

文章编号: 0253-2239(2009)09-2413-08

基于恒星观测的静止轨道成像仪指向偏差在轨修正

郭 强^{1,2} 咸 迪¹

(¹ 国家卫星气象中心, 北京 100081; ² 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)

摘要 在建立基于恒星观测的成像仪指向偏差在轨修正模型的基础上, 提出了模型中若干关键参数(包括最低观测星等、待观测恒星及成像仪凝视观测位置等)的选取方法。同时, 开展了数字延迟积分技术、系统点源扩展函数等对指向偏差测量精度的影响分析, 提出了指向偏差确定精度达 1" 的在轨修正方案, 并利用 GOES-9 卫星成像仪实际恒星观测数据进行了部分定量验证。研究成果将为后续风云四号卫星成像仪高精度指向偏差在轨修正的业务模式设计和工程实施, 提供重要的技术参考。

关键词 成像系统; 指向偏差; 恒星观测; 在轨修正; 静止轨道卫星

中图分类号 O436 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/AOS20092909.2413

On-Orbit Modification of Pointing Error for Imager in Geostationary Satellite Based on Star Sensing

Guo Qiang^{1,2} Xian Di¹

¹ National Satellite Meteorological Center, Beijing 100081, China

² Key Laboratory of Radiometric Calibration and Validation for Environmental Satellite, China Meteorological Administration, Beijing 100081, China

Abstract Based on the on-orbit modification model of pointing error for geostationary imager, several important parameters, including lowest star brightness level, stars and spatial positions for staring observation, are figured out. Moreover, the influences of digital delay integration (DDI) and point spread function (PSF) on the accuracy of the estimated pointing error are analyzed and a feasible scheme with pointing error as accurate as 1" is also established. Real star sensing observations from GOES-9 imager are used to validate partial characteristics of this model quantitatively. This method will benefit the operational modes design and engineering application of high accuracy on-orbit modification of pointing error for imager in the following up Fenyun-4 satellite.

Key words imaging systems; pointing error; star sensing; on-orbit modification; geostationary satellite

1 引 言

在理论上, 准确获取遥感仪器与观测目标间的相对位置和指向信息, 是空间定位问题的关键^[1]。对于 1×10^3 m 分辨率的静止轨道上成像仪而言, 需要观测指向精度优于 $3''$ ^[2]。考虑到由太阳光照引起的星体局部热形变, 以及固有的安装误差等影响, 观测指向相对于卫星姿态的偏差(简称为指向偏差), 已成为影响空间定位性能的重要因素, 需要在轨修正。

指向偏差修正的核心是对偏差量的在轨测量。

典型技术就是基于地标识别的图像导航^[3~6], 并在众多遥感卫星数据定位中得到应用^[7,8], 但仍存在不足: 1) 受云覆盖影响, 可用地标往往不足以测量由热形变引起的快变指向偏差; 2) 受卫星轨道误差的影响, 地标导航得到的不是严格意义上的指向偏差。为此, 美国在其第二代静止气象卫星中利用可见光通道进行恒星观测, 由已知恒星划过凝视视场的时间和位置, 来求解成像仪的指向偏差^[9,10]。该技术在其改进型卫星搭载星敏感器后, 空间定位性能有显著提高^[11]。

收稿日期: 2008-08-04; 收到修改稿日期: 2008-11-25

基金项目: 国家自然科学基金(40401040)和气象行业专项(GYHY(QX)2007-6-9)课题资助。

作者简介: 郭 强(1975—), 男, 博士, 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: guoqiang@cma.gov.cn

日本第二代多用途卫星、美国下一代静止气象卫星中的成像仪均具有 6 等恒星观测能力^[12]。美国哈勃太空望远镜的指向确定精度也达 $0.01''$ ^[13]。

本文提出基于恒星观测的成像仪指向偏差角秒级在轨修正方案,并利用 GOES-9 卫星观测数据进行验证。研究成果将为风云四号卫星成像仪指向偏差在轨修正业务模式设计提供重要的技术参考。

2 成像仪指向偏差在轨修正建模

成像仪指向偏差在轨修正建模是研究的重点,这其中涉及空间坐标系转换、成像仪恒星观测方法与建模、成像仪指向偏差修正方法及其关键参数确定等三个方面的内容,下面将分别进行详细论述。

2.1 空间坐标系转换

论述的指向偏差修正是基于成像仪的恒星观

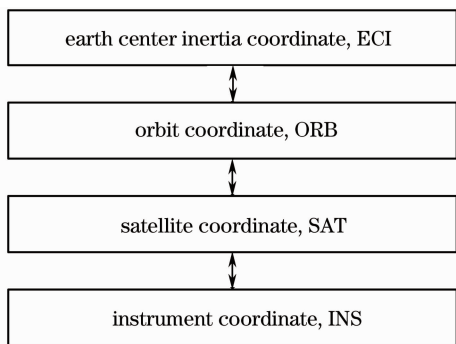


图 1 指向偏差在轨修正中主要坐标系间的相互转换关系

Fig. 1 Conversion relationships among main reference frames for modification of pointing error

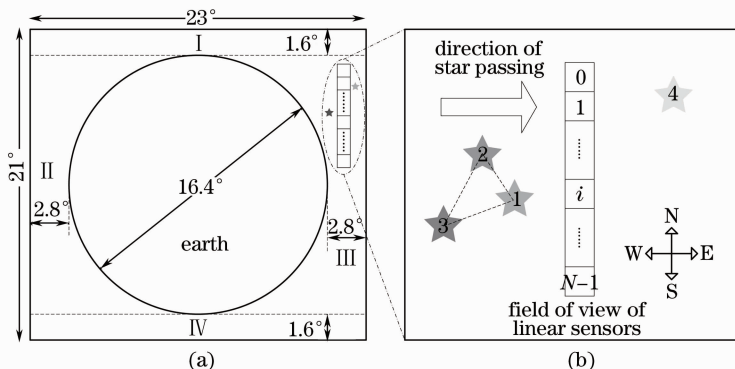


图 2 成像仪恒星观测示意图。(a) 观测区域;(b) 恒星划过视场

Fig. 2 Illustration of star sensing with imager. (a) Observation area, (b) star passing field-of-view

为了给出由恒星观测得到成像仪指向偏差的基本方法,对于上述恒星观测过程建模如下:

假定 t 为从历元时刻开始的恒星时, t_0 时刻成像仪光轴指向地球圆盘外某区域,对应的仪器坐标

测,因此,这里仅涉及 4 个坐标系,相互间的转换关系如图 1 所示。对应的坐标系定义可参阅文献^[14]等。此外,需要特别说明的是,由于距太阳系最近的恒星位于半人马座的比邻星,离地球的距离约 4.22 光年,则在静止轨道和等效地心位置来观测恒星的角度误差约为 $(1.85 \times 10^{-4})''$ ^[15],因此,在当前应用条件下该误差完全可以忽略。进一步,静止轨道卫星的轨道测量误差,对基于恒星观测的指向偏差在轨修正更是微不足道,这也正是该方法优于地标导航技术的根本所在。

2.2 成像仪恒星观测方法与建模

当前,星敏感器大都采用面阵探测器,如面阵 CCD 或 CMOS 器件,通过对一定区域内的多颗恒星进行凝视观测,利用相邻恒星间的位置特性来实现星图识别,并进一步得到卫星的姿态信息。然而,考虑到面阵探测器(像元数一般在 10^4 以上)的非均匀性对量化应用的影响,各国下一代静止气象卫星成像仪中都采用了像元数相对较少的线列探测器(像元数一般在 10^3 以下),因此,该类型成像仪的恒星观测模式将有别于专用的星敏感器,相应的指向偏差求解算法也是完全不同的。

概括来说,线列探测器成像仪的恒星观测模式包括两个步骤:首先,利用二维扫描机构,在 t 时刻将当前观测视场移至地球圆盘外区域[如图 2(a)中的 I~IV 区域];然后,在当前位置按原有采样频率进行凝视观测。由于卫星将随地球自转在惯性坐标系内绕 Z 轴旋转,因此, t 时刻观测位置以西的恒星将有可能依次划过成像仪视场,如图 2(b)所示。

系内方位角($\bar{\theta}$)绕 y 轴、俯仰角($\bar{\varphi}$)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,则仪器坐标系内第 n_0 个像元对应的单位向量满足

$$\begin{cases} x_{\text{ins}} \\ y_{\text{ins}} \\ z_{\text{ins}} \end{cases} \Big|_{n_0} = \mathbf{R}_y(-\bar{\theta}) \cdot \mathbf{R}_x(-\bar{\varphi}) \cdot \|\boldsymbol{\theta}_{n_0}\|, \quad (1)$$

$$\|\boldsymbol{\theta}_{n_0}\| = \mathbf{R}_x(\varphi_{n_0}) \cdot [0 \ 0 \ 1]^T, \quad (2a)$$

$$\varphi_{n_0} = \begin{cases} (2/N - n_0) \times \theta_{\text{IFOV}} & n_0 \leq 2/N \\ (n_0 - 2/N) \times \theta_{\text{IFOV}} & n_0 > 2/N \end{cases}, \quad (2b)$$

(1)、(2)式中 $\boldsymbol{\theta}_{n_0}$ 表示第 n_0 个探测器对应的方向向量, $\|\cdot\|$ 表示单位向量, $[\cdot]^T$ 表示矩阵或向量的转置, θ_{IFOV} 表示单个可见光探测器对应的瞬时视场角, N 是可见光探测器的个数(注:这里假定行列探

测的中心与系统主光轴重合), 且 $\mathbf{R}_i(\cdot)$, $i = \{x, y, z\}$ 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。

按照卫星姿态及指向偏差定义可知, 图1中的卫星坐标系(SAT)到轨道坐标系(ORB)的转换由卫星的三个姿态角 φ [沿滚动(roll)轴]、 θ [沿俯仰(pitch)轴]、 ψ [沿偏航(yaw)轴]确定; 而指向偏差对应的三个失配角 φ_{ma} (沿 roll 轴)、 θ_{ma} (沿 pitch 轴)、 ψ_{ma} (沿 yaw 轴)则完全决定了仪器坐标系(INS)到卫星坐标系(SAT)的转换, 则有

$$\begin{cases} x_{\text{sat}} \\ y_{\text{sat}} \\ z_{\text{sat}} \end{cases} = \mathbf{R}_{\text{ins} \rightarrow \text{sat}} \cdot \begin{cases} x_{\text{ins}} \\ y_{\text{ins}} \\ z_{\text{ins}} \end{cases} = \mathbf{R}_z(-\psi_{\text{ma}}) \cdot \mathbf{R}_x(-\varphi_{\text{ma}}) \cdot \mathbf{R}_y(-\theta_{\text{ma}}) \cdot \begin{cases} x_{\text{ins}} \\ y_{\text{ins}} \\ z_{\text{ins}} \end{cases}, \quad (3)$$

$$\begin{cases} x_{\text{orb}} \\ y_{\text{orb}} \\ z_{\text{orb}} \end{cases} = \mathbf{R}_{\text{sat} \rightarrow \text{orb}} \cdot \begin{cases} x_{\text{sat}} \\ y_{\text{sat}} \\ z_{\text{sat}} \end{cases} = \mathbf{R}_z(-\psi) \cdot \mathbf{R}_x(-\varphi) \cdot \mathbf{R}_y(-\theta) \cdot \begin{cases} x_{\text{sat}} \\ y_{\text{sat}} \\ z_{\text{sat}} \end{cases}, \quad (4)$$

此外, 令 \mathbf{r}, \mathbf{v} 分别为卫星在惯性坐标系内的瞬时位置和速度向量, 则有

$$\begin{cases} \begin{cases} x_{\text{eci}} \\ y_{\text{eci}} \\ z_{\text{eci}} \end{cases} = \mathbf{R}_{\text{orb} \rightarrow \text{eci}} \cdot \begin{cases} x_{\text{orb}} \\ y_{\text{orb}} \\ z_{\text{orb}} \end{cases} = [\mathbf{b}_1 \ \mathbf{b}_2 \ \mathbf{b}_3] \cdot \begin{cases} x_{\text{orb}} \\ y_{\text{orb}} \\ z_{\text{orb}} \end{cases} \\ \mathbf{b}_3 = -\|\mathbf{r}_{\text{eci}}\|, \\ \mathbf{b}_2 = \mathbf{b}_3 \times \|\mathbf{v}_{\text{eci}}\| \\ \mathbf{b}_1 = \mathbf{b}_2 \times \mathbf{b}_3, \end{cases} \quad (5)$$

进一步, 假定某已知恒星(赤经、赤纬分别为 α_0 和 δ_0)在 t_0 时刻划过第 n_0 个像元; 则由(1)~(5)式可得

$$\mathbf{R}_{\text{orb} \rightarrow \text{eci}}(t_0) \cdot \mathbf{R}_{\text{sat} \rightarrow \text{orb}}(t_0) \cdot \mathbf{R}_{\text{ins} \rightarrow \text{sat}} \cdot \mathbf{R}_y(-\bar{\theta}) \cdot \mathbf{R}_x(-\bar{\varphi}) \cdot \|\boldsymbol{\theta}_{n_0}\| = \|\boldsymbol{\Gamma}_0\|, \quad (6)$$

式中 $\|\boldsymbol{\Gamma}_0\| = [\cos \delta_0 \cdot \cos \alpha_0 \ \cos \delta_0 \cdot \sin \alpha_0 \ \sin \delta_0]^T$.

2.3 成像仪指向偏差修正方法及其关键参数确定

2.3.1 指向偏差修正方法

(6)式给出了成像仪单次恒星观测的数学模型, 为了求解指向偏差的三个失配角, 记

$$\begin{cases} \mathbf{R}_{\text{sat} \rightarrow \text{eci}}^{(0)} = \mathbf{R}_{\text{orb} \rightarrow \text{eci}}(t_0) \cdot \mathbf{R}_{\text{sat} \rightarrow \text{orb}}(t_0) \\ \|\boldsymbol{\theta}_0\| = \mathbf{R}_y(-\bar{\theta}) \cdot \mathbf{R}_x(-\bar{\varphi}) \cdot \|\boldsymbol{\theta}_{n_0}\|, \\ \|\boldsymbol{\Gamma}_0\| = [\mathbf{R}_{\text{sat} \rightarrow \text{eci}}^{(0)}]^{-1} \cdot \|\boldsymbol{\Gamma}_0\| \end{cases} \quad (7)$$

式中 $[\cdot]^{-1}$ 表示矩阵的逆矩阵。将(3)式、(7)式代入(6)式可得

$$\mathbf{R}_z(-\psi_{\text{ma}}) \cdot \mathbf{R}_x(-\varphi_{\text{ma}}) \cdot \mathbf{R}_y(-\theta_{\text{ma}}) \cdot \|\boldsymbol{\theta}_0\| = \|\boldsymbol{\Gamma}_0\|, \quad (8)$$

(8)式中, 当 $\varphi_{\text{ma}}, \theta_{\text{ma}}, \psi_{\text{ma}}$ 用弧度表示时, 由于三个失配角一般均为小量, 即近似满足

$$\begin{cases} \cos(\psi_{\text{ma}}) \approx 1, \quad \sin(\psi_{\text{ma}}) \approx \psi_{\text{ma}} \\ \cos(\theta_{\text{ma}}) \approx 1, \quad \sin(\theta_{\text{ma}}) \approx \theta_{\text{ma}}, \\ \cos(\varphi_{\text{ma}}) \approx 1, \quad \sin(\varphi_{\text{ma}}) \approx \varphi_{\text{ma}}, \\ \psi_{\text{ma}} \cdot \theta_{\text{ma}} \approx \theta_{\text{ma}} \cdot \varphi_{\text{ma}} \approx \varphi_{\text{ma}} \cdot \psi_{\text{ma}} \approx \psi_{\text{ma}} \cdot \theta_{\text{ma}} \cdot \varphi_{\text{ma}} \approx 0, \end{cases} \quad (9)$$

则将(9)式代入(8)式, 经整理可得

$$\mathbf{R}_0 \cdot [\varphi_{\text{ma}} \ \theta_{\text{ma}} \ \psi_{\text{ma}}]^T \approx \mathbf{S}_0, \quad (10a)$$

$$\mathbf{R}_0 = \begin{bmatrix} 0 & \|\boldsymbol{\theta}_0\|_z & -\|\boldsymbol{\theta}_0\|_y \\ -\|\boldsymbol{\theta}_0\|_z & 0 & \|\boldsymbol{\theta}_0\|_x \\ \|\boldsymbol{\theta}_0\|_y & -\|\boldsymbol{\theta}_0\|_x & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{S}_0 = \|\boldsymbol{\Gamma}_0\| - \|\boldsymbol{\theta}_0\|, \quad (10b)$$

式中 \mathbf{S}_0 表征了卫星坐标系内卫星姿态与仪器观测指向的矢量差,是观测失配角存在的必然结果, \mathbf{R}_0 则表示了不同方向失配角对 \mathbf{S}_0 的贡献大小。容易证明,(10b)式中 $|\mathbf{R}_0| = 0$,这表明(10a)式中描述指向偏差三个失配角的三个方程并不独立,因此,利用成像仪的单次恒星观测是无法求解指向偏差的。类似的,重复上述观测过程,并假定在 t_j 时刻另一颗已知恒星划过第 n_j 个探测器,则有

$$\mathbf{R}^M \cdot [\varphi_{ma} \quad \theta_{ma} \quad \psi_{ma}]^T \approx \mathbf{S}^M, M \geq 3, (11a)$$

$$\mathbf{R}^M = \bigcup_{i=0}^j \{\underset{\neq}{\subset} \mathbf{R}_i\}, \mathbf{S}^M = \bigcup_{i=0}^j \{\underset{\neq}{\subset} \mathbf{S}_i\}, j \geq 1, (11b)$$

(11b)式中, $\underset{\neq}{\subset}$ 表示真子集,上标 M 表示矩阵的行数。显然,为了求解成像仪指向偏差中的三个失配角,至少需要两次恒星观测;另一方面,当 $M > 3$ 时,(11)式为一超定方程组,可以采用奇异值分解

表 1 南北赤纬 10.5° 范围内不同星等恒星个数

Table 1 Star number for different magnitudes within $\pm 10.5^\circ$ of declination

Magnitude (B_0)	0.0~2.0	0.0~3.0	0.0~4.0	0.0~4.5	0.0~5.0	0.0~5.5	0.0~6.0	0.0~6.5	0.0~7.0
Star number	6	17	76	150	253	439	792	1388	2464

从系统冗余设计角度出发,(12)式条件可进一步强化为:在成像仪 15 min 观测时间内,在新引入的恒星可观测区域内,即 $\omega \times 900 \text{ s} \times (\pm 10.5^\circ)$,至少有两颗恒星,这里 ω 为地球自转角速度,取 $4.2 \times 10^{-3} (\text{^\circ})/\text{s}$ 。显然,这样的区域在一天观测内近似有 96 个。进一步,考虑到恒星数量在此 96 个区域内是非均匀分布的,这里不妨假定近似服从正态分布,为确保单个区域最少有 2 颗 (3σ),则单个区域平均需要 6 颗 (σ),因此,南北赤纬 10.5° 范围可供观测的恒星应不少于 576 颗。对比表 1 可知,当观测最低星等达到 6.0 等时,能满足应用需求。

2) 待观测恒星的选取

正如前文所指出的,成像仪的恒星观测与通常的星敏感器是完全不同的:一般而言,它需要预先知道待观测的恒星信息,包括星等、赤经、赤纬等;另一方面,基于星敏感器、陀螺仪等组合定姿后的卫星姿态(即大致的观测指向)信息,为该应用的实现提供了可能。然而,在实际应用中,如何选择待观测恒星

(SVD)法来求解,具体过程可参阅相关文献。

2.3.2 指向偏差修正中关键参数确定

1) 最低观测星等的确定

考虑到成像仪随时间变化的指向偏差主要由热形变引起,且风云四号卫星全圆盘观测时间仅为 15 min,因此,在假定该时间段内成像仪指向偏差恒定的前提下,赤经(α)、赤纬(δ)满足

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha, |\Delta\alpha| \leq 11.5^\circ, |\delta| \leq 10.5^\circ \\ \sqrt{(\Delta\alpha)^2 + \delta^2} > 8.7^\circ \end{cases}, (12)$$

条件的图 1(a) I~IV 区域(注: α_0 为当前卫星星下点经度对应的赤经值)中,至少有两颗可供观测的恒星。

为了便于分析,这里选择包含约 2.5×10^6 颗恒星的 Tycho-2 星表,则 $|\delta| \leq 10.5^\circ$ 条带内不同星等的恒星个数如表 1 所示。

还应遵循如下几点原则:

I) 根据卫星姿态信息,确定当前观测范围内可观测的恒星,并按星等由小到大排序(星等越小越亮),选择最亮的 K 颗星($K \geq 2$)作为待观测的恒星(以下称为导航恒星);

II) 导航恒星间的空间位置,即赤经、赤纬应尽量分开;

III) 当导航星与非导航星间的空间距离邻近时,如图 1(b)中所示的 1~3 号恒星,应延长成像仪的恒星凝视观测时间,让更多恒星依次划过视场,利用不同恒星间的角距信息等来完成恒星识别,从而进一步确定指向偏差。

3) 凝视观测视场位置的选择

如何选择凝视观测视场的位置,即成像仪光轴在仪器坐标系内的方位角($\bar{\theta}$)、俯仰角($\bar{\varphi}$),使已选定的导航恒星能尽可能早地划过观测视场,是成像仪指向偏差在轨修正模型中的重要参数。为此,考虑没有指向偏差的情况下,将(2)式代入(8)式可得

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_y(-\bar{\theta}_0) \cdot \mathbf{R}_x(\varphi_n - \bar{\varphi}_0) \cdot [0 \quad 0 \quad 1]^T = \\ [\sin\bar{\theta}_0 \cdot \cos(\varphi_{n_j} - \bar{\varphi}_0) \quad \sin(\varphi_{n_j} - \bar{\varphi}_0) \quad \cos\bar{\theta}_0 \cdot \cos(\varphi_{n_j} - \bar{\varphi}_0)]^T = \bar{\mathbf{F}}_j, \end{aligned} \quad (13)$$

由图 1 可知,在(13)式中, $|\bar{\varphi}_0| \leq 10.5^\circ$, $|\bar{\theta}_0| \leq 11.5^\circ$,且一般有 $|\varphi_{n_j}| < 1^\circ$ 成立,则

$$\bar{\varphi}_0 = \varphi_{n_j} - \arcsin(\|\mathbf{F}_j\|_y), \quad \bar{\theta}_0 = \arctan\left(\frac{\|\mathbf{F}_j\|_x}{\|\mathbf{F}_j\|_z}\right), \quad (14)$$

(14)式给出了无指向偏差条件下,成像仪第 n_j 像元可以在 t_j 时刻观测到已知恒星的凝视观测视场位置。考虑到指向偏差的三个失配角 $\varphi_{\max}, \theta_{\max}, \psi_{\max}$ 可能存在正或负的情况,因此,应选择合适的 n_j 使得 $\varphi_{n_j} \approx 0$, 且在无偏差情况下凝视观测视场位置应满足

$$\bar{\varphi} = -\arcsin(\|\mathbf{F}_j\|_y), \quad \bar{\theta} = \arctan\left(\frac{\|\mathbf{F}_j\|_x}{\|\mathbf{F}_j\|_z}\right) + |\theta_{\max}|_{\max}, \quad (15)$$

(15)式中, $|\theta_{\max}|_{\max}$ 为绕俯仰轴的最大失配角绝对值,可根据成像仪实际在轨性能来确定,且在恒星观测时间允许的情况下可适当增大。

3 模型误差分析

这里将详细讨论影响成像仪指向偏差在轨修正性能的两个重要因素,即数字延迟积分和点源扩展函数,希望能为实际的遥感仪器设计和指向偏差修正,提供有益的参考。

3.1 数字延迟积分对指向偏差修正结果的影响及其折中设计

这里的数字延迟积分(Digital delay integrate, DDI),是通过对于来自于同一探测器的多个连续的数字化观测信号的积分处理,来实现提高观测信噪比的目的。该方法在基本原理上与时间延迟积分(TDI)技术类似,所不同的是,后者是将来自于不同探测器的信号进行了积分。下面将着重分析 DDI 技术对恒星观测灵敏度、指向偏差修正精度及其二者间的折中设计考虑等方面的内容。

3.1.1 DDI 对恒星观测灵敏度的影响

在成像仪以地球自转角速度(ω),对赤纬 $|\delta| \leq 10.5^\circ$ 的天球区域内的恒星进行凝视观测时,由于此时成像仪的等效空间采样间隔 Δ_s 满足

$$\Delta_s = \frac{\omega}{f_s} = (6.99 \times 10^{-4})'', \quad (16)$$

式中 $f_s = 21840$ Hz。显然, Δ_s 比通常的恒星对地张角 ($0.04'' \sim 0.005''$)^[1] 要小 1~2 个数量级,因此,单个探测器的连续观测数据间存在很强的相关性,这为 DDI 技术的使用提供了必要条件。这里假定观测噪声不相关,并记单次观测中的噪声为 n_i ,连续 N 次积分(累加)后噪声为 \bar{n}_i ,则有

$$\bar{n}_i = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N n_i, \quad \bar{n}_i^2 = \frac{1}{N^2} \sum_{i=1}^N n_i^2, \quad (17)$$

且当假定噪声为零均值的白噪声时,有

$$\begin{cases} E(n_i) = 0, & \sigma_{n_i}^2 = E(n_i^2) \\ E(\bar{n}_i) = 0, & \sigma_{\bar{n}_i}^2 = E(\bar{n}_i^2) \end{cases}, \quad (18)$$

式中 $E(\cdot)$ 代表数学期望, σ^2 为噪声方差。将(17)式代入(18)式可得

$$\sigma_{\bar{n}_i}^2 = E\left(\frac{1}{N^2} \sum_{i=1}^N n_i^2\right) = \frac{1}{N^2} \sum_{i=1}^N E(n_i^2) = \frac{1}{N} \sigma_{n_i}^2. \quad (19)$$

由(19)式可知,当对连续 N 个恒星观测值进行 DDI 后,观测噪声均方根值减小了 \sqrt{N} 倍,即恒星观测的灵敏度提高了 \sqrt{N} 倍。

3.1.2 DDI 对指向偏差修正精度的影响及其与恒星观测灵敏度间的折中设计

(16)式给出了成像仪恒星观测时所能分辨的最小空间间隔 Δ_s ,当对连续 N 个恒星观测值进行 DDI 后,则此时成像仪恒星观测结果的角度分辨率降低为 $N \cdot \Delta_s$ 。结合(19)式可知:随着 DDI 中所选取的连续观测值个数 N 的增加,恒星观测的灵敏度得到 \sqrt{N} 倍的提升,这对于恒星星等的判断是有利的;另一方面,此时成像仪对指向偏差的角度分辨率能力却下降了 N 倍,这对于指向偏差的修正又是不利的。显然,这两者间存在着折中设计的问题,相对变化示意图如图 3 所示。

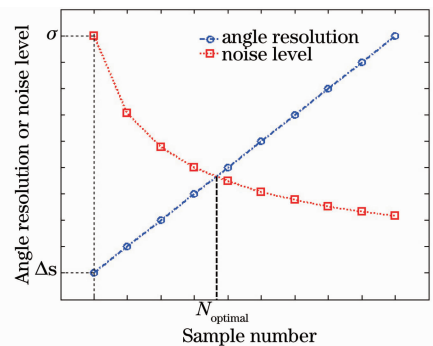


图 3 成像仪恒星观测中角度分辨率和噪声水平相对变化示意图

Fig. 3 Relative variations between angle resolution and noise level for star sensing with imager

图 3 中, N_{optimal} 是用于 DDI 的连续观测值个数的理想取值。在实际应用中,一方面,由于在方程(11)式中关于指向偏差的三个失配角,完全由不同

的已知恒星划过视场的时间(t)和位置(n)所决定;另一方面,在不考虑由系统点源扩展函数特性可能引入的额外的亚像元位置信息,则位置确定误差最大值为 $1/2$ 个 θ_{IFOV} 。因此,从合理分配误差的角度出发,可将由时间误差引入的角度误差限定在约 0.1 个 θ_{IFOV} ,即

$$N_{\text{optimal}} \approx \frac{0.1 \times \theta_{\text{IFOV}}}{\Delta_s}, \quad (20)$$

式中在风云四号卫星成像仪中可见光通道的 θ_{IFOV} 取 $28 \mu\text{rad}$,则 N_{optimal} 可选择 $800 \sim 900$,且此时恒星

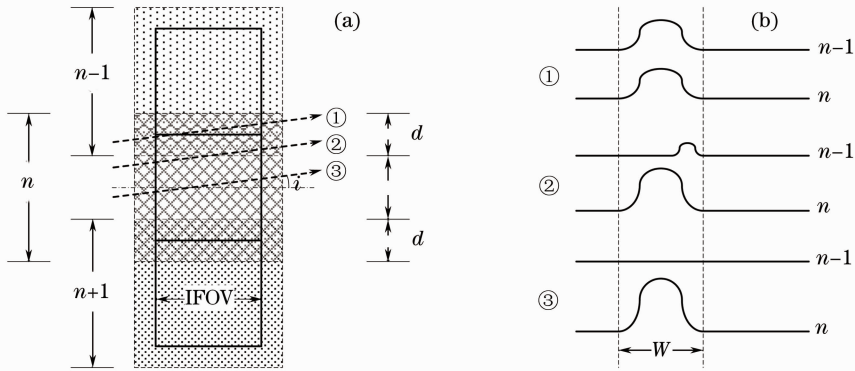


图 4 恒星划过真实探测器视场示意图。(a)不同划过位置;(b)探测器输出

Fig. 4 Illustration of the star passing real field-of-view of sensors.

(a) Different passing positions; (b) outputs of different sensors

图 4(a)中列出了恒星划过探测器 n 时的三条典型路径(如①~③所示),恒星对应经过的路径分别为完全在 II, I 和 II 交界以及完全在 I 区域内。对于静止轨道平台而言,由于卫星轨道倾角及偏航轴姿态的存在,因此,通常情况下图 4(a)中恒星轨迹与水平方向的夹角 i 不为零,且在度量级。显然,单颗恒星在划过成像仪探测视场时,最多只能被相邻的两个探测器观测到,图 4 中以第 $n-1, n$ 探测器为例说明。

正如前文所指出的,恒星划过视场的时间精度,完全由 DDI 中用于积分的连续观测值个数所决定;而这里将进一步讨论在考虑系统 PSF 条件下,恒星划过视场时的位置精度。假定探测器的 d_{IFOV} 大于

观测灵敏度将提高约 30 倍。

3.2 点源扩展函数对指向偏差修正结果的影响

点源扩展函数(PSF)是表征成像光学系统像质的重要参数,可理解为系统对入射点光源的响应函数,通常用弥散斑直径(d)来衡量。成像仪待观测的恒星可视为理想点光源,图 4 给出了恒星划过真实探测器视场的示意图。图中,相对于实线框区域,不同填充纹理的虚线框对应由 PSF 所引起的真实的观测区域,它在水平和垂直方向均被扩大了 d 。

弥散斑直径(d),且仅有一个待观测恒星,则分三个步骤来实现:

1) 在 DDI 基础上,寻找各探测器输出中含有效观测信号最长(N_{max} 个观测值)的探测单元,并得到对应的角度距离(W)和夹角 i ,即

$$W = N_{\text{max}} \cdot (N_{\text{optimal}} \cdot \Delta_s),$$

$$i = \arccos\left(\frac{d_{\text{IFOV}} + d}{W}\right), \quad (21)$$

2) 记垂直方向上第 n 个探测器中心点位置为 y_n ,则分如下三种情况来确定恒星划过该探测器时的实际位置 \hat{y}_n :

i) 相邻探测器有效观测信号等效角距离相等,如图 4(b)中情况①,则

$$d_i = W \cdot \sin(i), \quad (22)$$

$$\hat{y}_n \in D_1 = \left[y_n + \left(\frac{d_{\text{IFOV}}}{2} - d \right) + d_i, y_n + \frac{d_{\text{IFOV}}}{2} - d_i \right], \quad (23)$$

ii) 相邻探测器有效观测信号等效角距离不相等,如图 4(b)中情况②,则

$$\hat{y}_n \in D_2 = \left[y_n + \left(\frac{d_{\text{IFOV}}}{2} - d \right) - d_i, y_n + \left(\frac{d_{\text{IFOV}}}{2} - d \right) + d_i \right], \quad (24)$$

iii) 只有一个探测器输出存在有效观测信号,如图 4(b)中情况③,则

$$\hat{y}_n \in D_3 = \left[y_n - \left(\frac{d_{\text{IFOV}}}{2} - d - d_i \right), y_n + \left(\frac{d_{\text{IFOV}}}{2} - d - d_i \right) \right], \quad (25)$$

3) 记第 n 个探测器的输出信号为 s_n , 则精确的 \hat{y}_n 满足

$$\begin{cases} y_j = \hat{y}_{nn} + x_j \cdot \tan(i), & \hat{y}_{nn} \in D_i, i \in (1, 2, 3) \\ \sum_j \{s_n - f_{\text{PSF}}(x_j, y_j) \otimes [I_0 \cdot \delta(x_j, y_j)]\}^2 \rightarrow \min, & x_j, y_j \in \mathbf{R}, \end{cases} \quad (26)$$

式中 \otimes 表示卷积, $\delta(\cdot)$ 表示单位脉冲函数, I_0 为已知恒星的亮度, \mathbf{R} 为实数集合。同时, 结合(20)式的条件, (26)式中 \hat{y}_n 在不同区间 D_i 内的取值间隔可取 0.1 个 d_{IFOV} 。事实上, 结合 3.1 节内容, 由于恒星划过视场的时间和位置等效误差均在 d_{IFOV} 的 10% 左右, 则最终的三个轴向偏差失配角确定误差约为 d_{IFOV} 的 14%, 合 $1''$ 。

4 实例观测数据验证

美国 GOES-I/M 系列卫星成像仪是最早在静止轨道上, 利用恒星观测来在轨修正指向偏差的遥

感仪器。由于技术上的封锁, 如何利用恒星观测数据来准确估计观测指向偏差的方法, 迄今尚未见公开发表。为此, 这里将利用仅有的个别时次中, 包含有成像仪恒星观测信息的 GOES-9 卫星 GVAR (GOES VARiable Format) 数据(注: 有 Block11 数据段), 来部分验证上述模型的真实性和

图 5 给出了 GOES-9 卫星成像仪在邻近时间段内实际的恒星观测数据, 恒星分别划过了 1~2 个相邻探测器, 且图 5(a) 与图 4 中的路径③对应, 图 5(b) 与图 4 中的路径①对应, 而图 5(c)、(d) 则体现了图 4 中路径②的两种不同表现形式。

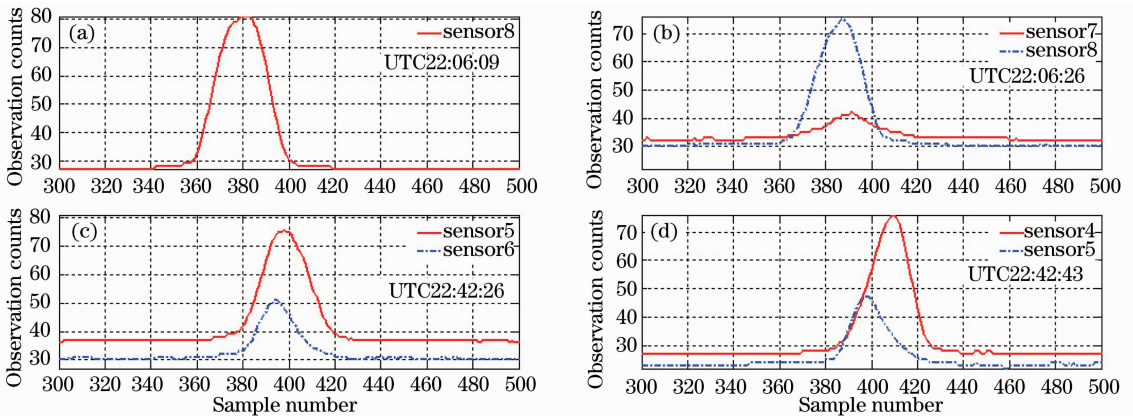


图 5 GOES-9 卫星成像仪实际恒星观测数据(2004-09-07)

Fig. 5 Real star sensing observations of GOES-9 imager (2004-09-07)

同时, 由 GVAR 数据中的相关信息可知, 上述四次恒星观测经数字延迟积分后共有约 780 个采样点, 且持续时间约 14 s, 则单次最长有效恒星观测时间(如图 5 所示约有 35 个采样点)约合 0.62 s; 假定成像仪系统弥散斑直径约占 d_{IFOV} 的 50%, 且考虑有微小的夹角 i (如图 4 所示, 取 $\pm 2^\circ$) 及黄道面与赤道面夹角 (23.45°) 的存在时, 则单次有效观测时间的理论范围为

$$\frac{(1 + 50\%)}{\cos(i = 23.45^\circ \pm 2^\circ)} \times \theta_{\text{IFOV}} / \omega = 0.61 \sim 0.63 \text{ s} \quad (27)$$

这与图 5 中实测的 0.62 s 是非常接近的。这些在一定程度上定量验证了指向偏差模型中部分参数的真实性。

需要说明的是, 由于 GVAR 数据中不含有待观测恒星的赤经、赤纬信息, 因此目前尚无法利用(11)式的模型来精确求解 GOES-9 卫星成像仪指向偏差的三个失配角。

5 应用范围讨论

这里简单讨论一下利用成像仪恒星观测来修正指向偏差方法的应用范围, 包括两项基本内容:

1) 方法的适用条件 由对(10)式的分析可知, 单次恒星观测是无法得到三个轴向失配角的, 因此, 在假定多次恒星观测时间段内失配角恒定条件下, (11)式给出了指向偏差求解的基本模型, 而在实际应用中应考虑该时间段的长度选取问题。GOES-9 卫星的在轨运行情况表明, 假定 15~30 min 内由热

形变引起的指向偏差不变是基本合理的,为此,必须确保成像仪在 15 min 对地成像过程中至少进行 2 次有效的恒星观测。此外,该指向偏差修正方法同样适用于具有恒星观测能力的其它静止轨道有效载荷,如大气垂直探测仪等。

2)指向偏差的修正能力 这里主要关注所能修正的最大失配角。由 2.3.2 节中的内容可知,在偏航轴失配角较小时,选定凝视区域后的最大可识别(即待识别恒星能划过成像仪视场)滚动轴失配角,不大于 $(N \times \theta_{\text{FOV}})/2$; 而最大可识别俯仰轴失配角,则完全由最长凝视时间(t_{max})来确定,且不大于 $(t_{\text{max}} \times \omega)/2$ 。

6 结 论

由热形变引起的成像仪指向偏差在轨修正方法,是我国新一代风云四号卫星定量化应用迫切需要解决的理论和关键技术难题之一。在建立基于恒星观测的成像仪指向偏差在轨修正模型的基础上,提出了模型中若干关键参数(包括最低观测星等、待观测恒星及成像仪凝视观测位置等)的选取方法。同时,开展了数字延迟积分技术、系统点源扩展函数等对指向偏差测量精度的影响分析,设计了指向偏差确定精度达 1" 在轨修正方案,且利用 GOES-9 卫星成像仪实际恒星观测数据进行了部分验证,并对模型的适用范围做了初步讨论。研究成果将为后续风云四号卫星成像仪高精度指向偏差在轨修正业务模式设计和工程实施,提供重要的技术参考。

致谢:感谢与李晓坤博士多次有益的探讨。

参 考 文 献

- 1 Guo Qiang. Study on validation method of visible imagery spatial resolution of imager on geostationary platform[J]. *Chin. Opt. Lett.*, 2006, **4**(7): 389~392
- 2 Li Xiaokun, Wang Ganquan, Chen Guilin *et al.*. FY-4 imager: visible channel star sensing. [J]. *Science Technology and Engineering* 2007, **7**(6): 993~996
李晓坤,王淦泉,陈桂林等. 风云四号气象卫星扫描成像仪——可见光通道星敏感[J]. *科学技术与工程*, 2007, **7**(6): 993~996
- 3 Zhao Wenqian, Rao Changhui, Geng Zexun. Myopic image deconvolution of point source based on joint estimation of object and point spread function [J]. *Acta Optica Sinica* 2007, **27**(1): 52~57
赵文倩,饶长辉,耿则勋. 基于目标和点扩展函数联合估计的点

- 源目标图像近视解卷积[J]. *光学学报*, 2007, **27**(1): 52~57
- 4 Liu DeLian, Zhang Jianqi, He Guojing. Target detection for remote sensing image based on gaussian transformation of background[J]. *Acta Optica Sinica* 2007, **27**(4): 638~642
刘德连,张建奇,何国经. 背景高斯化的遥感图像目标检测[J]. *光学学报*, 2007, **27**(4): 638~642
- 5 Xun Lina, Fang Yonghua, Li Xin. A small target detection approach based on endmember extraction in hyperspectral image [J]. *Acta Optica Sinica* 2007, **27**(7): 1178~1182
寻丽娜,方勇华,李 新. 高光谱图像中基于端元提取的小目标检测算法[J]. *光学学报*, 2007, **27**(7): 1178~1182
- 6 Guan Zhiqiang, Chen Qian, Qian Weixian *et al.*. An adaptive background adjusting algorithm for dim target detection[J]. *Acta Optica Sinica* 2007, **27**(12): 2163~2168
管志强,陈 钱,钱惟贤等. 一种背景自适应调整的弱点目标探测算法[J]. *光学学报*, 2007, **27**(12): 2163~2168
- 7 D. J. Hall, R. M. Endlich, D. E. Wolf *et al.*. Objective methods for registering landmarks and determining cloud motions from satellite data [J]. *IEEE T. Comput.*, 1972, C-**21**(7): 768~776
- 8 George W. Rosborough, Daniel G. Baldwin, William J. Emery. Precise AVHRR image navigation [J]. *IEEE T. Geosc. Remote Sen.*, 1994, **32**(3): 644~657
- 9 Ahmed A. Kelly. GOES image navigation and registration system [C]. *SPIE*, 1996, **2812**: 766~776
- 10 J. Bremer, J. Baucom, H. Vu *et al.*. Estimation of long-term throughput degradation of GOES-8 &-9 visible channels by statistical analysis of star measurements [C]. *SPIE*, 1998, **3439**: 145~154
- 11 Guo Qiang. The study of some key technologies in information pre-processing for geostationary meteorological satellite [D]. Beijing: Chinese Academy of Meteorological Science 2005, 37~53
郭 强. 地球同步轨道气象卫星资料预处理中若干关键技术研究[D]. 北京:中国气象科学研究院(博士后出站报告), 2005, 37~53
- 12 Jeffery J. Puschell. Japanese advanced meteorological imager: a next generation GEO imager for MTSAT-1R. [C]. *SPIE*, 2002, **4814**: 152~161
- 13 Li Xiaokun. The study of principle and application of star-sensing for imager on three-axis-stabilized geostationary satellite [D]. Shanghai: Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academic of Sciences, 2007
李晓坤. 地球同步轨道三轴稳定卫星成像仪星敏感原理与应用研究[D]. 上海:中国科学院上海技术物理研究所博士学位论文, 2007
- 14 Guo Qiang, Zhang Xiaohu. Image shift compensation modeling and analysis for two-dimensional scanning on geostationary orbit [J]. *Acta Optica Sinica* 2007, **27**(10): 1779~1787
郭 强,张晓虎. 地球同步轨道二维扫描像移补偿技术建模与分析[J]. *光学学报*, 2007, **27**(10): 1779~1787
- 15 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
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