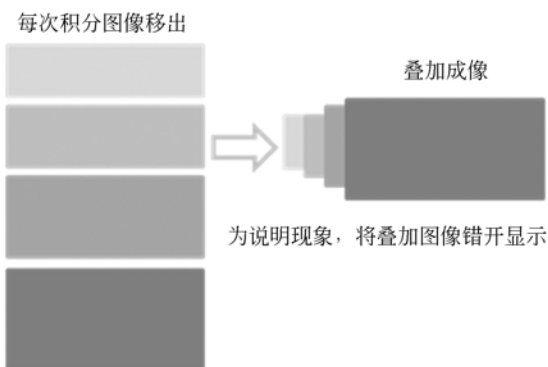


图 5 成像叠加效果示意图

Fig. 5 Schematic of image overlay effect

像移速度矢量的存在及变化使焦平面上 TDI CCD 不同行之间的电荷转移速率不一致,行转移时间也不同,因此对同一成像目标区,每次积分成像占用的 TDI CCD 行数不同,积分图像移出条带的宽度也不同,叠加后的效果如图 5 所示。由图 5 可见,叠加后图像将出现相应位置不对齐、难以

对应叠加的问题,进而出现叠加压缩变形等现象,对成像质量产生严重影响,也给后期图像处理工作增大了难度。为了在椭圆轨道上获得清晰的高质量图片,对椭圆轨道在轨卫星的像移速度矢量进行精确匹配计算,并采取有效像移补偿措施将图像质量的影响程度降至最低是很必要的。

2.4 数据读出频率分析

椭圆轨道卫星的轨道高度和速度时刻变化,像移速度矢量的变化范围也较大,使得 TDI CCD 相机行转移时间和数据读出频率有很大的变化区间。当数据读出频率变化范围较大,且超出 TDI CCD 预置范围时,会造成电荷量丢失,从而使图像信息量减少,造成图像模糊。因此需要计算数据读出频率的变化是否在设计阈值范围内。

TDI CCD 相机的成像过程中,数据读出频率是保证 CCD 电荷及时转移的最小驱动频率,数据读出频率要在一定的阈值内,以适应姿轨等因素的变化^[11]。读出频率的计算公式如下:

$$f_r = \frac{nR_e f}{Mbh(R_e + h)} \sqrt{\frac{\mu}{R_e + h}}, \quad (7)$$

式中： f_r 为 CCD 读出频率； n 为 CCD 像元个数； M 为 CCD 抽头个数； b 为 TDI CCD 像元尺寸， $b=8.85 \mu\text{m}$ 。

3 临界回归椭圆轨道像移速度矢量

为了对椭圆轨道的像移速度矢量进行定量说明，拟分析临界回归椭圆轨道一个周期内的像移速度矢量和偏流角的变化情况。假设卫星在近、远地点的分辨率分别不小于 0.5 m、2 m，卫星光学相机采用长焦反射系统，焦距为 7 m，依据轨道设计原则^[12]，选取标称轨道参数如表 1 所示。

3.1 临界回归椭圆轨道

表 1 椭圆轨道卫星轨道参数

Tab. 1 Parameters of elliptical orbit satellite

轨道类型	椭圆轨道
近地点高度/m	200
远地点高度/m	800
轨道倾角/(°)	63.4
近地点幅角/(°)	28.77
升交点赤经/(°)	90.99
真近点角/(°)	0

3.2 椭圆轨道像移速度和偏流角的计算

根据表 1 中轨道参数以及公式(1)~(6)计算得到一个周期内 TDI CCD 相机像移速度矢量大小和偏流角的变化情况，如图 6、图 7 所示。

由图 6 可以看出，偏流角大小为 $-3.76^\circ \sim 3.22^\circ$ 。赤道处偏流角最大，当向两极运动的过程中，偏流角逐渐变小，两次经过同一纬度区的偏流角不相等，以南半球偏大。由图 7 可以看出，像移速度矢量大小为 $0.067 \sim 0.288 \text{ m/s}$ ，随轨道高度增大，像移速度值变小，像移速度值在北半球相对较大，但两次经过同一纬度区的像移速度值不同，近地点纬度处像移速度达到最大值。

根据光学系统参数和轨道设计参数计算数据读出频率，取 CCD 像元个数为 4 096，CCD 抽头个数为 8，由公式(7)得到数据读出的频率变化曲线如图 8 所示。在一个周期内，实际 TDI CCD 的读出频率为 $3.37 \sim 15.17 \text{ MHz}$ ，相对变化频率为 0.636，此值大于 32 级 TDI CCD 读出频率的相对变化范围 ($0.3/32 = 0.01$)，即读出频率对 TDI CCD 相机有影响，需要对读出频率进行实时调控和预置。

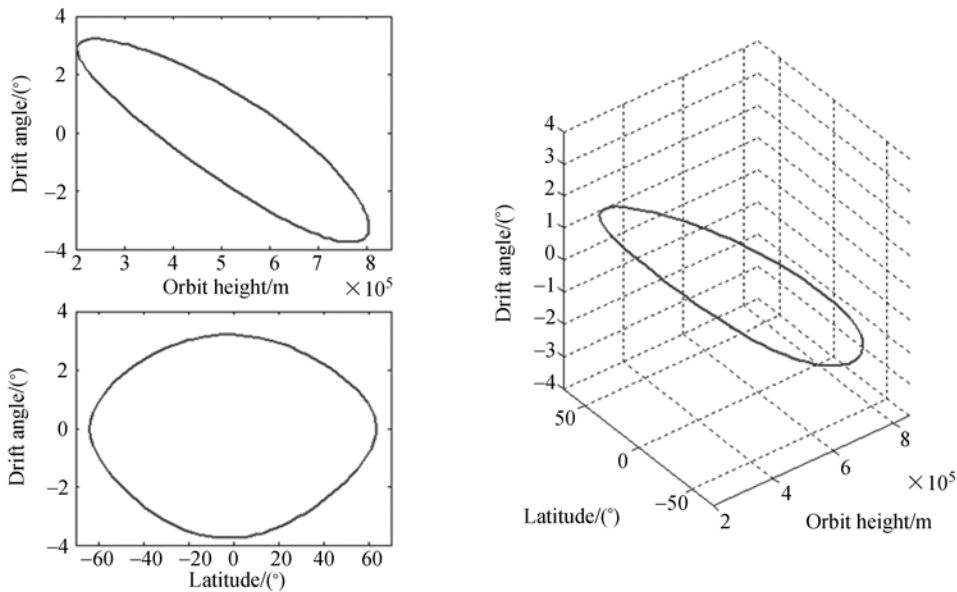


图 6 偏流角随轨道高度和纬度对偏流角的影响

Fig. 6 Influence of height and latitude of orbit on drift angle

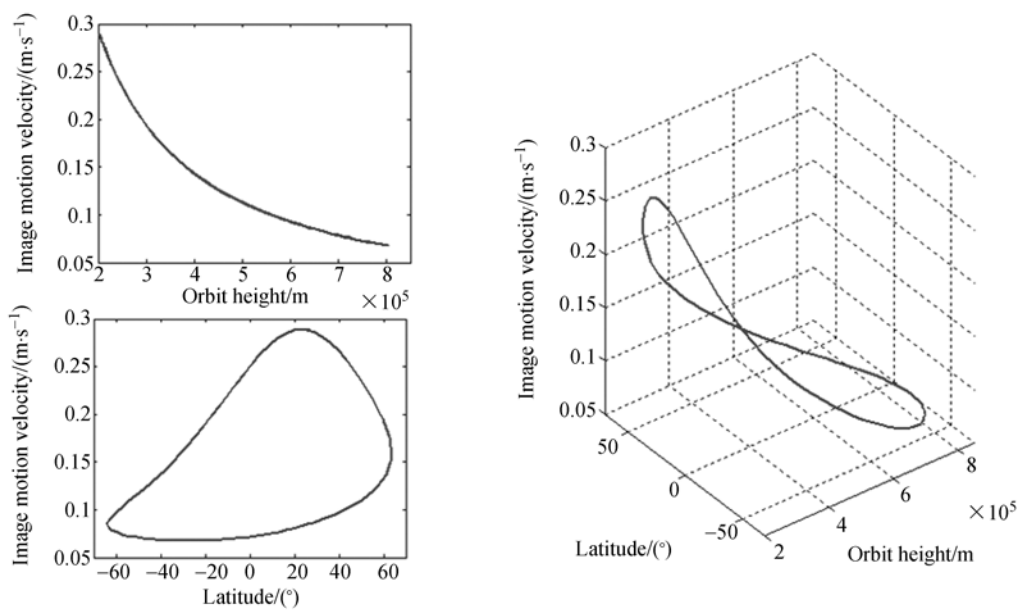


图 7 轨道高度和纬度对像移速度的影响

Fig. 7 Influence of height and latitude of orbit on image motion velocity

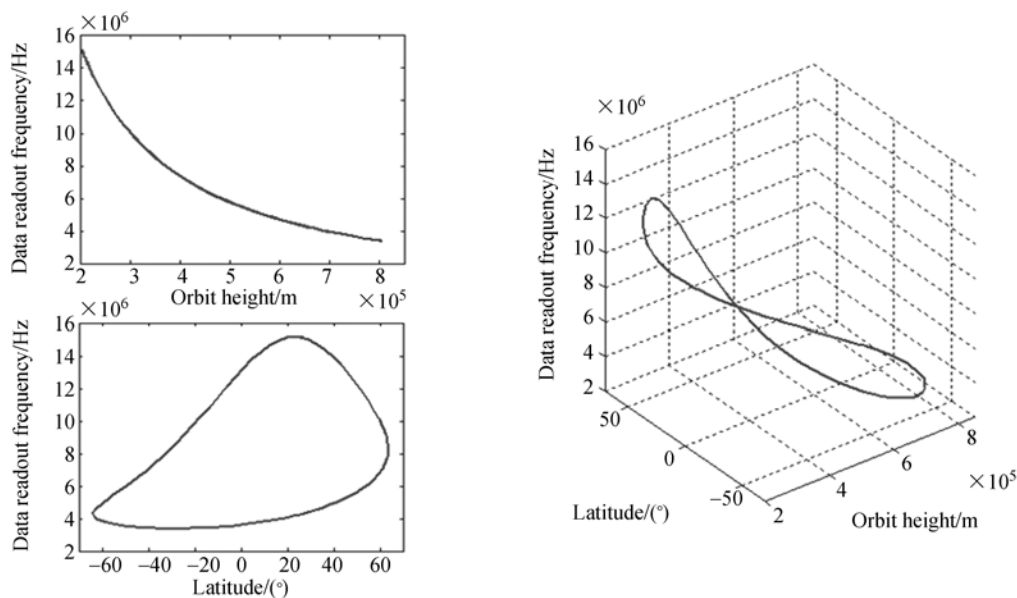


图 8 TDI CCD 相机数据读出频率变化曲线

Fig. 8 Curves of data readout frequency for TDI CCD camera

4 实 验

本文利用 TDI CCD 原理样机和小卫星姿态控制系统全物理仿真平台对成像进行了仿真分析。实验系统如图 9 所示,实验系统包括三部分:

小型三轴气浮转台、TDI CCD 原理样机和 LED 成像显示系统。其中,小型三轴气浮转台用以模拟卫星在轨微重力下的运行状态,其姿态角确定精度与姿态稳定度分别优于 $0.05(^{\circ})$ 、 $0.005(^{\circ})/s$;气浮转台上放置的 TDI CCD 原理样机用以模拟卫星光学成像系统,其像元尺寸为 $8.75 \mu m$,焦

距为 17.5 mm;LED 成像显示系统用以模拟地物目标,其与三轴气浮转台的距离为物距,按真实卫星参数将物距尺寸等比缩放,利用 LED 成像显示系统上的靶标条纹移动速度模拟椭圆轨道卫星像移速度。



图 9 小型三轴气浮转台

Fig. 9 Three-axis small air bearing turntable

设目标分辨率为 LED 成像显示系统的 1~2 pixel,由分辨率关系式:

$$\frac{a_2}{f_2} = \frac{GSD_2}{h_2}$$

式中: a_2 、 f_2 、 GSD_2 、 h_2 分别代表 TDI CCD 的像元尺寸、相机焦距、地面分辨率和物距。

物距为 8~16 m,各参数对应关系如图 10 所示。

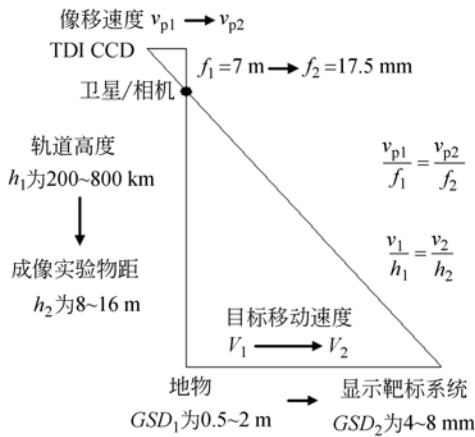


图 10 实验参数等效关系图

Fig. 10 Equivalent experiment parameters

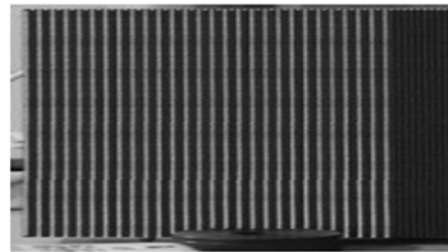
根据等比缩放原则,计算得到靶标的移动速度为 $v_2=0.0762\sim0.329$ m/s,TDI CCD 原理样机像移速度矢量 v_{p2} 为 0.167 3~0.72 mm/s,TDI

CCD 行转移时间 T 为 12.2~51.3 ms。实验各参数如表 2 所示。

表 2 实验等效参数表

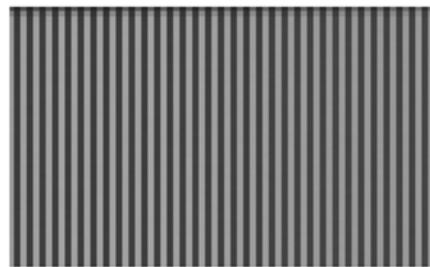
Tab. 2 Experiment equivalent parameters

参数类型	数值
相机焦距/mm	17.5
物距/m	8~16
TDI CCD 像元尺寸/ μm	8.75
目标像元尺寸/mm	4
靶标速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.076 2~0.329
($\text{pixel} \cdot \text{s}^{-1}$)	19.12~82.24
像移速度/($\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.167 3~0.72
偏流角/ $^\circ$	-3.76~3.22
行转移时间/ms	12.2~51.3



(a) LED 成像显示系统及其上靶标

(a) LED imaging display system and target



(b) TDI CCD 成像图

(b) TDI CCD image

图 11 LED 成像显示系统和 TDI CCD 成像图

Fig. 11 LED imaging display system and TDI CCD image

LED 成像显示系统上靶标条纹的横向间距为一个像元,运动速度大小为 19.12~82.24 pixel/s,方向与纵向的夹角为偏流角。TDI CCD 原理样机安置在可调转台上,通过调整偏流机构来补偿偏流角。行转移时间设置为 12.2~51.3 ms,用以进行像移速度补偿,成像效果如图 11 所示。根据实验结果可知,图像条纹分辨率为 1~2 pixel,基本可以

做到清晰成像,满足分辨率的要求。

5 结 论

本文以近、远地点高度分别为 200 km、800 km 的临界回归椭圆轨道为例,提出了一种通过建立不同坐标系,将椭圆轨道卫星在轨运行速度和地物随地球自转的线速度映射至 TDI CCD 相

机像面坐标系的矢量映射分析方法,计算了影响航天 TDI CCD 相机成像的椭圆轨道时变的像移速度矢量和数据读出频率。通过半物理仿真实验和参数等比缩放配置原则,获取了能够满足 1~2 pixel 目标分辨率的图像。实验证明了矢量映射分析方法的准确性,解决了椭圆轨道卫星地心距和前进速度的时刻变化对航天 TDI CCD 相机成像的影响。

参考文献:

- [1] 张震,周孟莲,蔡跃,等. 重复脉冲激光造成扫描型 CCD 背景条纹的规律[J]. 光学精密工程, 2013, 21(7): 1676-1682.
ZHANG ZH, ZHOU M L, CAI Y, *et al.*. Law of background fringes of scanning CCD included by repetitive pulse lasers [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(7): 1676-1682. (in Chinese)
- [2] 佟首峰,李德志,郝志航. 高分辨力 TDI CCD 遥感相机的特性分析[J]. 光电工程, 2001, 28(4): 64-67.
TONG SH F, LI D ZH, HAO ZH H. Analysis on the characteristics of TDI CCD high resolution camera for remote sensing [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2001, 28(4): 64-67. (in Chinese)
- [3] 付金宝,丁亚林,仲崇亮,等. 带干扰观测器的航空相机前向像移补偿控制器[J]. 光学精密工程, 2013, 21(6): 1456-1463.
FU J B, DING Y L, ZHONG CH L, *et al.*. Compensation controller with disturbance observer for forward image motion of aerial camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(6): 1456-1463. (in Chinese)
- [4] 张雅声,张育林. 一种有效的中椭圆轨道卫星星座设计与分析[J]. 装备指挥技术学院学报, 2006, 17(4): 42-47.
ZHANG Y SH, ZHANG Y L. Design and analysis of an effective medium ellipse orbit satellites constellation [J]. *Journal of the Academy of Equipment Command & Technology*, 2006, 17(4): 42-47. (in Chinese)
- [5] 王家骐,于平,颜昌翔,等. 航天光学遥感器像移速度矢计算数学模型[J]. 光学学报, 2004, 24(12): 1585-1589.
WANG J Q, YU P, YAN CH X, *et al.*. Space optical remote sensor image motion velocity vector computational modeling [J]. *Acta Optica Sinica*, 2004, 24(12): 1585-1589. (in Chinese)
- [6] 孙辉,张淑梅. 机载成像系统像移计算模型与误差分析[J]. 光学精密工程, 2012, 20(11): 2492-2499.
SUN H, ZHANG SH M. Computation model and error budget for image motion of aerial imaging system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(11): 2492-2499. (in Chinese)
- [7] 袁孝康. 星载 TDI-CCD 推扫相机的偏流角计算与补偿[J]. 上海航天, 2006, (6): 10-13.
YUAN X K. Calculation and compensation for the deviant angle of satellite borne TDI-CCD push scan camera [J]. *Aerospace Shanghai*, 2006, (6): 10-13. (in Chinese)
- [8] 陈绍龙. 侧摆摄影偏流角和速高比的计算模型[J]. 航天器工程, 2010, 19(1): 36-40.
CHEN SH L. Computation model of veer angle and velocity-height ratio for space camera in roll attitude [J]. *Spacecraft Engineering*, 2010, 19(1): 36-40. (in Chinese)
- [9] 孙阳,闫锋,薛栋林,等. 太阳同步椭圆轨道偏流角分布规律与像质分析[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(3): 767-773.
SUN Y, YAN F, XUE D L, *et al.*. Drift angle distribution and image quality decreasing of solar synchronizing elliptic orbit [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(3): 767-773. (in Chinese)
- [10] 武星星,刘全国,周怀得. 应用地球椭球的大视场空间相机像移补偿[J]. 光学学报, 2013, 33(5): 0528001-1-0528001-7.

- WU X X, LIU J G, ZHOU H D. Image motion compensation of space camera with large field of view using earth ellipsoid [J]. *Acta Optics Sinica*, 2013, 33(5): 0528001-1 -0528001-7. (in Chinese)
- [11] 杨秀彬, 金光, 张刘, 等. 卫星后摆补偿地速研究及成像仿真分析[J]. *宇航学报*, 2010, 31(3): 912-917.
- YANG X B, JIN G, ZHANG L, *et al.*. Satellite swaying to compensate earth speed research and imaging simulation analysis [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(3): 912-917. (in Chinese)
- [12] 沈欣. 光学遥感卫星轨道设计若干关键技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2012, 57-62.
- SHEN X. *Research on Key Technologies of Orbit Design for Optical Remote Sensing Satellite*[D]. WU Han: Wuhan University, 2012, 57-62.

作者简介:



胡 燕(1972—),女,陕西西安人,副研究员,2004年于解放军信息工程大学获得硕士学位,主要从事航天摄影测量应用技术的研究。E-mail:huyan999@sina.com.

导师简介:



金 光(1958—),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,1982年毕业于长春光学精密机械学院精密仪器系,主要从事空间光学遥感器总体研究工作。E-mail:jing@ciomp.ac.cn

(本栏目编辑:李自乐)

(版权所有 未经许可 不得转载)