

文章编号: 0253-2239(2007)10-1779-9

地球同步轨道二维扫描像移补偿技术建模与分析*

郭 强^{1,2} 张晓虎²

(1 中国气象局中国遥感卫星辐射测量和定标重点开放实验室, 北京 100081)
(2 国家卫星气象中心, 北京 10081)

摘要: 在建立二维扫描观测模型的基础上, 提出了基于椭球体地球模型的二维扫描像移补偿方案, 给出了任意空间观测到的目标位置的快速迭代算法, 并以真实轨道和仿真姿态数据验证了像移补偿模型的实际性能。仿真结果表明, 对于长周期(大于一个东西方向扫描行周期)轨道和姿态偏差, 可以通过调整仪器坐标系内的扫描轨迹来实现像移补偿; 同时, 在现有轨道测量和控制条件下, 轨道因素引起的瞬时方位角和俯仰角补偿量在 $0.01^{\circ} \sim 0.1^{\circ}$ 量级, 且随轨道位置不同而变化。FY-2C 卫星在轨偏航轴姿态失配修正实例证实了上述模型的有效性。

关键词: 像移补偿; 二维扫描; 地球同步轨道; 椭球体

中图分类号: O436 文献标识码: A

Image Shift Compensation Modeling and Analysis for Two-Dimensional Scanning on Geostationary Orbit

Guo Qiang^{1,2} Zhang Xiaohu²

(1 *Key Laboratory of Radiometric Calibration and Validation for Environmental Satellite, China Meteorological Administration, Beijing 100081*)
(2 *National Satellite Meteorological Center, Beijing 100081*)

Abstract: Based on the model of two-dimensional scanning observation, the two-dimensional image shift compensation (ISC) model is proposed with an ellipsoid model for the Earth. Meanwhile, a fast iterative algorithm is also set up for the position determination of the observed objects from space. The real performances of this model are validated with some practical orbital elements and simulated attitudes. The results show that, for the long-term (namely more than one scanning period in the west-east direction) errors from orbit and attitude, ISC is realized by adjusting the scanning traces in the instrumental reference frame. The instant compensations in both azimuth and elevation are in the order of $0.01^{\circ} \sim 0.1^{\circ}$ under the condition of the existing orbit measurement and control capabilities, and vary with the orbital positions. A real example of adjusting attitude misalignments in yaw direction of FY-2C validates the performance of the above model further.

Key words: image shift compensation; two-dimensional scanning; geostationary orbit; ellipsoid

1 引 言

现代空间对地观测技术的发展对探测信息定位精度提出了更高的要求, 尤其是对地球同步轨道卫星平台上的载荷而言, 当星下点空间分辨力为 1×10^3 m 量级时, 1 个像元的定位精度需要载荷观测指向的确定精度优于 $14 \mu\text{rad}$ ($1/2$ 像元角分辨力, 约合 $3''$)。事实上, 对于在地球同步轨道上采用三轴

稳定姿态控制方式的卫星而言, 两个主要因素将直接影响载荷与观测目标间的相对指向: 其一、卫星的运行轨道受到地球非球形引力、太阳和月球质心引力等摄动因素, 以及卫星轨道倾角、偏心率、半长轴等参量的非理想特性, 这将导致卫星与地球间的相对位置随时间不停变化, 并不是真正意义上的“静止”; 其二、太阳光压、太阳光照引起的星体局部热形

* 国家自然科学基金(40401040)资助课题。

作者简介: 郭 强(1975—), 男, 福建福州人, 博士后, 副研究员, 主要从事卫星资料预处理、图像质量评价及实时信号处理等方面的研究。E-mail: qiang_g@nsmc.cma.gov.cn

收稿日期: 2006-12-18; 收到修改稿日期: 2007-03-16

变、不同载荷独立工作以及太阳帆板周期转动对星体姿态的影响等,使得载荷的瞬时观测指向也在不停变化^[1]。上述因素使得通过二维扫描方式获得的图像信息间存在相对位移,即相邻像元所对应的观测目标在空间位置上并不连续,这将在很大程度上影响探测信息的帧内配准及空间定位精度,而解决这一问题的可行途径就是在扫描成像过程中引入像移补偿(ISC)技术。

国外在该项技术研究领域起步较早。如美国在其第二代静止气象卫星 GOES-1/M 系列中较为系统地开展了针对卫星轨道和姿态等因素引起的像移补偿技术,并将整体补偿分为两大类进行:一类是针对长周期的轨道和姿态补偿,并将其命名为图像运动补偿(IMC);另一类则是针对短周期(小于一个扫描行时间)的姿态扰动,并将其称为扫描镜运动补偿(MMC),前者是通过地面预置扫描行起始位置来实现,而后者则是通过模型预估结果来直接控制扫描镜运动来进行^[1]。然而,从 GOES-1/M 整体的图像定位性能来看,并没有达到像元级精度,因而在其改进系列 GOES-N/Q 中,用动态运动补偿(DMC)来替代扫描镜运动补偿^[2],而实际应用性能仍未得到充分证实。日本在其新一代多用途静止气象卫星(MTSAT)中,由于采用了多元并扫过采样方式,且无载荷间的相互干扰,因而利用空间重采样技术在一定程度上解决了像移补偿问题^[3]。最近,韩国科学家宣称已针对 COMS 卫星开发了一套行之有效的图像运动补偿算法,但实际应用效果尚有待进一步验证。

国内,关于像移补偿技术的研究主要针对低轨卫星^[4~6]以及机载^[7,8]情况下平台自身运动引起的

图像漂移,但没有考虑观测姿态的影响。目前,针对地球同步轨道平台情况下的研究仅在我国新一代静止气象卫星(FY-4)背景预研中开展了相关研究工作,但由于国外相关技术仍处于保密状态,因此,必须开发拥有自主知识产权的高精度二维扫描像移补偿解决方案。本文将在建立完整的二维扫描对地观测模型的基础上,结合像移补偿策略给出相应的补偿方法及其数学仿真结果。同时,根据实际应用需求,探讨了适合于我国 FY-4 卫星的像移补偿技术实现途径,以期能为 FY-4 卫星像移补偿工程实施方案的确定提供一定的技术参考。

2 对地二维扫描成像建模

对地二维扫描成像建模是像移补偿分析的基础,其核心涉及观测目标(地球)的主要几何参量建模、二维扫描建模及其空间坐标系转换以及对地观测中目标位置确定建模等三个方面内容,下面将分别进行详细论述。

2.1 观测目标的主要几何参量建模

很显然,这里的观测目标是地球,为了说明问题的方便,这里将地球近似为一个标准椭球体,平行于赤道面的地球截面为圆,沿子午线的截面为椭圆,半长轴 a_e 为赤道半径,半短轴 b_e 为地球的极半径,且满足

$$a_e = 6378.16 \text{ km}, \quad b_e = 6356.76 \text{ km}. \quad (1)$$

在实际应用中,位于地球表面的观测目标总是可以由地心经度(α)、地心纬度(β)以及海拔高度(H)来表示,且在(1)式所示模型下,图 1 中地心半径(r)由地心纬度唯一确定,并满足

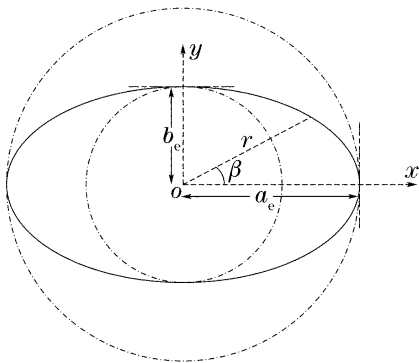


图 1 椭球(平面投影图)半径随地心纬度示意图

Fig. 1 Elliptical radius (planar projection) versus the Earth center latitude

$$\begin{cases} x = a_e \cdot \cos t \\ y = b_e \cdot \sin t \end{cases} \quad t \in \mathbf{R} \Rightarrow \begin{cases} \sin^2 t = \frac{a_e^2 \cdot \tan^2 \beta}{b_e^2 + a_e^2 \cdot \tan^2 \beta} \\ \cos^2 t = \frac{b_e^2}{b_e^2 + a_e^2 \cdot \tan^2 \beta} \end{cases} \quad (2a)$$

$$r = \sqrt{a_e^2 \cdot \cos^2 t + b_e^2 \cdot \sin^2 t} \Rightarrow r = \sqrt{\frac{a_e^2 \cdot b_e^2 \cdot (1 + \tan^2 \beta)}{b_e^2 + a_e^2 \cdot \tan^2 \beta}} = \frac{a_e \cdot b_e}{\sqrt{a_e^2 \cdot \sin^2 \beta + b_e^2 \cdot \cos^2 \beta}} \quad (2b)$$

这里简单讨论一下式(2b)中 r 随 β 变化的单调性,这是 2.3 节中有关“对地观测中目标位置确定”迭代算法收敛的数学基础。这里求解 r 对 β 的偏导数,并有

$$\frac{\partial r}{\partial \beta} = \left(-\frac{1}{2}\right) \frac{(a_e \cdot b_e)(a_e^2 - b_e^2)}{(a_e^2 \cdot \sin^2 \beta + b_e^2 \cdot \cos^2 \beta)^{3/2}} \cdot \sin(2\beta), \quad (3)$$

由(3)式可得如下单调性结论:

$$\begin{cases} \beta \in \left[0, \frac{\pi}{2}\right) \rightarrow \frac{\partial r}{\partial \beta} < 0 \Rightarrow \beta \uparrow \rightarrow r \downarrow, \\ \beta \in \left(-\frac{\pi}{2}, 0\right] \rightarrow \frac{\partial r}{\partial \beta} > 0 \Rightarrow \beta \uparrow \rightarrow r \uparrow, \end{cases} \quad (4)$$

(4)式表明,随着地心纬度绝对值的增加,地心半径单调减小,两极点处半径 r 最小。

2.2 二维扫描建模及其空间坐标系转换

对于星载遥感仪器而言,利用二维扫描方式获取地球目标信息的关键是让仪器观测方向(即光轴)在仪器坐标系内做二维往复运动。对于三轴稳定卫星而言,可利用平面镜的二维扫描来实现;对于自旋稳定卫星而言,可利用卫星的自旋以及扫描镜或望远镜筒的一维摆扫来完成。其中,仪器坐标系内方位角(θ)绕 y 轴、俯仰角(φ)绕 x 轴旋转,且 $o_{ins} x_{ins}$ 轴、 $o_{ins} y_{ins}$ 轴分别指向东和南, $o_{ins} z_{ins}$ 轴指向满足右手法则,则仪器坐标系内光轴单位向量满足

$$\begin{bmatrix} x_{ins} \\ y_{ins} \\ z_{ins} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_y(-\theta)\mathbf{R}_x(-\varphi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \theta \cdot \cos \varphi \\ -\sin \varphi \\ \cos \theta \cdot \cos \varphi \end{bmatrix}, \quad (5)$$

(5) 式中 $\|\cdot\|$ 表示单位向量, $\mathbf{R}_i(\cdot), i = \{x, y, z\}$ 表示分别绕 x, y, z 轴的坐标旋转矩阵,后文中有类似记法,不再特别说明。

图 2 给出了对地观测中主要坐标系间的相互转换关系。需要说明的是,这里忽略了大地坐标系,主要是考虑到该坐标系对后续的像移补偿方法影响不大,因此,仅在地心旋转(ECR)坐标系内分析。有关上述 5 个坐标系的定义可以参阅文献[4,5]等,这里不再赘述。

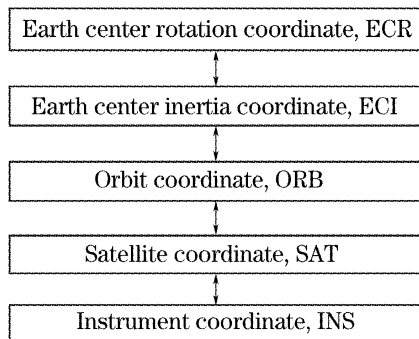


图 2 对地观测中主要坐标系间的相互转换关系
Fig. 2 Conversion relationships among the main reference frames in an earth observation system

为了后续分析问题的方便,进一步给出主要坐标系间的转换关系。假定 INS 坐标系相对于 SAT 坐标系的姿态偏差分别为 φ' [沿滚动(roll)轴]、 θ' [沿俯仰(pitch)轴]、 ψ' [沿偏航(yaw)轴],SAT 坐标

系相对于 ORB 坐标系的姿态偏差分别为 φ'' (沿 roll 轴)、 θ'' (沿 pitch 轴)、 ψ'' (沿 yaw 轴),则有

$$\begin{bmatrix} x_{sat} \\ y_{sat} \\ z_{sat} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{ins \rightarrow sat} \begin{bmatrix} x_{ins} \\ y_{ins} \\ z_{ins} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_z(-\psi')\mathbf{R}_x(-\varphi')\mathbf{R}_y(-\theta') \begin{bmatrix} x_{ins} \\ y_{ins} \\ z_{ins} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} x_{orb} \\ y_{orb} \\ z_{orb} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{ins \rightarrow orb} \begin{bmatrix} x_{sat} \\ y_{sat} \\ z_{sat} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_z(-\psi'')\mathbf{R}_x(-\varphi'')\mathbf{R}_y(-\theta'') \begin{bmatrix} x_{sat} \\ y_{sat} \\ z_{sat} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

一般而言,ORB 到 ECR 坐标系的转换需要 ECI 坐标系做过渡(如图 2 所示),且单位向量从 ORB 坐标系到 ECR 坐标系的变换可表示为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} x_{ecr} \\ y_{ecr} \\ z_{ecr} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{eci \rightarrow ecr} \cdot \mathbf{R}_{orb \rightarrow eci} \begin{bmatrix} x_{orb} \\ y_{orb} \\ z_{orb} \end{bmatrix} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{B} \cdot \mathbf{C} \cdot \mathbf{D} \cdot [b_1 \ b_2 \ b_3] \begin{bmatrix} x_{orb} \\ y_{orb} \\ z_{orb} \end{bmatrix}, \\ b_3 = -\|r_{eci}\|, \\ b_2 = b_3 \times \|V_{eci}\|, \\ b_1 = b_2 \times b_3, \\ \mathbf{B} = \mathbf{R}_z(\omega \cdot t), \end{cases} \quad (8)$$

(8) 式中 \mathbf{A} 为极移矩阵、 \mathbf{B} 为恒星时矩阵、 \mathbf{C} 为章动矩阵、 \mathbf{D} 为岁差矩阵,且 ω 为地球自旋角速度, t 为从历元开始的恒星时, r 和 V 分别表示卫星的位置和速度矢量。

考虑到 ORB 坐标系与 ECR 坐标系间坐标原点的差异,则二者间坐标转换的一般式可表示为

$$\begin{bmatrix} x_{ecr} \\ y_{ecr} \\ z_{ecr} \end{bmatrix} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{B} \cdot \mathbf{C} \cdot \mathbf{D} \cdot [b_1 \ b_2 \ b_3] \cdot \begin{bmatrix} x_{orb} \\ y_{orb} \\ z_{orb} \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} R \cdot \cos \beta_N \cos \alpha_N \\ R \cdot \cos \beta_N \sin \alpha_N \\ R \cdot \sin \beta_N \end{bmatrix} \approx \mathbf{B} \cdot [b_1 \ b_2 \ b_3] \cdot \begin{bmatrix} x_{orb} \\ y_{orb} \\ z_{orb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R \cdot \cos \beta_N \cos \alpha_N \\ R \cdot \cos \beta_N \sin \alpha_N \\ R \cdot \sin \beta_N \end{bmatrix}, \quad (9)$$

(9) 式中, R 为卫星与地心间的距离, α_N, β_N 分别为

卫星在 ECR 坐标系内的星下点地心经、纬度,且满足

$$\alpha_N = \begin{cases} \alpha_0, & \alpha_0 \geq 0, r_{\text{ecr}-x} \geq 0 \\ 2\pi + \alpha_0, & \alpha_0 < 0, r_{\text{ecr}-x} \geq 0 \\ \pi + \alpha_0, & r_{\text{ecr}-x} < 0 \end{cases} \quad (10)$$

$$\alpha_0 = \arctan\left(\frac{r_{\text{ecr}-y}}{r_{\text{ecr}-x}}\right),$$

$$\beta_N = \arctan\left(\frac{r_{\text{ecr}-z}}{\sqrt{r_{\text{ecr}-x}^2 + r_{\text{ecr}-y}^2}}\right). \quad (11)$$

2.3 对地观测中目标位置确定建模

图 3 给出了 ECR 坐标系内观测目标位置确定模型示意图。其中,卫星星下点为 N ,当前观测到的地球表面目标为 L ,对应的地心半径为 r 。观测指向记为 LOS(Light-of-sight),并用单位向量 $[L_x \ L_y \ L_x]$ 来表示,则由 LOS 直线参量方程可得

$$\begin{cases} x = S_x + L_x \cdot t, \\ y = S_y + L_y \cdot t, \quad t \in \mathbf{R} \Rightarrow \\ z = S_z + L_z \cdot t, \end{cases}$$

$$\begin{cases} r_x = S_x + L_x \cdot t, \\ r_y = S_y + L_y \cdot t, \Rightarrow \\ r_z = S_z + L_z \cdot t, \end{cases}$$

$$\begin{cases} r_x = S_x + L_x \cdot \frac{r_z - S_z}{L_z}, \\ r_y = S_y + L_y \cdot \frac{r_z - S_z}{L_z}, \end{cases} \quad (12)$$

另一方面,点 L 也可以由 r, α_N, β_N 来确定,即

$$\begin{cases} r_x = r \cdot \cos \beta_N \cdot \cos \alpha_N, \\ r_y = r \cdot \cos \beta_N \cdot \sin \alpha_N, \\ r_z = r \cdot \sin \beta_N, \end{cases} \quad (13)$$

综合(2a)式、(12)式以及(13)式可得如下方程组:

$$\begin{cases} r^2 \cdot \sin^2 \beta_N + 2 \cdot r \cdot (C_1 \cdot L_x + C_2 \cdot L_y) \cdot \sin \beta_N + \\ (C_1^2 + C_2^2 - r^2 \cdot L_z^2) = 0, \end{cases} \quad (14a)$$

$$r = \frac{a_e \cdot b_e}{\sqrt{a_e^2 \cdot \sin^2 \beta_N + b_e^2 \cdot \cos^2 \beta_N}}, \quad (14b)$$

$$C_1 = S_x L_z - L_x S_z, \quad (14c)$$

$$C_2 = S_y L_z - L_y S_z, \quad (14d)$$

显然,图 3 所示情况下上述一元高次方程组存在关于 β_N 的两个解。当 L_z 小于零时,选择较大的 β_N ,反之取二者中较小的,且将 β_N 和对应的 r 带入(13)式可进一步得到 α_N 。然而,在实际应用中方程(14)的解析解是很难获得的,此外,考虑到 a_e 与 b_e 的差别不大,这里提出如下迭代求解算法:

步骤 1:假定当前观测到的地面位置 L 与地心的距离为 $r_0, r_0 \in [a_e, b_e]$;

步骤 2:将方程(14a)中的 r 用 r_0 代替,求解得到 β_{est} (下标“est”表示估计值,下同);

步骤 3:将 β_{est} 带入方程(14b)得到 r_{est} ;

步骤 4:如果 $|r_0 - r_{\text{est}}| > \text{eps}$ (eps 可取 1/100~1/10 像元尺寸),则 $r_{\text{est}} \rightarrow r_0$,并从步骤 2 开始重复;否则, r_{est} 与 β_{est} 为所求方程组的解,且可进一步得到 α_{est} 。

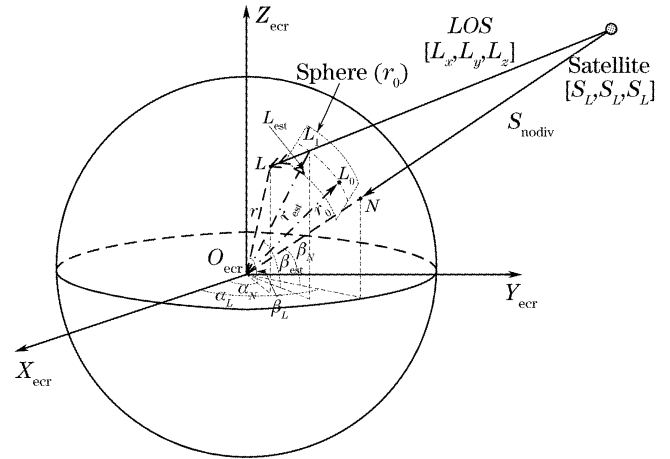


图 3 ECR 坐标系内观测目标位置确定模型
Fig. 3 Position determination model for the observed objects in ECR reference frame

关于上述迭代算法的收敛性,可参见图 3 所示。这里初始假定的地心半径 r_0 大于真实值 r ,则直线 LOS 与半径为 r_0 的球面(图中的虚线曲面)相交于 L_1 ,并得到 β_{est} ;显然,将 β_{est} 带入方程(14b)得到的 r_{est} 小于 r_0 。因此,将 $r_{\text{est}} \rightarrow r_0$,并重复上述迭代过程,直到得到最佳的地心半径为止。很显然,2.1 节中 r 随 β 的单调变化特性是该算法收敛的根本保证,而有关初始地心半径 r_0 的选取对迭代次数的影响,将在后文数学仿真中进一步给出。

3 像移补偿建模与数学仿真

3.1 像移补偿建模

实施像移补偿的基本出发点就是:确保相邻探测信息对应的观测目标在空间分布上是配准(registration)的。为了实现上述目标,可以按如下两个步骤来完成:

步骤一:寻找理想的能实现精确配准的观测模式。

正如前文分析指出的,引起观测信息间出现相对位置偏移的主要原因是卫星轨道和仪器观测指向等非确定性变化。很显然,如果这些非确定性因素都不存在,即卫星的轨道是标准的地球同步静止轨道(轨道倾角和偏心率均为零,且圆轨道半径满足与

地球自旋周期同步)、仪器坐标系与星体坐标系、轨道坐标系间不存在姿态偏差,则此时,在仪器坐标系内的等角度二维扫描观测所获得的探测信息在空间上是配准的。利用(5)式~(14)式可以得到的理想观测模式下地球表面目标位置分布。

步骤二:按精确配准模式控制遥感仪器瞬时观

测指向实现像移补偿。

显然,步骤一给出了实现像移补偿的目标空间位置(地心经、纬度)观测序列。因此,假定 t 时刻需要观测地面目标 L (如图 3 所示),则由(5)式~(14)式可得,仪器坐标系内的方位角(θ)和俯仰角(φ)满足

$$\begin{bmatrix} \|\text{LOS}\|_{\text{ins-}x} \\ \|\text{LOS}\|_{\text{ins-}y} \\ \|\text{LOS}\|_{\text{ins-}z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \theta \cdot \cos \varphi \\ -\sin \varphi \\ \cos \theta \cdot \cos \varphi \end{bmatrix} = \mathbf{R}'_{\text{ins} \rightarrow \text{sat}} \cdot \mathbf{R}'_{\text{sat} \rightarrow \text{orb}} \cdot [b_1 \ b_2 \ b_3]' \cdot \mathbf{R}_z(-\omega \cdot t) \cdot \frac{\begin{bmatrix} r_{\text{ecr-}x} - R \cdot \cos \beta_N \cdot \cos \alpha_N \\ r_{\text{ecr-}y} - R \cdot \cos \beta_N \cdot \sin \alpha_N \\ r_{\text{ecr-}z} - R \cdot \sin \beta_N \end{bmatrix}}{|\text{LOS}|}, \quad (15a)$$

$$\varphi = -\arcsin(\|\text{LOS}\|_{\text{ins-}y}), \quad \theta = \arcsin(\|\text{LOS}\|_{\text{ins-}x} / \cos \varphi), \quad (15b)$$

(15)式给出了在仪器坐标系内逐点像移补偿的数学模型,其中 $[\cdot]'$ 表示矩阵的逆。

需要指出的是,虽然在已知卫星轨道及遥感仪器光轴指向运动规律的前提下,可以精确地实现像移补偿,但关于仪器坐标系内的方位角和俯仰角都需要地面预先计算,并上传至卫星,对应的数据量将远远超过探测信息本身;另一方面,二维扫描伺服机构也无法达到这样的响应频率(约 10 kHz 量级)。因此,一种在实际应用中可行的方案就是:将引起像移的误差按时间分为长周期项(大于行扫描周期)和短周期项(小于行扫描周期)等两种类型来分别进行补偿,具体如下:

1) 对于长周期像移——由卫星轨道、太阳光照热变形和太阳光压等因素引起,可考虑在地面用(15)式计算补偿位置,并上传至卫星,提供每条扫描行的基准扫描轨迹;

2) 对于短周期像移——由不同载荷独立工作以及太阳帆板周期转动等因素引起,可考虑采用星上自主硬件补偿方式,包括力矩补偿以及模型预估等方法。

由于短周期图像漂移补偿可视为影响卫星姿态控制稳定度的重要因素,可由姿态控制系统来统一考虑,因此这里不再具体展开讨论,且下面的数学仿真也主要针对长周期像移情况进行。

3.2 长周期像移补偿数学仿真

3.2.1 理想轨道及姿态条件下二维扫描观测仿真

图 4 给出了静止同步圆轨道且无姿态偏差条件下,观测目标的地心经纬度分布(图中实线)。其中,每条实线代表一次东西方向扫描,相邻扫描在仪器

坐标系内的俯仰角差为 400 个瞬时视场角(约合 0.8°),且图中虚线代表相同扫描方位角时观测目标的地心经纬度轨迹。

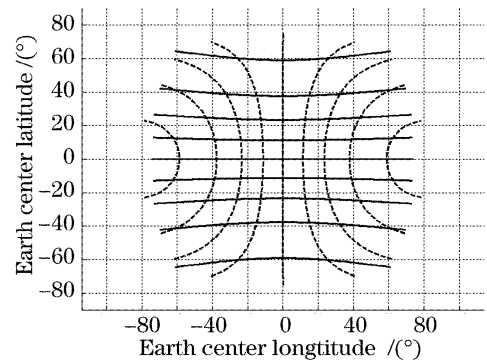


图 4 理想轨道和姿态条件下观测目标地心经纬度轨迹(实线)

Fig. 4 Earth center latitude and longitude traces under the condition of ideal orbit and attitude (solid line)

考虑到实际的地球可用一个标准椭球体来近似,因此在计算上述观测目标地心经纬度时需要采用 2.3 节中的迭代算法,表 1 给出了不同地心半径初值选择策略下,对应于不同迭代精度的算法收敛性能仿真结果。

图 5 进一步给出了在迭代误差为 1 m 的条件下,采用不同地心半径初值选择策略,在不同椭球表面位置确定时所需的迭代次数空间分布。显然,地心纬度较小的目标需要较少的迭代次数来实现位置确定,且不同的初值选择策略对于相同观测目标所需的迭代次数也不完全一致的,其中,假定地心半径初值与扫描俯仰角的平方成线性关系的策略,平均迭代次数最少。需要说明的是,图 5 中对于全视场

观测中的非地球表面目标,迭代次数置为零,即椭圆 外的黑色区域。

表 1 不同地心半径初值选择策略下对应于不同迭代精度的算法收敛性能对比表

Table 1 Convergences contrast among different initial values for the earth center radius and iterative accuracies

Initial values for the earth center radius	$r_0 = a_e$			$r_0 = b_e$			$r_0 \propto \text{Elevation}$			$r_0 \propto (\text{Elevation})^2$		
Iterative accuracies /m	1.0	10.0	100.0	1.0	10.0	100.0	1.0	10.0	100.0	1.0	10.0	100.0
Maximum iterative number	5	4	3	4	3	3	4	3	2	4	3	2
Average iterative number	2.64	2.32	1.95	2.90	2.65	2.00	2.73	2.39	1.99	2.36	1.92	1.74

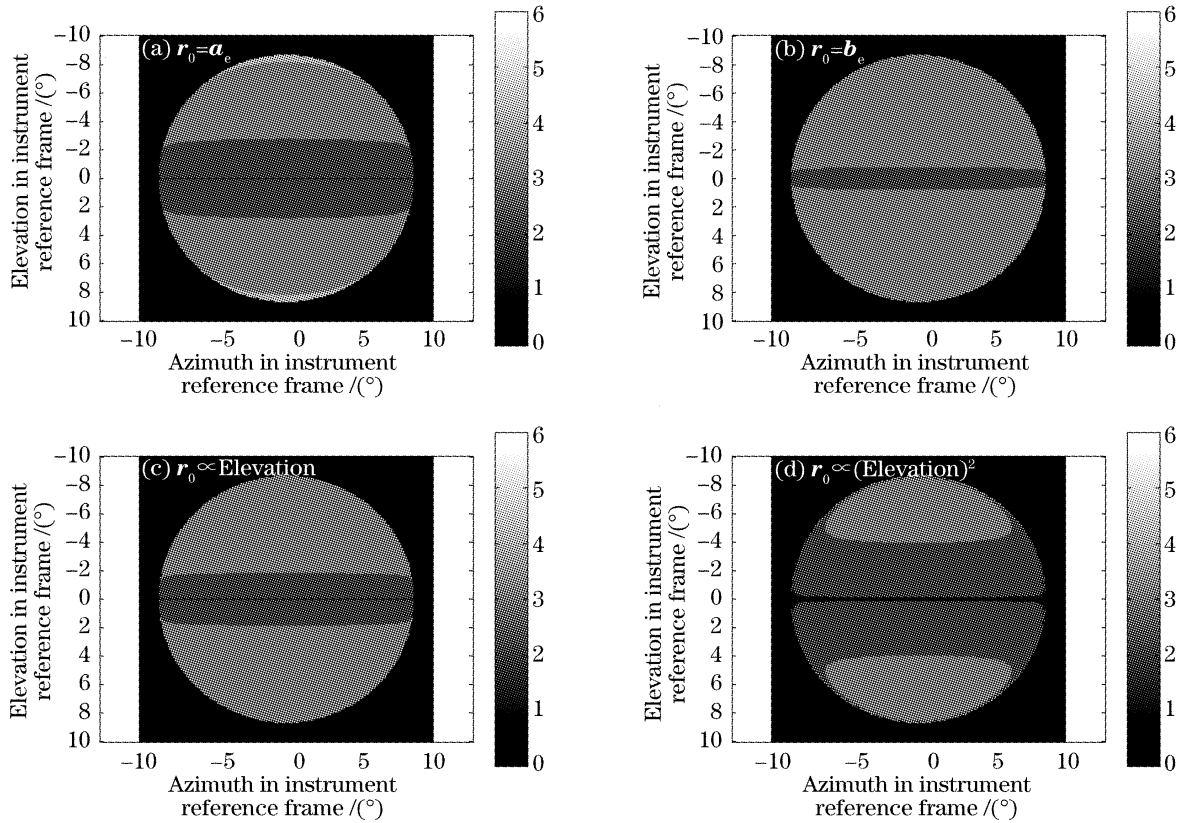


图 5 迭代误差为 1 m 时不同地心半径初值观测目标位置确定迭代次数分布图

Fig. 5 Iterative number distribution with different initial value for the earth center radius at the iterative accuracy of 1 m

3.2.2 非理想轨道及姿态条件下像移补偿仿真

为了说明(15)式所示像移补偿模型的实际性能,这里采用我国第一颗业务静止气象卫星(FY-2C)在2006年7月6日UTC12:00~12:25间的实际轨道参量,如图6所示,该卫星星下点105°E,轨道

倾角0.8385°,偏心率0.0009210。此外,为了说明仪器光轴相对于轨道坐标系的姿态偏差对像移补偿过程的影响,这里假定绕俯仰轴的姿态偏差为0.1°,绕滚动轴的姿态偏差为0.2°,而绕偏航轴的姿态偏

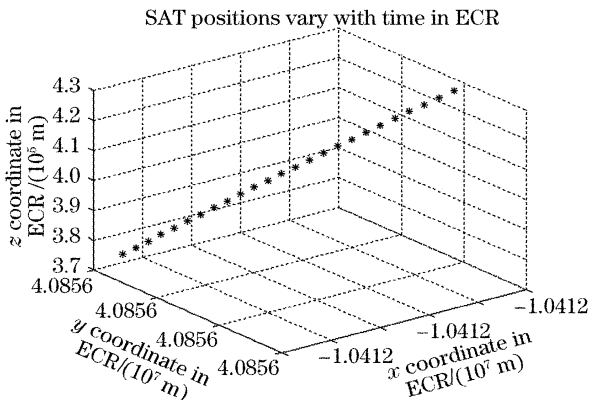


图 6 非理想轨道位置变化曲线

Fig. 6 Satellite position curve with real orbit elements

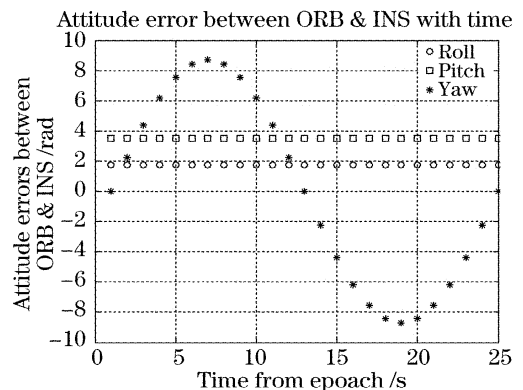


图 7 仪器坐标系与轨道坐标系姿态误差变化曲线

Fig. 7 Attitude errors curve between instrument reference frame and orbit reference frame

差在上述时间段内近似满足幅度为 0.25° 的正弦变化特性,如 7 所示。

图 8(a) 给出了采用图 6 实际轨道参量条件下(此时无姿态偏差),当不进行像移补偿时瞬时观测到的地球表面目标与标称观测模式的差异;图 8(b) 则给出了像移补偿后,仪器光轴二维扫描轨迹与标称观测模式的差异。此外,图 9 进一步表明了卫星轨道和姿态都偏离标称观测条件下,观测到的地

面目标和采用像移补偿后的扫描轨迹相对于标称模式的差别。仿真结果显示,图 8(b) 中的平均俯仰角补偿量为 0.067° ,平均方位角补偿量为 0.083° ,而图 9(b) 中的平均俯仰角补偿量为 0.167° ,平均方位角补偿量为 0.092° 。显然,在仿真条件下,相对于轨道参量变化而言,滚动轴姿态偏差补偿需要仪器坐标系内较大的俯仰角像移补偿量。

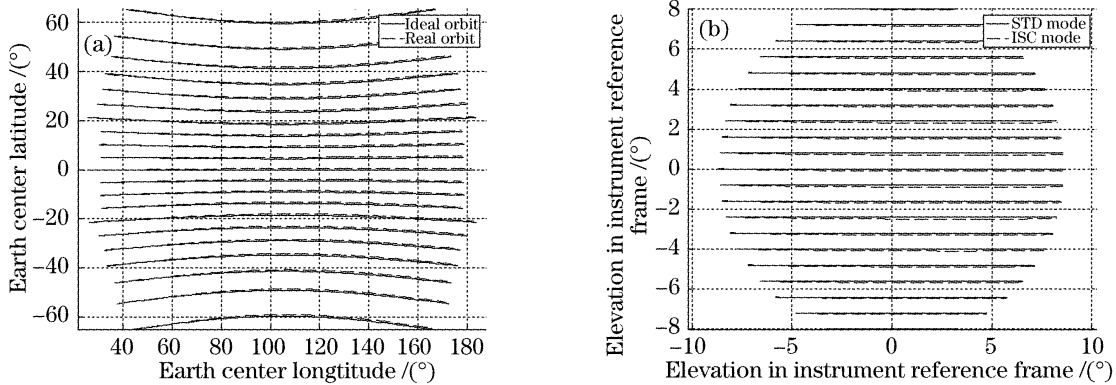


图 8 实际卫星位置参量(图 7)且无姿态偏差情况下的像移补偿仿真结果。(a)观测目标地心经纬度轨迹,(b)标称模式与像移补偿模式扫描轨迹对比图

Fig. 8 Simulated results of image-shift compensation for real orbital position parameters and no attitude error, illustrated in Fig. 7. (a) Earth center longitude and latitude traces of observed objects, (b) traces with and without image-shift compensation method in the instrument reference frame

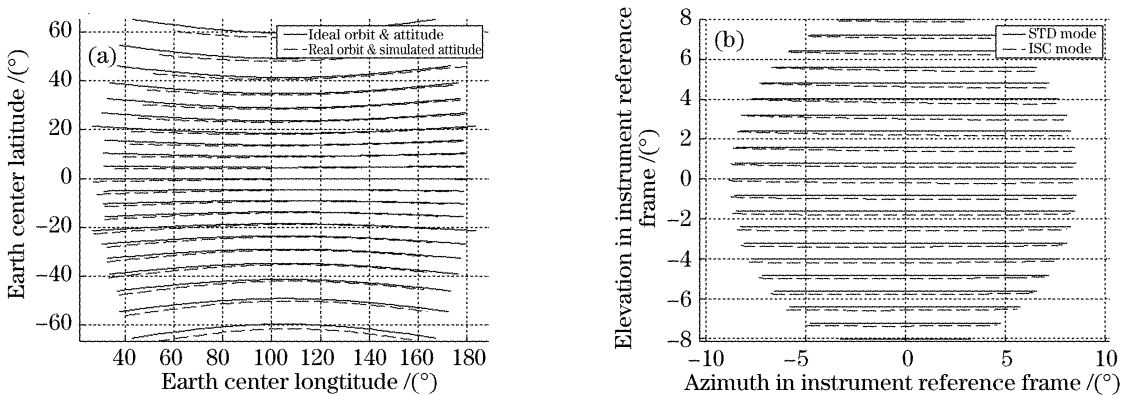


图 9 实际卫星位置及姿态参量(图 6、图 8)情况下的像移补偿仿真结果。(a)观测目标地心经纬度轨迹,(b)标称模式与像移补偿模式扫描轨迹对比图

Fig. 9 Simulated results of image-shift compensation for real orbital position and attitude parameters, illustrated in Fig. 6 and Fig. 8 respectively. (a) Earth center longitude and latitude traces of observed objects, (b) traces with and without image-shift compensation method in the instrument reference frame

3.3 像移补偿技术在 FY-2C 卫星偏航轴姿态修正中的应用

FY-2C 是我国目前在轨运行的地球同步轨道自旋稳定业务气象卫星,其图像配准精度已达到 1 个可见光像元(约合 $35 \mu\text{rad}$)。正如前文分析所指出的,像移补偿技术的星地配合实现的主要目的是为了改善图像的配准和定位精度,这一点在 FY-2C

星实际应用中也得到了很好的体现。事实上,虽然 FY-2C 的自旋稳定工作方式可以确保其有很好的姿态稳定度,但微小的偏航轴姿态偏移(ψ')仍然存在,且具有明显的日变化特性,如图 10 所示。

图 10 给出了由 FY-2C 卫星地面系统中高精度姿态外推模型预报的 2007 年 1 月 17 日全天(UTC) ψ' 随时间变化的曲线(注:横坐标为时间,纵坐标为图

像扭曲斜率 $k = \tan(\psi')$, k 的单位为 pixel/line)。图 11 分别给出了 2007 年 1 月 17 日 04:00(UTC)时采用像称补偿方法前后图像定位性能的对比(以澳大利亚西海岸为例)。显然,经偏航轴姿态修正后,图像定位性能有明显改善,达到一个可见光像元,且此时的图像扭曲斜率 $k = 0.000597$ pixel/line。

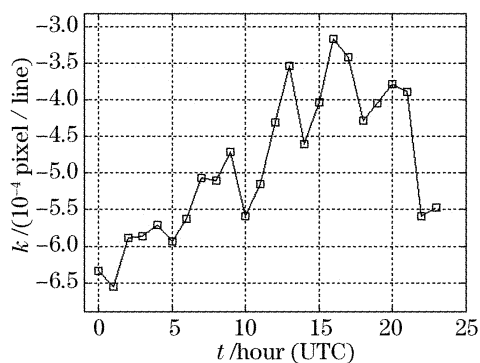


图 10 FY-2C 卫星 2007 年 1 月 17 日(UTC)偏航轴姿态失配预报值

Fig. 10 Predicted attitude misalignments in yaw direction of FY-2C during Jan. 17, 2007 (UTC)

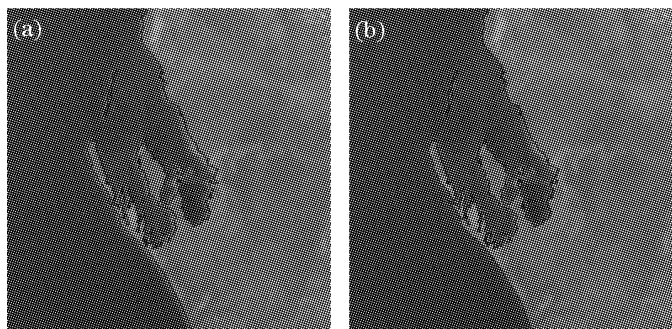


图 11 利用像移补偿技术对 FY-2C 偏航轴姿态修正前后可见光图像定位性能对比。(a)无偏航轴姿态修正, (b)偏航轴姿态修正后

Fig. 11 Visible channel navigation performances with and without adjusting attitude misalignments in yaw direction of FY-2C at 04:00 (UTC) Jan. 17, 2007. (a) Without adjustment, (b) with adjustment

4 关于像移补偿技术的几点讨论

结合上述理论建模分析及实际仿真结果,下面给出关于像移补偿技术的几点基本结论:

1) 在地球同步轨道平台下,卫星轨道、姿态以及遥感仪器光轴指向的瞬时变化都将在不同程度上引起所获得图像中相邻像元的相对漂移。仿真结果表明,应用基于二维扫描成像建模的像移补偿技术,即通过改变仪器坐标系内的扫描轨迹,可以获取配准完好的观测图像。

2) 考虑到引起图像漂移因素的复杂性,利用星

载的力矩补偿或模型预估补偿硬件处理方法是有效抑制短周期图像漂移的有效途径;而对于长周期因素而言,可以利用地面预先生成并上传至卫星的扫描控制信息来控制二维伺服机构的扫描运动,从而实现像移补偿。

3) 仿真结果显示,对于地球同步轨道平台而言,引起遥感仪器指向偏差的因素(包括卫星姿态变化)是像移补偿研究的重点,高精度的姿态测量手段,如星载恒星敏感器、高精度陀螺以及遥感仪器可见波段的星敏感观测等^[9],是该项技术成功实现所必须的。

4) 需要指出的是,当采用基于多元线阵或面阵探测器的二维扫描成像方式时,探测器在成像投影面的旋转也将引起图像帧内的相对位移,但这可以通过在仪器坐标系内的精确成像建模并用相应的地面软件处理来解决。由于其不在本文的论述范围之内,相关内容可参阅参考文献[10]。

5 结 论

当前,二维扫描技术是实现地球同步轨道平台下对地观测的重要技术途径。然而,由于卫星轨道的“非静止”、“非同步”特性以及遥感仪器指向受卫星姿态以及空间热力学环境变化等因素的影响,在不加补偿措施的情况下,所获取的二维图像相邻像元间存在相对位置漂移。本文在建立二维扫描观测模型的基础上,提出了基于椭球体地球模型的二维扫描像移补偿方案,给出了任意空间观测到的目标位置快速迭代算法,并以真实轨道和仿真姿态数据验证了像移补偿模型的实际性能。仿真结果表明,对于长周期轨道和姿态偏差,可以通过调整仪器坐标系内的扫描轨迹来实现像移补偿;同时,在现有轨道测量和控制条件下,轨道因素引起的瞬时方位角和俯仰角补偿量在 $0.01 \sim 0.1^\circ$ 量级,且随轨道位置不同而变化。FY-2C 卫星在轨偏航轴姿态失配修正实例证实了上述模型的有效性。

致谢 感谢许健民研究员的大力支持与协助。

参 考 文 献

- 1 Ahmed A. Kelly. GOES image navigation and registration system[C]. *Proc. SPIE*, 1996, **2812**: 766~776
- 2 Goes N. Data Book, Ver. B, February 2005, CDRL PM-1-1-03 Section 7, http://goes.gsfc.nasa.gov/text/GOES-N_Databook/databook.pdf, Chapter 7, No. 3
- 3 Jeffery J. Puschell. Japanese advanced meteorological imager: a next generation GEO imager for MTSAT-1R[C]. *Proc. SPIE*,

- 2002, **4814**: 152~161
- 4 Wang Jiaqi, Yu Ping, Yan Changxiang *et al.*. Space optical remote sensor image motion velocity vector computational modeling[J]. *Acta Optica Sinica*, 2004, **24**(12): 1585~1589 (in Chinese)
王家骥, 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
- 5 Zhou Qingcai, Wang Zhijian, Wang Chunyan. The application of the theory about image stabilization in calculating image motion on space remote sensor[J]. *Acta Optica Sinica*, 2004, **24**(3): 413~417 (in Chinese)
周庆才, 王志坚, 王春艳. 基于稳像理论的空间光学遥感像移补偿的分析与计算[J]. *光学学报*, 2004, **24**(3): 413~417
- 6 Tong Zilei. Compensation technology for the image motion of CCD camera[J]. *Laser & Infrared*, 2005, **35**(9): 628~632 (in Chinese)
童子磊. CCD相机的像移补偿技术[J]. *激光与红外*, 2005, **35**(9): 628~632
- 7 Liu Ming, Liu Gang, Li Youyi *et al.*. The effect of image motion on the quality of aerial camera images [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2004, **31**(Supplement): 12~14 (in Chinese)
刘明, 刘钢, 李友一等. 航空相机的像移计算及其补偿分析[J]. *光电工程*, 2004, **31**(增刊): 12~14
- 8 Huang Jing, Wang Dai, Gao Xiaodong *et al.*. Image motion compensation realization of large resolution digital aerial survey camera[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2006, **33**(5): 27~30 (in Chinese)
黄静, 王岱, 高晓东等. 大面阵数字航测相机像移补偿的实现[J]. *光电工程*, 2006, **33**(5): 27~30
- 9 Guo Qiang. Tradeoff design analysis for defocused imaging of star sensor on space-to-earth platform[J]. *Acta Optica Sinica*, 2006, **26**(10): 1488~1494 (in Chinese)
郭强. 对地观测平台恒星敏感器离焦成像折中设计分析[J]. *光学学报*, 2006, **26**(10): 1488~1494
- 10 Qiang Guo, Min Guan. Image rotation modeling for two-dimensional plane mirror scanning and its application in precise image positioning for linear sensor imager on geostationary platform[J]. *J. Applied Remote Sensing*, 2007, **1**: 013524

“2007 中国光学重要成果”征稿启事

《激光与光电子学进展》的重点栏目——“年度中国光学重要成果”旨在介绍了中国光学领域科研人员在国际著名物理学、光学期刊(如 *Nature*, *Science*, *Phys. Rev. Lett.*, *Opt. Lett.* 等)发表的部分具有重要学术、应用价值的论文。自 2005 年开办以来,该栏目得到了众多著名科学家的肯定和支持,2007 年第 2 期该栏目刊登了近 30 篇高质量的论文,获得了大家的广泛好评。为了让读者了解本年度我国光学领域科研人员的最新研究成果,扩大这些成果在国内的影响,《激光与光电子学进展》2008 年第 2 期继续推出“2007 年度中国光学重要成果”栏目,现向全国光学领域在国际知名刊物发表论文的专家、学者征稿。征稿要求说明如下:

1. 来稿条件:研究成果已发表在 2006 年 10 月 1 日以来出版的国际知名物理学、光学刊物上,如 *Nature*, *Science*, *Phys. Rev. Lett.*, *Appl. Phys. Lett.*, *Opt. Lett.*, *Opt. Exp.* 等;
2. 稿件格式:最多不超过 1 500 字,不超过 2 张图片。必须用中文,语言简洁易懂,不必提供过多技术细节,尽量避免使用公式,最好选用彩色图片,参考文献不超过 5 篇,文章结尾处注明作者发表论文的出处,论文格式可参考中国光学期刊网;
3. 请作者标出论文的所属研究领域,如自适应光学,生物光子学,探测器,衍射光学,光纤光学,纳米光学,非线性光学,光学工程,光子结构,光传播,量子光学,半导体光学,超快光学等;
4. 投稿应该包括作者的姓名、单位和联系方式;
5. 录用稿件不收取任何审稿费、版面费,投稿截止日期 2007 年 11 月 15 日;
6. 稿件可以采用 MS Word、Latex 格式,投稿方式:

上海市 800-211 邮政信箱《激光与光电子学进展》编辑部 201800

E-mail: gwjg@mail.shnc.ac.cn; lop@siom.ac.cn

《激光与光电子学进展》编辑部