

# NOAA AVHRR 数据的高精度导航定位\*

张 斌 朱正中 葛成辉 吴佑寿

(清华大学电子工程系 北京 100084)

**摘 要** 在 NOAA AVHRR 数据的导航定位中,一般只进行卫星轨道根数调整和卫星时间漂移校正,而未考虑卫星姿态系统偏差的影响。该文在定量分析影响导航定位精度的主要因素基础上,提出了一种新的导航算法。该导航算法不仅对卫星时间漂移、卫星轨道根数进行约束最优调整,而且通过估算卫星姿态偏差将其融入到导航定位中加以校正。同时,将导航算法和卫星轨道计算、地面扫描点地理经纬度的计算方法以及参考图像的高精度配准等结合起来考虑,利用具有足够定位精度的 1:100 万数字地图数据和高分辨率 Landsat TM 图像,提取地面控制点,使 AVHRR 数据导航定位精度在整条轨道大范围内提高到 1 个像元,在星下点附近小于 1 个像元。

**关键词** 极轨气象卫星, 定位, 导航

## 1 引 言

极轨气象卫星 NOAA AVHRR 数据因其时频高、覆盖范围大、数据持续可靠和容易获取等优点,在气象和非气象领域得到广泛应用。在这些应用中,人们对 NOAA AVHRR 数据的定位精度提出了越来越高的要求,不仅要求在卫星的同一探测轨道上几千公里大范围的精度尽其可能达到像元级,即几个像元直至 1—2 个像元(1—2km)的精度,而且还希望进一步能克服其数据空间分辨率低的弱点,将其定位精度提高到亚像元级水平。为了提高 NOAA AVHRR 数据的定位精度,国内外一直在不断进行研究,并力争达到亚像元级精度水平<sup>[1-6],1)</sup>。

本文着重讨论 NOAA AVHRR 数据的导航定位。在已报道的国内外文献中,导航定位中一般均进行卫星轨道根数调整和卫星时间漂移校正,而对卫星姿态系统偏差未加以考虑,这样一方面使得导航定位的精度只能达到 2—4 个像元左右<sup>[1-3],1)</sup>。如果要使导航定位精度提高到 1 个像元精度,应考虑卫星姿态系统偏差的影响<sup>[1,7]</sup>。另一方面,对卫星轨道根数调整和卫星时间漂移校正而言,一般均进行无约束条件下的参数优化,难以保证整条轨道大范围内的导航定位精度<sup>[1-3]</sup>。因此,在分析影响导航定位精度主要因素的基础上,提出了融合卫星时间漂

移校正、调整卫星轨道根数和估算卫星姿态偏差的导航新算法;同时,将导航算法和卫星轨道计算、地面扫描点地理经纬度的计算方法以及参考图像的高精度配准等结合起来考虑。由于利用了 TBUS 轨道报中不能提供的卫星姿态系统偏差数据,对历元时刻和卫星轨道根数进行有约束条件的参数最优调整,采用具有足够定位精度的 1:100 万数字地图数据和 Landsat TM 高分辨率图像提取高精度的地面控制点,因此使整条轨道大范围内的 AVHRR 导航定位精度提高到 1 个像元左右,在星下点附近位置导航定位精度小于 1 个像元。

## 2 卫星数据定位和导航定位

导航定位是卫星数据定位的一种方式。我们将极轨气象卫星数据定位按其实现方式及精度要求的不同划分为 3 个步骤,即直接定位、导航定位和几何精校正。

直接定位指的是基于卫星轨道报(ephemeris,也称星历表)数据、卫星轨道外推模型以及接收信息中的时间信息直接确定观测时刻的卫星位置;然后,根据卫星扫描特性及卫星姿态,计算出卫星各个瞬时视场所得到的地面观测点的地理经纬度信息。导航定位指的是利用卫星图像中地面控制点(Ground Control Points, GCPs)的已知精确地理位置和直接定

\* 国家自然科学基金资助项目,编号:49571053

1) 肖 兵:极轨卫星图像精确定位研究及新型处理系统[硕士学位论文].清华大学,1993

收稿日期:1998-12-30;收到修改稿日期:1999-02-09

位计算出来的地理位置之间的误差,来修正直接定位中所采用的卫星定位参数,并用修正后的卫星定位参数进行卫星图像像元的再定位。几何精校正指的是利用卫星图像中地面控制点(GCPs)或地面控制块(Ground Control Blocks, GCBs)的已知精确地理位置和计算出来的地理位置之间的误差,采用图像几何变换的方法进一步进行卫星图像的精确定位。一般认为,导航定位用来校正同一轨道上大范围卫星图像的整体定位误差,几何精校正可以进一步精确地校正卫星图像局部地区的定位误差。本文着重讨论 NOAA AVHRR 数据的导航定位。

### 3 导航定位

导航定位的目的是为了纠正整体定位误差,采用的数学模型是在最小二乘准则下调整卫星定位参数。导航定位中需要考虑的主要问题有:导航算法选择、高定位精度 GCPs 的获取以及 GCPs 的合理选取等。为提高导航定位精度,使在大范围内的 AVHRR 导航定位精度达到 1 个像元左右,需定量研究影响导航定位精度的各种因素,寻求能满足以上精度要求的导航算法,其重点是利用精确的局部参考图像改进极轨气象卫星的定位参数。本文采用具有足够定位精度的 1:100 万数字地图数据和高分辨率 Landsat TM 图像作为参考图像,以提取高精度的 GCPs,用来改进极轨气象卫星的定位参数。同时,将导航算法和卫星轨道计算、地面扫描点地理经纬度的计算方法等结合起来考虑。

#### 3.1 卫星轨道计算和地面扫描点地理经纬度的计算方法

在卫星轨道计算中,通过求解任一历元时刻的 6 个开普勒轨道根数,即轨道半长轴  $a$ 、偏心率  $e$ 、倾角  $i$ 、升交点赤经  $\Omega$ 、近地点角  $\omega$ 、平近点角  $M$ ,确定任一时刻的卫星位置。

NOAA 系列极轨气象卫星的飞行高度在 830km 左右,其卫星轨道计算分两步进行:首先,仅考虑卫星与地球之间的二体问题,由牛顿定律和开普勒行星三大定律求解卫星运动状态方程,可得到描述卫星运动平均状态的任一历元时刻的 6 个开普勒轨道根数;然后,再考虑使卫星轨道根数瞬时改变的多种摄动力因素的影响,求解描述卫星运动瞬时状态的任一历元时刻的 6 个开普勒轨道根数。对 NOAA 系列极轨气象卫星,只须考虑所有摄动力中影响最大

的地球带谐摄动  $J_2, J_3, J_4$  的影响,即可满足 NOAA AVHRR 数据公里量级的定位精度要求。

通过卫星轨道计算可确定任一时刻的卫星位置。在卫星位置已知的基础上,扫描点地理经纬度的确定便与星上扫描器的扫描几何特性、地球形态模型等密切相关。由于 AVHRR 对地观测时扫描角度大( $\pm 55^\circ$ ,相当于地面约 2800km),地球表面的曲率变化对地面扫描点的地理经纬度影响较大,因此需选择合理的地球形态模型,在只考虑地球带谐摄动的情况下,可把地球看成是轴对称的旋转椭球体。在地心惯性坐标系中,球面上任意一点  $(x, y, z)$  满足方程:

$$x^2 + y^2 + \frac{z^2}{1 - e_e^2} = a_e^2 \quad (1)$$

其中,地球赤道平均半径  $a_e = 6378.165\text{km}$ ,地球偏心率  $e_e = 8.1820 \times 10^{-2}$ 。

为提高扫描点地理经纬度的计算精度,在计算地面扫描点地理经纬度的算法中,我们采用能融入卫星姿态的、基于多种参考坐标系的算法。对每个地面扫描点(对应扫描角为  $\sigma$ ),求取该点地理经纬度的算法实现流程如下:

- (1) 求取该地面扫描点在地心惯性坐标系中的坐标  $(R_x^I, R_y^I, R_z^I)$ ;
- (2) 在地心惯性坐标系中,由坐标  $(R_x^I, R_y^I, R_z^I)$  求取该地面扫描点的赤经、赤纬  $(\lambda', \Phi')$ ;
- (3) 由该地面扫描点的赤经、赤纬  $(\lambda', \Phi')$  转换为地理经纬度  $(\lambda, \phi)$ 。

#### 3.2 导航定位中影响精度的主要因素及纠正对策

通过对 NOAA AVHRR 直接定位的系统研究,我们认为导致 AVHRR 整体定位误差的因素有:

- (1) 与确定卫星位置相关的卫星摄动模型和卫星轨道计算公式、TBUS 轨道报中卫星定位参数的精度、NOAA 卫星上存在着的卫星时钟漂移有关;
- (2) 与确定地面扫描点地理经纬度相关的地球形态模型、NOAA 卫星姿态角的系统偏差、计算地面扫描点地理经纬度的算法有关。对以上因素的修正就是导航算法需考虑的环节。其中,对 NOAA 卫星的星上时钟漂移导致的定位误差可用时间校正的方法加以实现,即调整卫星轨道报中的历元时刻  $t_0$ 。对因素 (1) 中卫星摄动模型和卫星轨道计算公式、TBUS 轨道报中卫星定位参数偏差导致的卫星轨道计算误差以及因素 (2) 导致的定位误差,通过调整卫星轨道根数、估算卫星姿态误差的方法来校正。因此,在导航

定位中可能需调整的卫星定位参数为: 历元时刻  $t_0$ , 初始轨道根数 ( $a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0$ )、卫星姿态系统偏差 ( $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ )。需要指出的是, 本文限于研究像元所在的地面经纬度, 没有讨论地形高度导致的影响。在选取地面控制点时, 须尽量避免地形高度的影响。

为提高导航定位精度, 采用参量扰动法, 定量分析了各卫星定位参数对导航定位精度的影响, 即: 采用 TBUS 轨道报中提供的卫星定位参数 ( $t_0, a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0$ ) 和预先设定的卫星姿态系统偏差 ( $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ ), 对各卫星定位参数进行扰动 (给以一定的增量), 求得它们对定位精度的定量影响。由于 TBUS 轨道报中不提供卫星姿态系统偏差 ( $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ ), 因此需另行设定。图 1 为利用 1998 年 9 月 2 日 NOAA-15 TBUS 轨道报提供的卫星定位参数 ( $t_0, a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0$ ) 及设定的卫星姿态系统偏差 ( $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ ), 得到的需调整卫星定位参数 ( $t_0, a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0, \alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ ) 对定位精度的定量影响。图 1 中给出了上述卫星定位参数变化导

致的经纬度变化率。

在直接定位中, 我们利用 1996—1998 年间的 TBUS 轨道报对所采用卫星轨道计算方法的计算精度进行了实验验证, 结果表明: 卫星定位参数  $a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0$  的基本变化范围分别为 9.0 km,  $1 \times 10^{-3}$ ,  $5 \times 10^{-3^\circ}$ ,  $0.01^\circ$ ,  $6.0^\circ$ ,  $6.0^\circ$ 。同时, 据文献[7]中的报道, 卫星时钟漂移一般在  $-0.8-0.5$ s 之间, 设定  $t_0$  的变化范围为 1.0s。卫星姿态系统偏差 ( $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ ) 的大小通常在  $0.3^\circ$  以内。根据上述卫星定位参数 ( $t_0, a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0, \alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ ) 的基本变化范围以及该基本变化范围所导致的经纬度变化, 可确定各卫星定位参数对定位精度的定量影响 (表 1)。定量影响结果表明, 影响 AVHRR 数据导航定位精度的主要卫星定位参数为: 历元时刻  $t_0$ 、升交点赤经  $\Omega_0$ 、近地点  $\omega_0$ 、平近点角  $M_0$ 、半长轴  $a_0$ 、轨道偏心率  $e_0$  和卫星姿态系统偏差 ( $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ )。在导航算法中我们将考虑对上述卫星定位参数进行调整和估算。

本文确定的导航算法为采用 1:100 万数字地图

表 1 卫星定位参数对经纬度计算的定量影响

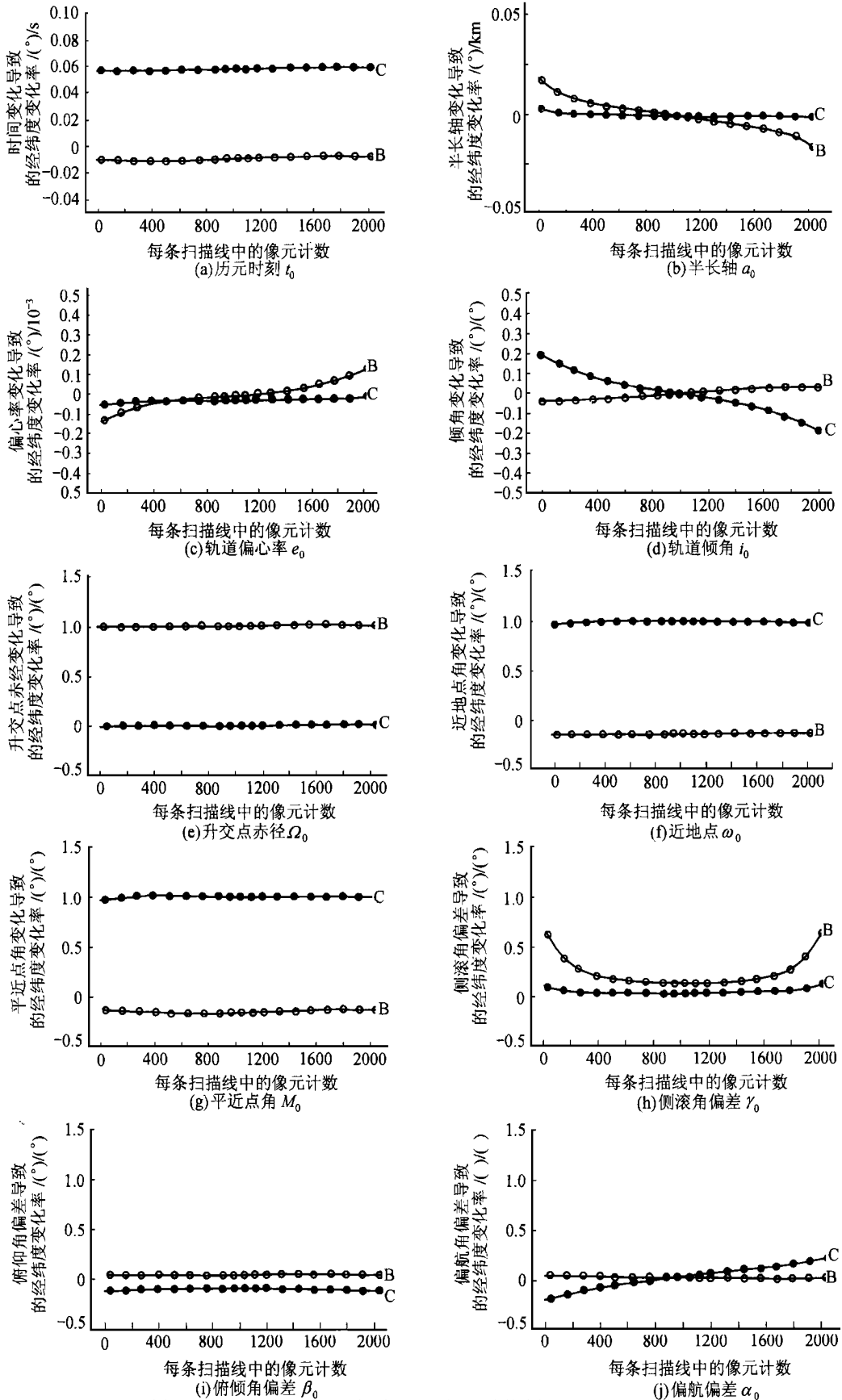
Table 1 Quantitative effects of satellite location parameters for the calculation of longitude and latitude

参数名称	定位参数 参数变化范围	经度的变化/ $(^\circ)$	纬度的变化/ $(^\circ)$
历元时刻 $t_0$	1.0 s	0.00923	0.05801
半长轴 $a_0$	9.0 km	$-0.15804-0.15804$	$-0.02358-0.02358$
偏心率 $e_0$	$1.0 \times 10^{-3}$	$-0.11795-0.12637$	$-0.04643-0.00981$
倾角 $i_0$	$5.0 \times 10^{-3^\circ}$	$-0.00016-0.00014$	$-0.00100-0.00100$
升交点赤经 $\Omega_0$	$0.01^\circ$	0.01	0.0
近地点角 $\omega_0$	$6.0^\circ$	-0.9438	5.92536
平近点角 $M_0$	$6.0^\circ$	-0.9426	5.91852
侧滚角 $\alpha_0$	$0.3^\circ$	$0.03746-0.18225$	$0.00574-0.02726$
俯仰角 $\beta_0$	$0.3^\circ$	$0.00574-0.00658$	$-0.04367-0.03746$
偏航角 $\gamma_0$	$0.3^\circ$	$-0.00905-0.00900$	$-0.06030-0.06029$

数据和 Landsat TM 图像选取高精度的 GCPs, 通过调整历元时刻和卫星轨道根数、估算卫星姿态误差加以实现。该算法由两步组成: 第一步, 调整历元时刻和卫星轨道根数, 即: 利用选取的不少于 3 个已知高精度 GCPs, 在有约束最小二乘准则下, 调整 NOAA 卫星的 6 个定位参数  $t_0, \omega_0, M_0, \Omega_0, a_0, e_0$ ; 第二步, 在第一步的基础上, 估算卫星姿态系统

偏差 ( $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$ )。

在已报道的国内外文献中, 导航空位中一般只进行卫星轨道根数调整和卫星时间漂移校正, 而对卫星姿态系统偏差未加以考虑, 这样一来的结果是使得导航定位的精度只能达到 2—4 个像元左右<sup>[1-3], 1)</sup>。如果要使导航定位精度提高到 1 个像元精度, 应考虑卫星姿态系统偏差的影响<sup>[1, 7]</sup>。另外,



(C)1994-2021 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

图1 卫星定位参数变化导致的经纬度变化率  
Fig. 1 Quantitative effects of location parameters for the calculation of position

对卫星轨道根数调整和卫星时间漂移校正而言,一般进行无约束条件下的参数优化,难以保证整条轨道大范围内的导航定位精度<sup>[1-3]</sup>。在本文的导航算法中,由于利用了 TBUS 轨道报中不能提供的估算所得卫星姿态系统偏差数据,对历元时刻和卫星轨道根数进行有约束条件的参数最优调整,并且采用具有足够定位精度的 1:100 万数字地图数据和 Landsat TM 高分辨率图像提取高精度的地面控制点,使整条轨道大范围内的 AVHRR 导航定位精度稳定达到 1 个像元左右,在星下点附近位置导航定位精度小于 1 个像元。

### 3.3 调整历元时刻和卫星轨道根数

在导航算法中,对历元时刻和卫星轨道根数  $t_0, \omega_0, M_0, \Omega_0, a_0, e_0$  6 个定位参数的调整,在数学模型上可描述为非线性最小二乘方法求解 6 个参数的过程。

取  $X = (t_0, \omega, M, \Omega, a, e)^T, f_{2i}(X), f_{2i+1}(X)$  分别为第  $i$  个地面控制点  $P_i$  对应的计算经纬度  $\lambda_i(X), \Phi_i(X)$  与从高分辨率参考图像中获得的精确经纬度  $\lambda_i, \Phi_i$  的差值,即

$$\begin{cases} f_{2i}(X) = \lambda_i(X) - \lambda_i \\ f_{2i+1}(X) = \Phi_i(X) - \Phi_i \end{cases} \quad (2)$$

对选取的  $N$  个地面控制点  $P_i (i=0, 1, \dots, N-1)$ , 选取目标函数  $F(X)$  为该  $N$  个地面控制点的计算经纬度与精确经纬度差值的平方和形式,即

$$F(X) = \sum_{i=0}^{N-1} [f_{2i}^2(X) + f_{2i+1}^2(X)] \quad (3)$$

一般情况下的导航问题,可转化为无约束条件下的最优化问题,即转化为:用最小二乘方法求解 6 个参数构成的矢量  $X = (t_0, \omega, M, \Omega, \alpha, e)^T$ , 使目标函数  $F(X)$  极小化。目标函数  $F(X)$  极小化的物理意义为:在选取的  $N$  个地面控制点处,计算经纬度与从高分辨率参考图像中获得的精确经纬度之间的差值,在最小二乘意义上达到极小。利用求得的最优参数矢量  $X^*$ , 可进行卫星数据在整条轨道内的全轨导航。

上述一般情况下的导航问题,对于定位参数的修正是无约束的,即只要能使地面控制点处导航定位精度最佳,则参数矢量  $X^*$  就是所求的最优解。这种方法容易导致对选取的控制点有较好精度,而对其它点的校正效果不好,这不利于整条轨道内的全轨导航。因此,我们采用了约束优化方法,对各个参数的校正限制在合理范围内,使之在整体校正效

果上达到最佳。

对于导航的约束优化问题可以描述为:求解 6 个参数构成的矢量  $X = (x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)^T = (t_0, \omega, M, \Omega, a, e)^T$ , 使

$$\begin{cases} F(X) = \sum_{i=0}^{N-1} [f_{2i}^2(X) + f_{2i+1}^2(X)] = \min \\ |x_i - x_{0i}| \leq \eta_i, \quad i = 1, 2, 3, 4, 5, 6, \\ x_{0i} > 0, \quad \eta_i > 0 \end{cases} \quad (4)$$

对  $|x_i - x_{0i}| \leq \eta_i$ , 可作进一步的简化处理,取  $x_i - x_{0i} = \eta_i \sin y_i, -\pi/2 \leq y_i \leq \pi/2$  (5)

则

$$x_i = x_{0i} + \eta_i \sin y_i, \quad -\pi/2 \leq y_i \leq \pi/2 \quad (6)$$

如式(4)所示的约束优化问题可转化为无约束优化问题,即求  $Y = (y_1, y_2, y_3, y_4, y_5, y_6)^T$ , 使

$$\begin{aligned} G(Y) &= F(X) = F[(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)^T] \\ &= F[(x_{01} + \eta_1 \sin y_1, x_{02} + \eta_2 \sin y_2, \dots, \\ &\quad x_{06} + \eta_6 \sin y_6)^T] = \min \end{aligned} \quad (7)$$

为保证上述最优化问题中的最小二乘解存在的唯一性,即由 6 个参数构成的最优参数矢量  $X^*$  存在的唯一性,则 GCP 的个数不应少于 3 个。同时,为提高全轨导航的定位精度,须考虑到 GCPs 的合理选取。在实验中我们发现,选取的不少于 3 个的 GCP 中,最好应保证有 2 个 GCP 分别分布在星下点位置和大扫描角的边缘点位置。这样选取的 GCP 可使得星下点位置和大扫描角的边缘点位置的导航定位精度保持较好的一致性。

### 3.4 估算卫星姿态系统偏差

设地心惯性坐标系至卫星轨道坐标系的转换矩阵为  $T_1$ , 卫星轨道坐标系至卫星星体坐标系的转换矩阵为  $T_2$ 。卫星轨道坐标系与卫星星体坐标系之间的夹角为卫星的 3 个姿态角,即侧滚角  $\alpha$  (roll), 俯仰角  $\beta$  (pitch), 偏航角  $\gamma$  (yaw), 记为  $(\alpha, \beta, \gamma)$ 。不难看出,坐标转换矩阵  $T_2$  只与  $\alpha, \beta, \gamma$  有关:

$$T_2 = \begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma & 0 \\ -\sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (8)$$

考虑到姿态角  $\alpha, \beta, \gamma$  都较小,因而可得到:

$$T_2 \approx \begin{bmatrix} 1 & \gamma & -\beta \\ -\gamma & 1 & \alpha \\ \beta & -\alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$T_2^{-1} = T_2^T \approx \begin{bmatrix} 1 & -\gamma & \beta \\ \gamma & 1 & -\alpha \\ -\beta & \alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

在导航过程中,对选取的第  $i$  个  $P_i$ ,我们已知该  $P_i$  对应的扫描时间和扫描角  $(t_i, \sigma_i)$  以及从高分辨率参考图像上获知的精确地理经纬度  $(\lambda_{ai}, \Phi_{ai})$ 。由上述已知信息估算卫星姿态系统偏差  $(\alpha, \beta, \gamma)$  的过程如下:

(1) 对选取的第  $i$  个  $P_i$  的精确位置,即地理经纬度为  $(\lambda_{ai}, \Phi_{ai})$  处,求取其在卫星轨道坐标系中对应的单位矢量  $\vec{u}_i^S$ 。

由地理经纬度为  $(\lambda_{ai}, \Phi_{ai})$ ,可转换求得地心经纬度为  $(\lambda'_{ai}, \Phi'_{ai})$ :

$$\lambda'_{ai} = \lambda_{ai} + \lambda_{Gi} \quad (11)$$

$$\Phi'_{ai} = \text{tg}^{-1}[(1 - e_e^2)\text{tg} \Phi_{ai}] \quad (12)$$

式中  $\lambda_{Gi}$  是第  $i$  个  $P_i$  对应观测时刻  $t_i$  的时角(格林威治赤经)。

在地心惯性坐标系中,设第  $i$  个  $P_i$  的精确位置对应的矢量为  $\vec{R}_i^I$ ,其单位矢量为  $\vec{u}_i^I$ 。记  $\vec{R}_i^I = [R_{xi}^I, R_{yi}^I, R_{zi}^I]^T$ ,  $\vec{u}_i^I = [u_{xi}^I, u_{yi}^I, u_{zi}^I]^T$ 。由第  $i$  个  $P_i$  的地心经纬度  $(\lambda'_{ai}, \Phi'_{ai})$  可求得矢量  $\vec{R}_i^I$ 、单位矢量  $\vec{u}_i^I$ 。

由于  $P_i$  为地球表面上的一点,应满足式(1)的地球形态方程,即:

$$(R_{xi}^I)^2 + (R_{yi}^I)^2 + \frac{(R_{zi}^I)^2}{1 - e_e^2} = a_e^2 \quad (13)$$

同时,  $(R_{xi}^I, R_{yi}^I, R_{zi}^I)$  与  $(\lambda'_{ai}, \Phi'_{ai})$  之间满足关系:

$$(R_{xi}^I)^2 + (R_{yi}^I)^2 = (R_{zi}^I)^2 (\text{ctg} \Phi'_{ai})^2 \quad (14)$$

$$R_{yi}^I = R_{zi}^I \text{ctg} \Phi'_{ai} \cdot \sin \lambda'_{ai} \quad (15)$$

$$R_{xi}^I = R_{zi}^I \text{ctg} \Phi'_{ai} \cos \lambda'_{ai} \quad (16)$$

联立式(13), (14)可得:

$$R_{zi}^I = \frac{a_e}{\sqrt{(\text{ctg} \Phi'_{ai})^2 + \frac{1}{1 - e_e^2}}} \quad (17)$$

将式(17)代入式(15), (16),可求得  $R_{xi}^I, R_{yi}^I$  的解。

由  $\vec{R}_i^I$  可求得其对应的单位矢量  $\vec{u}_i^I$ ,即由  $[R_{xi}^I, R_{yi}^I, R_{zi}^I]^T$  求取  $[u_{xi}^I, u_{yi}^I, u_{zi}^I]^T$ :

$$\vec{u}_i^I = \frac{u_{xi}^I \hat{x}^I + u_{yi}^I \hat{y}^I + u_{zi}^I \hat{z}^I}{\sqrt{(R_{xi}^I)^2 + (R_{yi}^I)^2 + (R_{zi}^I)^2}} \quad (18)$$

于是,  $P_i$  在卫星轨道坐标系中对应的单位矢量  $\vec{u}_i^S$  为:

$$\vec{u}_i^S = [u_{xi}^S, u_{yi}^S, u_{zi}^S]^T = T_1 \vec{u}_i^I = T_1 [u_{xi}^I, u_{yi}^I, u_{zi}^I]^T \quad (19)$$

(2) 求取选取的第  $i$  个  $P_i$  在卫星轨道坐标系中对应的单位扫描矢量  $P_i^S$ 。

对选取的第  $i$  个  $P_i$ ,该  $P_i$  对应的天顶扫描角为  $\sigma_i$ 。在卫星星体坐标系中,卫星至该  $P_i$  的扫描矢量  $\vec{P}_i^A$  可表示为:

$$\vec{P}_i^A = p P_i^A \quad (20)$$

其中,  $p$  为距离,  $P_i^A$  为扫描单位矢量。

在卫星星体坐标系中,扫描单位矢量  $P_i^A = [0, \sin \sigma_i, \cos \sigma_i]^T$ 。假设卫星姿态系统偏差  $(\alpha, \beta, \gamma)$  存在,则在卫星轨道坐标系中,卫星至该  $P_i$  的单位扫描矢量  $P_i^S$  为:

$$P_i^S = T_2^T P_i^A \approx \begin{bmatrix} 1 & -\gamma & \beta \\ \gamma & 1 & -\alpha \\ -\beta & \alpha & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \sin \sigma_i \\ \cos \sigma_i \end{bmatrix} \quad (21)$$

(3) 在卫星轨道坐标系中,由  $P_i$  的精确位置单位矢量  $\vec{u}_i^S$  和单位扫描矢量  $P_i^S$  之间的对应数学模型,在最小二乘准则下估算卫星姿态系统偏差  $(\alpha, \beta, \gamma)$ 。

对选取的第  $i$  个  $P_i$ ,从高分辨率参考图像上获知的精确位置  $(\lambda_{ai}, \Phi_{ai})$  在卫星轨道坐标系中对应的单位矢量  $\vec{u}_i^S$ ,与卫星至该  $P_i$  的单位扫描矢量  $P_i^S$  之间可建立如下关系式:

$$\vec{u}_i^S = P_i^S + \epsilon_i \quad (22)$$

其中,  $\epsilon_i$  为  $\vec{u}_i^S$  与  $P_i^S$  之间的差,对应的 3 个坐标方向上的差值分量分别为  $\epsilon_{xi}, \epsilon_{yi}, \epsilon_{zi}$ 。

将上式展开并进行整理可得到如下关系式:

$$\begin{bmatrix} u_{xi}^S \\ u_{yi}^S - \sin \sigma_i \\ u_{zi}^S - \cos \sigma_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \cos \sigma_i & -\sin \sigma_i \\ -\cos \sigma_i & 0 & 0 \\ \sin \sigma_i & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \epsilon_{xi} \\ \epsilon_{yi} \\ \epsilon_{zi} \end{bmatrix} \quad (23)$$

对选取的  $N$  个  $P_i (i=1, 2, \dots, N)$ ,根据上述关系式可估算卫星姿态系统偏差  $(\alpha, \beta, \gamma)$ 。

### 3.5 导航定位中 AVHRR 数据的再定位

导航定位的最后一个环节是用调整后的历元时刻和卫星轨道根数、估算所得的卫星姿态角数据进行 AVHRR 数据的再定位。AVHRR 数据的再定位分两步进行:首先是用调整后的历元时刻和卫星轨道根道,通过卫星轨道计算确定卫星位置;然后,再根据星上扫描器 AVHRR 的扫描几何特性,利用估算所得的卫星姿态角数据,确定地面扫描点的地理经纬度。

## 4 实验结果

表 2 为 NOAA-15 (1998 年 9 月 2 日) NOAA AVHRR 数据地理定位的实例。表 2 中给出了直接定位、导航定位(分无卫星姿态系统偏差校正、有卫星姿态系统偏差校正两种情况)中对应选取的地面

控制点(GCP)或测试点(Test)的计算经纬度值和实际经纬度数值,并给出了在均方根差(RMSE)意义下的定位精度结果。前后对比可看出导航过程中 6 个定位参数( $t_0, \omega_0, M_0, \Omega_0, a_0, e_0$ )调整、卫星姿态系统偏差纠正的效果。其中, NOAA-15 (1998 年 9 月 2 日)AVHRR 数据的直接定位利用的是当天的

表 2 NOAA-15 (1998 年 9 月 2 日)AVHRR 数据地理定位结果

Table 2 Results of location for NOAA-15 AVHRR data

	序号	类型	实际经纬度值/(°)	计算经纬度值/(°)	计算经纬度误差/(°)	对应距离误差/km
直接定位	1	Test	(119.8594, 37.3660)	(119.8711, 37.3388)	(0.0117, -0.0282)	3.24
	2	Test	(121.2188, 39.5062)	(121.2422, 39.4880)	(0.0134, -0.0182)	2.27
	3	Test	(124.6523, 38.1237)	(124.6875, 38.1237)	(0.0352, 0.0000)	2.82
	4	Test	(120.6914, 36.1243)	(120.7148, 36.1052)	(0.0234, -0.0191)	2.81
	5	Test	(121.8750, 38.9564)	(121.8984, 38.9380)	(0.0234, -0.0184)	2.76
	6	Test	(120.2813, 37.6756)	(120.3047, 37.6569)	(0.0234, -0.0187)	2.78
	7	Test	(124.6406, 39.5883)	(124.6641, 39.5883)	(0.0235, 0.0000)	1.88
	8	Test	(117.5234, 47.6866)	(117.5468, 47.6772)	(0.0234, -0.0094)	2.14
	9	Test	(117.6758, 49.3215)	(117.7110, 49.3121)	(0.0352, -0.0094)	3.00
	10	Test	(111.1211, 39.3831)	(111.1445, 39.3647)	(0.0234, -0.0184)	2.76
导航定位 #1	1	GCP	(119.8594, 37.3660)	(119.8770, 37.3519)	(0.0176, -0.0141)	2.09
	2	GCP	(121.2188, 39.5062)	(121.2188, 39.5203)	(0.0000, 0.0141)	1.55
	3	GCP	(124.6523, 38.1237)	(124.6259, 38.1096)	(-0.0264, -0.0141)	2.62
	4	GCP	(120.6914, 36.1243)	(120.6738, 36.1384)	(-0.0176, 0.0141)	2.09
	5	GCP	(121.8750, 38.9564)	(121.8926, 38.9564)	(0.0176, 0.0000)	1.41
	6	Test	(120.2813, 37.6756)	(120.2813, 37.6897)	(0.0000, 0.0141)	1.55
	7	Test	(124.6406, 39.5883)	(124.6230, 39.5883)	(-0.0176, 0.0000)	1.41
	8	Test	(117.5234, 47.6866)	(117.5058, 47.6866)	(-0.0176, 0.0000)	1.41
	9	Test	(117.6758, 49.3215)	(117.6934, 49.3356)	(0.0176, 0.0141)	2.09
	10	Test	(111.1211, 39.3831)	(111.1035, 39.3972)	(-0.0176, 0.0141)	2.09
导航定位 #2	1	GCP	(119.8594, 37.3660)	(119.8682, 37.3582)	(0.0088, -0.0078)	1.11
	2	GCP	(121.2188, 39.5062)	(121.2188, 39.5140)	(0.0000, +0.0078)	0.86
	3	GCP	(124.6523, 38.1237)	(124.6391, 38.1159)	(-0.0088, -0.0078)	1.11
	4	GCP	(120.6914, 36.1243)	(120.6826, 36.1321)	(-0.0088, +0.0078)	1.11
	5	GCP	(121.8750, 38.9564)	(121.8838, 38.9564)	(0.0088, 0.0000)	0.70
	6	Test	(120.2813, 37.6756)	(120.2813, 37.6834)	(0.0000, 0.0078)	0.86
	7	Test	(124.6406, 39.5883)	(124.6318, 39.5883)	(-0.0088, 0.0000)	0.70
	8	Test	(117.5234, 47.6866)	(117.5322, 47.6866)	(0.0088, 0.0000)	0.70
	9	Test	(117.6758, 49.3215)	(117.6758, 49.3293)	(0.0000, 0.0078)	0.86
	10	Test	(111.1211, 39.3831)	(111.1123, 39.3831)	(-0.0088, 0.0000)	0.70
直接定位:			RMSE-Longitude=0.0247°		RMSE-Latitude=0.0163° (相当于地面距离 2.7km)	
导航定位 #1:			RMSE-Longitude=0.0160°		RMSE-Latitude=0.0110° (相当于地面距离 1.9km)	
导航定位 #2:			RMSE-Longitude=0.0074°		RMSE-Latitude=0.0060° (相当于地面距离 0.9km)	

注: 导航定位 #1——进行 6 个定位参数( $t_0, \omega_0, M_0, \Omega_0, a_0, e_0$ )调整, 无卫星姿态系统偏差校正; 导航定位 #2——进行 6 个定位参数( $t_0, \omega_0, M_0, \Omega_0, a_0, e_0$ )调整, 以及卫星姿态系统偏差校正。

TBUS 轨道报; 导航定位也是基于该天的 TBUS 轨道报, 其中第一种情况仅进行了历元时刻和卫星轨道根数的调整, 无卫星姿态系统偏差校正, 第二种情况则进行了历元时刻和卫星轨道根数的调整、以及卫星姿态系统偏差的校正。导航定位采用了两种参考图像——1:100 万数字地图数据和从 30 m 分辨率的 Landsat TM 图像中提取的边缘图像, 利用其中地理标志比较明显的海岸线数据作 GCPs, 得到定位精度很高的 GCPs。

表 2 定位结果为: 利用当天 TBUS 轨道报的直接定位精度为 2.7km, 小于星下点 3 个像元大小(3.3km); 仅进行 6 个定位参数( $t_0$ ,  $\omega_0$ ,  $M_0$ ,  $\Omega_0$ ,  $a_0$ ,  $e_0$ )调整、无卫星姿态系统偏差校正的导航定位精度为 1.9km, 小于星下点 2 个像元大小(2.2km); 进行 6 个定位参数( $t_0$ ,  $\omega_0$ ,  $M_0$ ,  $\Omega_0$ ,  $a_0$ ,  $e_0$ )调整, 并且校正卫星姿态系统偏差的导航定位精度为 0.9km 左右, 小于星下点 1 个像元大小(1.1km)。

## 5 结 论

一系列的实验结果表明, 采用提出的导航定位方法, 利用时间间隔在两天以内的 TBUS 轨道报, 整条轨道大范围内的 AVHRR 数据的直接定位精度在 3 个像元左右, 无卫星姿态系统偏差校正的导航定位精度可达到 2 个像元; 加入卫星姿态系统偏差校正后, 导航定位精度可稳定提高到 1 个像元左右, 在星下点附近位置小于 1 个像元。

对导航定位后的卫星图像, 还可利用几何精校正对一定小范围卫星图像内存在的局部定位误差进行进一步的有效校正。我们利用了两种参考图像

——1:100 万数字地图数据和 30m 分辨率的 Landsat TM 图像, 采用基于 GCBs (Ground Control Blocks, 地面控制块)的边缘图像匹配方法得到定位精度更高的 GCBs 特征块, 可使经几何精校正后的图像定位精度稳定达到亚像元级水平, 即小于 0.5 个像元。经过以上的导航、几何精校正处理后, 图像定位精度基本可满足目前遥感定量分析应用的要求。

## 参 考 文 献 (References)

- 1 Rosborough G. W. et al. Precise AVHRR image navigation. *IEEE Trans. Geosci. and Remote Sensing*, 1994, **32**(3): 644—657
- 2 Moreno J. F., Melia J. A method for accurate geometric correction of NOAA AVHRR HRPT data. *IEEE Trans. Geosci. and Remote Sensing*, 1993, **31**(1): 204—226.
- 3 Emery W. J. et al. AVHRR image navigation: summary and review. *Photogrammetr. Eng. Remote Sensing*, 1989, **55**(8): 1175—1183.
- 4 Wu Bingfang. A simplified method of accurate geometric correction for NOAA AVHRR 1B data. *Remote Sensing of Environment*, 1994, **9**(4): 287—295. [吴炳方. NOAA AVHRR 1B 数据的几何精校正. 环境遥感, 1994, **9**(4): 287—295.]
- 5 Krasnopolsky V. M., Breaker L. C. The problem of AVHRR image navigation revisited. *Int. J. Remote Sensing*, 1994, **15**(5): 979—1008.
- 6 Cracknell A. P., Paithoonwathanakij K. Pixel and sub-pixel accuracy in geometric correction of AVHRR imagery. *Int. J. Remote Sensing*, 1989, **10**(4,5): 661—667.
- 7 Baldwin D., Emery W. J. Spacecraft attitude variations of NOAA-11 inferred from AVHRR imagery. *Int. J. Remote Sensing*, 1995, **16**(3): 531—548.

## 作 者 简 介

张 斌, 男, 1970 年 3 月生。1992 年、1995 年、1999 年毕业于清华大学电子工程系, 分获学士、硕士学位、博士学位。主要从事气象卫星的高精度定位及其应用方面的研究, 已发表论文 6 篇。

## High Precision Navigation of NOAA AVHRR Data

ZHANG Bin ZHU Zheng-Zhong GE Cheng-Hui WU You-Shou

(*Department of Electronic Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084*)

**Abstract** Based on the quantitative analysis of the major error sources for NOAA AVHRR data, this paper presents a new navigation method. In this method, correction of time-drift onboard and adjustment of the ephemeris data is carried out at the criteria of constraint Least-Mean-Square-Error; and the spacecraft attitude deviations is also estimated and corrected. This navigation method is comprehensively considered with other critical elements of location, such as orbit calculation of satellite, determination of the position information of each pixel, and precise image registration between reference image and slave image. By using high resolution 1:1,000,000 digital map data and LANDSAT TM data to identify GCPs (Ground Control Points), the geolocation accuracy of selected GCPs can be improved. With these accurate GCPs, the geolocation accuracy of navigation for NOAA AVHRR data can be improved to 1km in the whole image, and less than 1km at nadir.

**Key words** Polar-orbit meteorological satellite, Location, Navigation