

文章编号: 1007-4619 (2005)01-0057-07

# Landsat 7 图像快速几何校正方法研究

唐海蓉, 吴一戎, 向茂生, 朱敏慧

(中国科学院电子学研究所, 北京 100080)

**摘 要:** Landsat 7 采用双向扫描的方式, 由于扫描非线性及卫星姿态和轨道的波动, 使得建立卫星视线的计算量增大。引入一种求视线的快速方法, 将图像上的扭曲分解为标称扫描镜及卫星运动引起的和 7 个偏离标称运动的微扰量引起的两个部分, 详细分析了各个微扰量造成的影响, 建立了一个新的视线求解方程。最后用实际的数据验证了方法的速度和精度。

**关键词:** Landsat 7; 几何校正; 视线; 扭曲; 微扰量

**中图分类号:** TP751.1 **文献标识码:** A

## 1 引 言

Landsat 7 为双向扫描型的遥感卫星, 其系统级几何校正过程具有其独特性和复杂性。双向扫描中的非线性和高频晃动, 增加了建立从未校正图像平面到校正图像平面之间的转换关系时的计算量。

计算正反投影因子时, 每个扫描行需要选取多个网格, 每格各有一组正反投影因子<sup>[1]</sup>。如果计算投影因子时至少采用 4 个点, 那么计算每个网格的投影因子时都需要计算至少 4 次 LOS (探测器对地球成像的视线) 及其视点 (LOS 到地球表面的交点)。计算 LOS 和视点是系统级几何校正中最耗时的部分, 如果能做到简化这个计算过程, 那么整个校正过程的速度将会大大提高。

Igor Levine 曾提出采用将图像的扭曲分解为标称的卫星运动引起的扭曲和卫星位置偏离、传感器 LOS 偏离引起的扭曲, 并将前者视为低频扭曲, 可以离线计算获得, 后者根据实际飞行中的参量来修正实际的投影位置<sup>[2]</sup>。Yoichi Seto 后来也引用了这种方法<sup>[3]</sup>。

Igor Levine 主要考虑了 6 个导致偏离标称投影的主要因子, 分别为: 3 个卫星姿态角 (偏航角、侧滚角、俯仰角), 3 个卫星位置偏离量 (沿飞行方向偏离角、垂直飞行方向偏离角、半径方向偏离量)。

但事实上, 由于双向扫描时扫描镜的非线性运动和高频晃动, 仅仅考虑上述 6 个因子是不足的。扫描镜的非线性运动和高频晃动主要存在于扫描方向, 在垂直扫描方向可以忽略不计, 因此, 为了使得系统级几何校正模型更加精确, 文中引入了扫描镜位置在扫描方向的偏移量。

同时, 如果测量或短期外推卫星位置时得到的值是地球惯性坐标系下的值, 那么, 卫星位置的偏离量不再采用轨道坐标系下采用的 3 个偏离量, 而采用地球惯性坐标系下绕 X, Y, Z 轴的旋转角。

## 2 系统级几何校正原理

### 2.1 几何校正过程

系统级几何校正的关键是建立地球固定坐标系中的 LOS 和从未校正图像平面 (以下称为输入平面) 到校正图像平面 (以下称为输出平面) 之间的相互转换关系。校正过程如下:

- 建立地球固定坐标系下的 LOS, 如图 1;
- LOS 投影到大地坐标系及地图平面;
- 建立输入平面到输出平面之间的相互转换关系;
- 寻找输出平面点在输入平面中的对应关系;
- 在整个输出平面内执行重采样。

收稿日期: 2003-04-02; 修订日期: 2003-05-09

**作者简介:** 唐海蓉 (1975-), 女, 2003 年毕业于北京理工大学电气工程及其自动化专业, 现为中科院电子学研究所博士研究生, 1999 年开始从事遥感卫星图像的辐射校正、几何校正、融合和质量评估。已发表论文 4 篇。

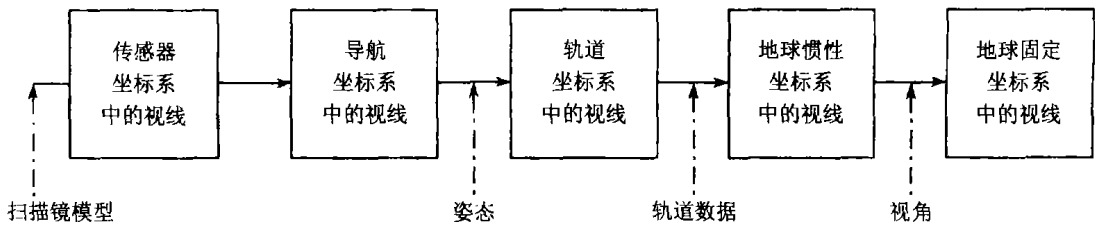


图 1 地球固定坐标系中的 LOS 建立

Fig. 1 Generation of line of sight in earth fixed coordinate

输入平面和输出平面之间的转换关系采用两个平面之间的投影方程来表达, 本文采用了一阶线性投影方程。由于扫描镜扫描的非线性, 整个扫描行采用一个投影方程显然是不精确的。为了较精确地表达输入和输出平面之间的转换关系, 每个扫描行分割为 66 个网格, 前面每格宽 96 个采样, 一扫描行多余部分组成第 65 格。每格各有一组正反线性投影因子, 如(1)式和(2)式:

正向投影(输入到输出)方程:

$$\begin{aligned} S_o &= a_0 + a_1 \times S_i + a_2 \times L_i + a_3 \times S_i \times L_i \\ L_o &= b_0 + b_1 \times S_i + b_2 \times L_i + b_3 \times S_i \times L_i \end{aligned} \quad (1)$$

反向投影(输出到输入)方程:

$$\begin{aligned} S_i &= c_0 + c_1 \times S_o + c_2 \times L_o + c_3 \times S_o \times L_o \\ L_i &= d_0 + d_1 \times S_o + d_2 \times L_o + d_3 \times S_o \times L_o \end{aligned} \quad (2)$$

其中  $S_i, L_i$  是输入采样、行;  $S_o, L_o$  是输出采样、行; 其余为线性投影因子。

从输入平面的  $S_i, L_i$  计算输出平面的  $S_o, L_o$ , 需要计算该输入平面内的采样点对应的大地坐标系内的视点坐标。

一景图像有 375 个扫描行, 每行有 66 个网格, 每个网格至少需要 4 个点, 也就是说要计算 99 000 次 LOS 和投影。如果按照常规方法, 也就是使用传感器坐标系下 LOS 建立和坐标转换方法来计算每个坐标系下的 LOS 和最终的投影, 那么计算 LOS 和投影成为整个几何校正过程中最耗时的部分, 因此寻求一种计算 LOS 和视点的简化方法对于加快几何校正速度具有重要的意义。为此下面我们引进了一种解决思路。

## 2.2 几何校正加速方法

卫星运动时受到两类作用力, 第一类是地球质心引力, 另一类是摄动力, 摄动力和中心引力相比, 量级小于 0.001。在没有摄动力情况下的卫星轨道可以基本精确地解得, 以此作为基础可以推求得较

精确的受摄轨道。扫描镜的运动可以根据发射前的线性运动的五阶修正模型来获得。通过这种方法推导得到的短期卫星轨道和扫描镜运动称为标称轨道和标称运动, 并假定姿态为 0。在标称轨道下, 可以得知任一时刻的标称卫星位置和速度; 可以根据扫描镜标称运动, 求得传感器坐标系下任一时刻的标称 LOS 单位矢量。结合两者, 最终可以求得地球惯性坐标系下, LOS 矢量和地球表面交点的标称坐标。

但是, 实际卫星轨道和扫描镜运动与标称值总有一定的偏离, 因此实际的 LOS 和标称的 LOS 也有一定的偏离。为此引进 7 个参量表示这些偏离, 分别为 3 个卫星位置的偏离分量、3 个姿态分量、1 个扫描镜扫描方向偏置角。卫星位置偏置以  $\delta_1, \delta_2, \delta_3$  表示, 若采用轨道坐标系下的偏离量,  $\delta_1$  表示沿着飞行轨迹方向偏置,  $\delta_2$  表示垂直飞行轨迹方向偏置,  $\delta_3$  表示沿着轨道半径方向的相对偏置(为  $(r_1 - r_2)/r_1$ ); 若采用惯性坐标系下的偏离量,  $\delta_1, \delta_2, \delta_3$  分别表示绕 X, Y, Z 轴的偏置角。姿态分量以  $\delta_4, \delta_5, \delta_6$  分别表示偏航、侧滚、俯仰角。扫描方向偏置角以  $\delta_7$  表示。

根据有关资料和文献<sup>[2]</sup>及实际数据, Landsat 7 的短期轨道偏置很小, 在轨道坐标系下,  $\delta_1$  和  $\delta_2$  是小于 1mrad 的小角度,  $\delta_3$  也小于 0.0015mrad; 在地球惯性坐标系下,  $\delta_1, \delta_2, \delta_3$  均小于 1mrad。根据 Landsat 7 的 0 级产品统计, 可以计算得到其姿态波动和扫描镜偏置都是很小的角度, 数量级小于 0.2mrad。

如图 2,  $\mathbf{x}$  为地球固定坐标系下卫星位置矢量,  $\mathbf{los}$  表示 LOS 单位矢量,  $m$  为 LOS 矢量长度,  $\mathbf{u}$  为地球质心到 LOS 和地球表面交点构成的矢量。标称的  $\mathbf{u}$  被称为  $\mathbf{u}^n$ , 实际的  $\mathbf{u}$  和  $\mathbf{u}^n$  之间可以构造如下关系:

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}^n + \sum_{k=1}^7 \left[ \left( \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial \delta_k} \right) \cdot \delta_k \right] \quad (3)$$

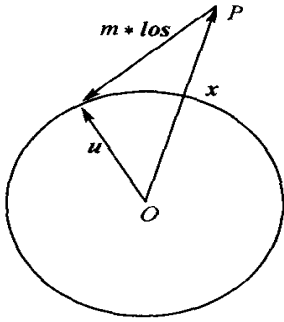


图 2 视线及视点

Fig. 2 Line of sight and its projection

任一时刻的  $u^n$  和偏导量可以离线计算获取,  $\delta_k (k=1, 2, \dots, 7)$  是该时刻测量或计算到的偏置。

这种方法的优点有两个。首先通过偏导计算法, 简化了计算  $u$  的过程; 其次, 由于相对  $u$  的变化,  $u$  的偏导的变化相对较慢, 这样可以适当减少偏导的计算个数。

### 3 快速几何校正中各偏导量的计算

#### 3.1 扫描镜沿着扫描方向偏置的影响

由于扫描镜运动偏离标称位置将引起传感器坐标系下的 LOS 矢量的变化, LOS 矢量由探测器沿着扫描方向角和垂直扫描方向角决定, 这两个角和扫描镜的扫描运动有关。因为扫描镜沿着扫描方向的偏离引起的探测器沿着扫描方向角改变。

$$A_{\text{along}} = A_{\text{along}}^n + 2\delta_7 \quad (4)$$

其中  $A_{\text{along}}$  为探测器沿着扫描方向角,  $A_{\text{along}}^n$  为其标称值。由于探测器垂直扫描方向扫描角的变化极小, 可忽略不计, 其真值和标称值均为  $A_{\text{across}}$ 。传感器坐标系下的 LOS 矢量  $l_s = (los_1, los_2, los_3)$  的表达为:

$$\begin{aligned} los_1 &= \sin(A_{\text{across}}) \cos(A_{\text{along}}) \\ los_2 &= \sin(A_{\text{along}}) \\ los_3 &= \cos(A_{\text{across}}) \sin(A_{\text{along}}) \end{aligned} \quad (5)$$

将  $l_s$  对  $\delta_7$  求导得:

$$\begin{aligned} \frac{\partial l_s}{\partial \delta_7} &= [-2\sin(A_{\text{across}}) \cdot \sin(A_{\text{along}}), 2\cos(A_{\text{along}}), \\ &2\cos(A_{\text{across}}) \cdot \cos(A_{\text{along}})] \end{aligned} \quad (6)$$

#### 3.2 姿态分量的影响

从导航坐标系到轨道坐标系的转换涉及 3 个姿态分量, 分别为偏航角  $\delta_4$ 、侧滚角  $\delta_5$ 、俯仰角  $\delta_6$ 。这 3 个角构成的 LOS 总旋转矩阵为:

$$\begin{aligned} T &= \begin{bmatrix} \cos \delta_4 & \sin \delta_4 & 0 \\ -\sin \delta_4 & \cos \delta_4 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \delta_5 & \sin \delta_5 \\ 0 & -\sin \delta_5 & \cos \delta_5 \end{bmatrix} \\ &\times \begin{bmatrix} \cos \delta_6 & 0 & -\sin \delta_6 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \delta_6 & 0 & \cos \delta_6 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

由于  $\delta_4, \delta_5, \delta_6 < 1 \text{ mrad}$ , 因而其正弦值约等于其角弧度值, 其余弦值约等于 0。令:

$$T = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, T_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix}, T_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

令  $I$  为单位矩阵, 则  $T$  可以表达为:

$$T = (I + T_1 \delta_4)(I + T_2 \delta_5)(I + T_3 \delta_6) \quad (9)$$

轨道坐标系下的 LOS 可以表示为:

$$l_o = T l_s \quad (9)$$

### 3.3 卫星位置偏置的影响

#### 3.3.1 卫星位置偏离以轨道坐标系下的偏置表示时

在标称的轨道坐标系中, 假定某一时刻的标称卫星位置是  $y_n$ , 实际的或短期外推的卫星位置偏离标称位置  $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ 。

卫星位置没有偏离时, 从轨道坐标系中矢量转换到地球固定坐标系中矢量时的旋转矩阵  $P$ ,  $P$  可以预先获得, 与各偏离量无关, 则地球固定坐标系中的 LOS 矢量为:

$$l_E = P l_o \quad (11)$$

存在卫星位置的偏离时, 忽略极短时间内卫星速度方向的变化, 真实的地球固定坐标系中的 LOS 矢量成为:

$$l_E = P(I - T_3 \delta_1)(I - T_2 \delta_2) l_o = P E T l_s \quad (12)$$

其中  $E = (I - T_3 \delta_1)(I - T_2 \delta_2)$ 。

将  $l_E$  关于  $\delta_k (k=1, 2, \dots, 7)$  求偏导, 得:

$$\frac{\partial l_E}{\partial \delta_k} = P \frac{\partial (E T)}{\partial \delta_k} l_s + P (E T) \frac{\partial l_s}{\partial \delta_k} \quad (13)$$

#### 3.3.2 卫星位置偏离以地球惯性坐标系下的偏置表示时

在标称的地球惯性坐标系中, 假定某一时刻的标称卫星位置是  $y_n$ , 实际的或短期外推的卫星位置偏离标称位置  $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ 。

卫星位置没有偏离时, 从轨道坐标系中矢量转换到地球惯性坐标系中矢量时的转换矩阵  $P_1$ , 从地球惯性坐标系中矢量转换到固定坐标系中矢量时的

旋转矩阵  $P_2$ ,  $P_1$  和  $P_2$  可以预先获得, 与各偏离量无关, 则地球固定坐标系中的 LOS 矢量为:

$$\mathbf{l}_E^0 = P_2 P_1 \mathbf{l}_O \quad (14)$$

存在卫星位置的偏离时, 忽略极短时间内卫星速度方向的变化, 从地球固定坐标系中的标称矢量到真实矢量的旋转矩阵为:

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \delta_1 & \sin \delta_1 \\ 0 & -\sin \delta_1 & \cos \delta_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \delta_2 & 0 & -\sin \delta_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \delta_2 & 0 & \cos \delta_2 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \cos \delta_3 & \sin \delta_3 & 0 \\ -\sin \delta_3 & \cos \delta_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (15)$$

由于  $\delta_1, \delta_2, \delta_3 < 1 \text{ mrad}$ , 因而其正弦值约等于其角弧度值, 其余弦值约等于 0。则  $H$  可以表达为:

$$H = (I + T_2 \delta_1)(I + T_3 \delta_2)(I + T_1 \delta_3) \quad (16)$$

地球固定坐标系中的 LOS 矢量变为:

$$\mathbf{l}_E = P_2 H P_1 \mathbf{l}_O = P_2 H P_1 T \mathbf{l}_S \quad (17)$$

将  $\mathbf{l}_E$  关于  $\delta_k (k=1, 2, \dots, 7)$  求偏导, 得:

$$\frac{\partial \mathbf{l}_E}{\partial \delta_k} = \frac{\partial (P_2 H P_1 T)}{\partial \delta_k} \mathbf{l}_S + (P_2 H P_1 T) \frac{\partial \mathbf{l}_S}{\partial \delta_k} \quad (18)$$

### 3.4 计算 LOS 和地球表面交点坐标及其偏导数

根据图 2, 地球赤道半径  $a$ , 极半径  $b$ , 则地球固定坐标系下各个量之间有如下关系:

$$\mathbf{u} = \mathbf{x} + m \mathbf{l}_E \quad (19)$$

$$\frac{u_1^2 + u_2^2}{a^2} + \frac{u_3^2}{b^2} = 1 \quad (20)$$

对(19)式关于  $\delta_k (k=1, 2, \dots, 7)$  求导, 为:

$$\mathbf{u}' = \mathbf{x}' + m \mathbf{l}'_E + m' \mathbf{l}_E \quad (21)$$

引入,  $e_1 = e_2 = 1, e_3 = a/b$ , 由(19), (20)式得到:

$$\sum_{i=1}^3 e_i^2 (x_i + m l_{Ei})^2 = a^2 \quad (22)$$

由(22)式可以求出:

$$m' = - \frac{\sum_i (m l'_{Ei} + x'_i)(m l_{Ei} + x_i) e_i^2}{\sum_i l_{Ei} (m l_{Ei} + x_i) e_i^2} = - \frac{\sum_i u_i e_i^2 (x_i + h l'_{Ei})}{\sum_i l_{Ei} u_i e_i^2}, i = 1, 2, 3 \quad (23)$$

将(23)式代入(21)式, 得:

$$\mathbf{u}'_k = \left[ - \sum_i l_{Ei} u_i e_i^2 \left( \mathbf{x}'_k + m \mathbf{l}'_{Ek} \right) \sum_{i \neq k} l_{Ei} u_i e_i^2 - l_{Ek} \left( \sum_{i \neq k} l_{Ei} u_i e_i^2 \right) \right] \mathbf{u}_k, k = 1, 2, 3 \quad (24)$$

由此,  $\mathbf{u}'$  又可以被写作:

$$\mathbf{u}' = C(\mathbf{x}' + m \mathbf{l}'_E) \quad (25)$$

其中  $C$  是  $3 \times 3$  的矩阵,

$$C_{kk} = 1 + u_k l_{Ek} e_k^2 \left[ - \sum_i l_{Ei} u_i e_i^2 \right]^{-1} \quad (26)$$

$$C_{kj} = u_j l_{Ek} e_j^2 \left[ - \sum_i l_{Ei} u_i e_i^2 \right]^{-1} \quad (27)$$

#### 3.4.1 卫星位置偏离以轨道坐标系下的偏置表示时

在标称的轨道坐标系中, 假定某一时刻的标称卫星位置是  $\mathbf{y}_n$ , 则在地球固定坐标系中, 存在偏置的卫星位置矢量为:

$$\mathbf{x} = P \mathbf{y} = P(I - T_3 \delta_1)(I - T_2 \delta_2)(I - \delta_3) \mathbf{y}_n = P D \mathbf{y}_n \quad (28)$$

其中  $D = (I - T_3 \delta_1)(I - T_2 \delta_2)(I - \delta_3)$ , 则:

$$\mathbf{x}' = P D' \mathbf{y}_n \quad (29)$$

再结合(13)式, 可以得到  $\mathbf{u}'$ 。

#### 3.4.2 卫星位置偏离以地球惯性坐标系下的偏置表示时

在标称的地球惯性坐标系中, 假定某一时刻的标称卫星位置是  $\mathbf{q}_n$ , 则在地球固定坐标系中, 存在偏置的卫星位置矢量为:

$$\mathbf{x} = P_2 \mathbf{q} = P_2(I - T_3 \delta_1)(I - T_2 \delta_2)(I - T_1 \delta_3) \mathbf{q}_n = P_2 E \mathbf{q}_n \quad (30)$$

$$\mathbf{x}' = P_2 E' \mathbf{q}_n \quad (31)$$

再结合(18)式, 可以得到  $\mathbf{u}'$ 。

### 3.5 方法扩展(部分偏导法)

如果实际计算时无法预先得到卫星的轨道参数(标称卫星位置和速度), 那么仍然可以使用论文引进的偏导方法。求轨道坐标系下的 LOS 矢量时采用对 4 个微扰量(扫描镜沿着扫描方向偏离、3 个姿态分量)的偏导。从轨道坐标系转换到地球固定坐标系仍然采用常规的方法, 即使用实际卫星位置和速度数据进行坐标转换。

## 4 模型误差和实验结果

上述方法的误差可以使用模型计算量和常规方法计算量之差来估算, 常规方法即使用实时参量计算 LOS 及视点。由于涉及多个变量, 为了简化验算过程, 使用实验分析及仿真来估算误差。

由于视场半角度小于  $8^\circ$ , 在镜扫描期间的导数变化较小; 一般来说, 扫描角偏离量小于  $0.1 \text{ mrad}$ 。利用求导方式求传感器坐标系下的 LOS 矢量具有很高的精确度。

Landsat 7 的姿态波动量极小,如图 3,3 个姿态分量  $\delta_4, \delta_5, \delta_6$  的幅值均  $< 0.2\text{mrad}$ 。实际计算量和模型计算量的差别只存在于正弦值约等于其角弧度值、余弦值约等于 0 的近似上,扫描角最大时的误差最大。

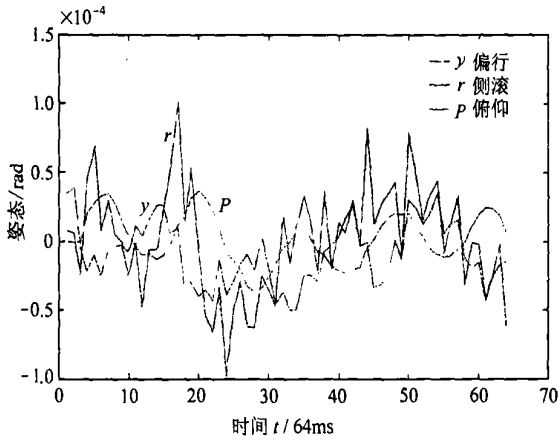


图 3 姿态分量

Fig. 3 Three attitude components

Landsat 7 卫星实际位置偏离标称轨道,在飞行方向和垂直飞行  $< 5\text{km}$ ,在地球半径方向  $< 10\text{km}$ ,即  $\delta_1, \delta_2 < 0.79\text{mrad}, \delta_3 < 0.0016$ 。

分析成像模型,当扫描角偏离量最大(同时扫描角最大时)、姿态角最大、星历误差最大时,彼此之间的影响最大,或者说交叉误差最大。为了简化计算,只估算当其他误差最大时的该项误差大小。

由于沿着扫描角影响扫描镜偏离角引起的地面误差的大小,图 4 表示沿着扫描角最大、其他误差最大时,扫描镜偏离角  $\delta_7$  对 LOS 模型误差(以  $\mu\text{rad}$  表

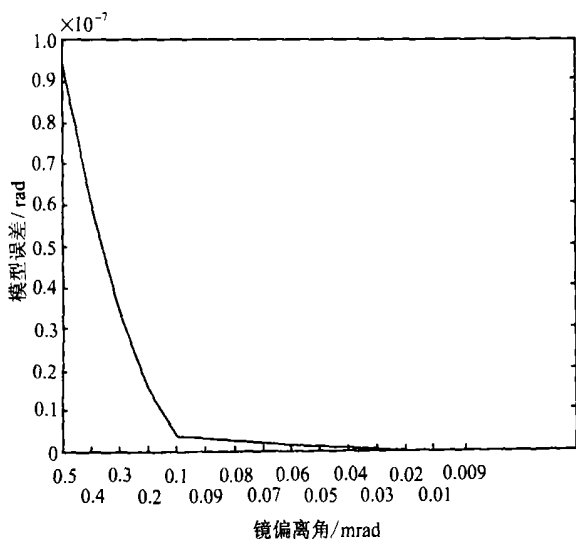


图 4 沿着扫描角最大时模型误差

Fig. 4 Model errors when along scan angle is maximum

示)的影响,图 5 表示沿着扫描角为 0、其他误差最大时,  $\delta_7$  对 LOS 模型误差的影响。图中的横坐标表示偏离标称位置的角度,0 点处表示镜偏离角为  $0.5\text{mrad}$ ,按照  $0.4\text{mrad}, 0.3\text{mrad}, 0.2\text{mrad}, 0.1\text{mrad}, 0.09\text{mrad}, 0.08\text{mrad}, \dots$  顺序递减。

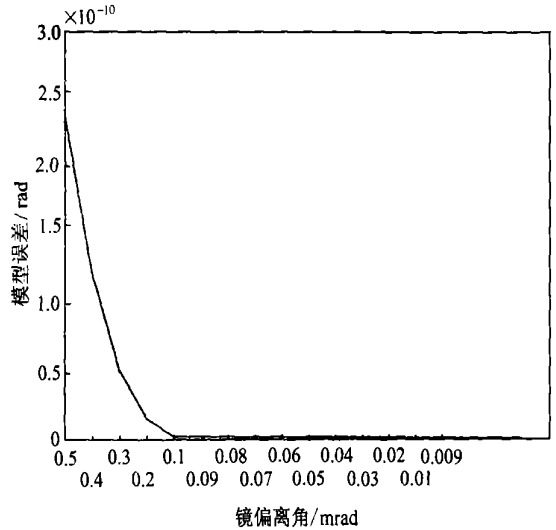


图 5 沿着扫描角为 0 时模型误差

Fig. 5 Model errors when along scan angle is zero

从图 4 和图 5 可以看出,当  $\delta_7 < 0.5\text{mrad}$  时,LOS 误差角  $< 0.1\mu\text{rad}$ ,导致地面误差  $< 0.1\text{m}$ ,体现在沿飞行轨迹方向。

当扫描角为  $8^\circ$ 、姿态(侧滚、偏航、俯仰)误差为  $0.2\text{mrad}$ 、沿着轨迹和垂直轨迹星历误差为  $5\text{km}$ 、高度方向星历误差为  $5\text{km}$  时,仿真得到模型计算量和实际计算量在沿着轨迹方向的地面误差约为  $1.30\text{m}$ ,垂直轨迹方向的地面误差约为  $1.28\text{m}$ ;当其他条件不变,高度方向星历误差为  $10\text{km}$  时,仿真得到模型计算量和实际计算量在沿着轨迹方向的地面误差约为  $2.51\text{m}$ ,垂直轨迹方向的地面误差约为  $2.44\text{m}$ 。

可见,综合所有误差因子,模型计算量和实际计算量在地面的总误差小于  $5\text{m}$ 。

使用常规方法的误差主要来源于星历测量和推算误差、姿态测量误差、扫描镜五阶多项式模型误差、星历拟合误差等,这些误差将导致地面误差约  $200-400\text{m}$ 。当采用快速几何校正法时,总误差量增加了上述的  $5\text{m}$  误差。相对于  $200-400\text{m}$  的误差,  $5\text{m}$  的误差增量可以说是很小的。

相对于常规方法,快速方法的误差增加量小于  $2.5\%$ ,而速度却增加不少。

采用这种快速几何校正方法时,每一个扫描行分为 66 格,每个网格选取 4 个点。通过预先求得的标称扫描镜位置、姿态、卫星位置,求出地球固定坐标系下每个点对应的标称坐标,并预先存储在某一位置。在实际运算时,根据每个点对应的实际参量和标称参量之差,以及偏导值,求出新的大地坐标系下的坐标。从计算步数上看,相对于常规方法,在卫星位置的偏差量计算上需要多花费 3 步减法,但是在扫描镜角计算上又减少了一步加法。然后在知道各个偏差量后,每个坐标  $(x, y)$  的计算只需计算 14 次乘法、16 次加或减法。

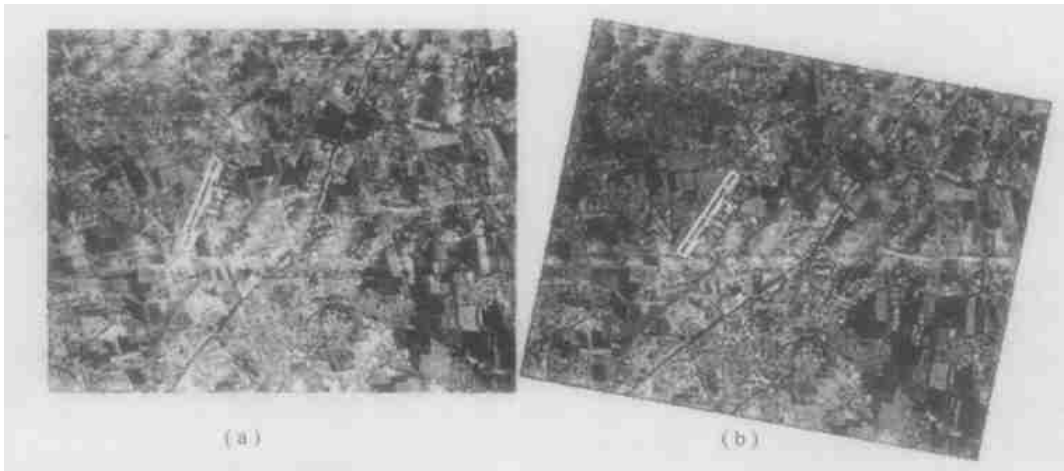


图 6 利用部分偏导方法的校正前后图

Fig. 6 Images before and after calibration through fast calibration method

采用快速几何校正方法,减少了计算 LOS 的工作量。由于偏导数变化较慢,在一定的精度要求下,网格的选择可以稀疏一些。尤其是关于扫描镜沿着扫描方向角和 3 个姿态的偏导的变化较慢,而且这 4 个微扰量的幅度较小,计算它们的偏导的网格可以相对于计算卫星位置的偏导的网格更稀疏一些。首先计算稀疏网格的偏导,然后通过插值计算密集网格的偏导,这样可以减少一部分计算量。

## 5 结 论

本文提供了一种快速的系统级几何校正方法,基于将图像的扭曲分解为扫描镜和卫星的标称运动引起和 7 个微扰量引起的扭曲,分别为 3 个卫星位

如果使用常规方法,由于需要计算从传感器坐标系下的 LOS 矢量到大地坐标系中的视点,其中涉及 LOS 建立和各级矩阵转换,因此计算过程不但有多个矩阵相乘,而且涉及求正弦、余弦等计算。相对常规方法,快速方法的总的计算速度可以提高多于 1/2。

如果采用部分偏导方法,例如计算地球固定坐标系下时仍使用真实的卫星位置和速度,速度提高约 1/4,在地面上的误差小于 1m。图 6 是采用该方法得到的校正前后的图,(a)图为校正前,(b)图为校正后,实验数据是 2001-05-19, WRS 坐标为 123/032 的 0 级波段 1 数据。

置的偏离分量、3 个姿态分量、1 个扫描镜扫描方向偏置角。通过实际数据的验算,证明该算法相对于常规算法,能够保证达到误差增量小于 2.5% 的精度,但速度却能提高 1/4 到 1/2。

## 参 考 文 献 (References)

- [ 1 ] USGS EROS Data Center. Landsat 7 Image Assessment System (IAS) Geometric Algorithm Theoretical Basis Document [R]. Version. 3.2, USA, 1997.
- [ 2 ] Igor Levine. The Geometric Correction of LANDSAT-Type Imagery Using Perturbation Techniques [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 1983, **GE-22** (3): 175-179.
- [ 3 ] Yoichi Seto, Koichi Homma, Fuminobu Komura. Geometric Correction of Algorithms for Satellite Imagery Using a Bi-Directional Scanning Sensor [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 1983, **GE-22** (3): 175-179.

## Study on Fast Geometric Correction of Landsat 7 Imagery

TANG Hai-rong, WU Yi-rong, XIANG Mao-sheng, ZHU Min-hui

(*Institute of Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China*)

**Abstract:** With the nonlinearity of bi-directional mirror scan, motion of spacecraft and attitude variability, the model of the line of sight and Projection for Landsat 7 are very complex, and it cost much time during systematically geometric correction. In order to solve this problem, a method to simplify the model and speed up the calculation process is introduced. Image distortion is decomposed into nominal distortions and perturbation caused by seven deviations from nominal motions including one mirror-scan component, three spacecraft motion components and three attitude components. The nominal mirror scan is selected as an estimated linear model. The nominal spacecraft motions are selected as three forecast orbit components. Three nominal attitudes are all selected as zero. The nominal line of sight can be calculated in advance which cost a great amount of time, and real-time calculation will cost only a little part of time. The whole process is modeled in detail. A new method is introduced in this paper when only partial components can be described. At last, through the analysis in theory and the experiments with real data, the speed and precision of the model are discussed, and the model is validated.

**Key words:** Landsat 7; geometric calibration; line of sight; distortion; perturbation