基于立体图像的月球车导航定位试验研究

马友青^①, 刘少创^{①*}, 贾阳^②, 贾永红^③, 张建利^②, 魏士俨^④, 李群智^②, 徐辛超^⑤, 吴克^②, 温博^②

① 中国科学院遥感与数字地球研究所, 北京 100101;

② 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

③ 武汉大学遥感信息工程学院, 武汉 430072;

④ 国家海洋局第三海洋研究所, 厦门 361005;

⑤ 辽宁工程技术大学测绘与地理科学学院, 阜新 123000

* E-mail: liusc@irsa.ac.cn

收稿日期: 2013-12-13; 接受日期: 2014-07-22

国家自然科学基金(批准号: 41071298; 41401535)资助项目

摘要 为获得月球车在轨移动过程中的位置信息, 提出了基于立体图像的月球车导航定位算法. 首先阐述了月球车导航定位算法原理, 包括坐标系转换体系、月球车立体图像相对定向、月球车立体模型绝对定向和连接点坐标观测量权值, 然后给出了月球车导航定位流程. 最后, 通过我国月球车的专项试验, 验证了基于立体图像的月球车导航定位算法, 具有较高的定位精度和应用稳定性.

关键词

月球车
立体图像
导航定位
相对定向
绝对定向

1 引言

高精度导航定位是深空巡视探测器实现路径规划、移动控制、对日对地定向、就位勘察等一系列重大科技任务和工程实践的重要保障^[1]. 目前, 应用于深空巡视探测器的定位方法^[2]主要为: 星地敏感器测量技术^[3]和甚高频多普勒跟踪技术、惯性导航系统和里程计的组合测量^[4]、视觉里程计、基于控制信息的图像定位技术、图像光束法平差技术^[5~7]. 由于应用领域的特殊性, 在国内开展利用深空巡视探测器立体图像进行导航定位的研究还不够深入, 仅仅是嫦娥环月影像的摄影测量处理, 而火星计划处于论证阶段. 在国际上, 美国的喷气推进实验室和俄亥俄州立大学^[8]已经完成了月球和火星漫游车的自主导航

定位和制图等重大科技任务. 我国月球车和美国火星车的导航定位, 主要区别在于: 月面环境提供不了高精度的控制点和探测器导航定位坐标系体系. 火星车采用 CAHVOR 模型^[9], 可精确实现相机坐标系与火星车机械坐标系的相互转换, 而我国月球车需要经过一系列复杂的坐标转换才可实现. 因此, 简单地照搬美国火星探测的技术手段是不可行的, 需研究无控制点下的月球车导航定位方法.

以我国月球车为例, 在轨移动时里程计、惯性导航系统和相机通过计算机协同工作, 可获取相机成像时刻月球车的摄站位姿信息, 相机图像、月球车位姿信息等构成的遥测数据将实时传输到地面接收站. 随着里程计、惯性导航系统的系统误差累积, 以及受到月球车车轮打滑、测量设备不稳定性等因素的影响,

引用格式: 马友青, 刘少创, 贾阳, 等. 基于立体图像的月球车导航定位试验研究. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 1097–1104

Ma Y Q, Liu S C, Jia Y, et al. Experimental research of navigation and localization algorithm based on stereo images for the lunar rover (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 1097–1104, doi: 10.1360/N092013-00031

月球车遥测位姿信息精度较低, 难以满足月球车导航移动需求. 因此, 本文提出了基于立体图像的月球车导航定位算法. 同 MER 任务中的火星车视觉测程法^[8]相比, 新算法具有以下优点: 不需要月球车的遥测位姿数据等先验知识, 避免了视觉测程法中光束法平差方程式的构造和迭代计算, 计算简单快捷; 对立体相机的相对方位元素重新进行了计算, 避免受到外太空环境、月球车降落过程中不规则震颤等因素的影响发生变化时, 仍采用地面检校值导致定位精度降低的情况; 对月球车大角度立体模型的几何计算具有较强的适应性, 解算稳定. 本文将从月球车导航定位坐标系转换体系、基于加权总体最小二乘平差理论^[10]的月球车立体图像相对定向^[11]、基于 Procrustes 理论^[12]的月球车立体模型绝对定向^[11]和连接点坐标观测量权值等方面进行导航定位算法原理的阐述, 在此基础上, 给出了月球车导航定位算法流程. 通过月球车导航定位试验性的研究, 表明了新算法的可行性、稳定性.

2 月球车导航定位算法原理

2.1 月球车导航定位坐标系转换体系

月球车立体相机搭建在云台的两端, 云台安装在桅杆上节点处, 云台与桅杆构成一个整体安装在月球车上. 月球车导航定位坐标系统由相机坐标系(S -XYZ)、左相机基准镜坐标系、云台俯仰坐标系、桅杆偏航坐标系、桅杆展开坐标系、月球车本体坐标系(R -XYZ)和天体表面定点坐标系(O -XYZ)构成, 如图 1 所示. 云台俯仰坐标系建立在云台与桅杆机械臂上节点处, 实现云台向下或向上转动. 当云台尚未转动时, 建立云台零位俯仰坐标系; 桅杆偏航坐标系建立在桅杆机械臂上节点处, 实现桅杆左右转动. 当桅杆尚未做偏航机构运动时, 建立桅杆零位偏航坐标系; 桅杆展开坐标系建立在桅杆机械臂与月球车机构节点处, 实现桅杆整体向上或向下展开. 当桅杆尚未进行展开机构运动时, 建立桅杆零位展开坐标系. 一般地, 月球车工作时, 首先将桅杆机械臂向上展开至垂直位置, 然后云台进行上下俯仰, 最后机械臂左右偏航, 完成对科学探测点的序列成像. 在月球车加电驶离着陆器的初始阶段, 月球车本体坐标系与天体表面定点坐标系位姿关系已确定.

图 1 月球车导航定位坐标系转换体系

根据图 1 可计算左相机坐标系与月球车本体坐标系的转换关系, 其表达式如下:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{R}_S^R &= \mathbf{R}_{R-E} \mathbf{R}_{\text{expansion}} \mathbf{R}_{E-Y} \mathbf{R}_{\text{yaw}} \mathbf{R}_{Y-P} \mathbf{R}_{\text{pitch}} \mathbf{R}_{P-RM} \mathbf{R}_{RM-S}, \\ [\mathbf{u}' \ \mathbf{v}' \ \mathbf{w}']^T &= \mathbf{R}_{R-E} \mathbf{R}_{\text{expansion}} (\mathbf{R}_{E-Y} \mathbf{R}_{\text{yaw}} (\mathbf{R}_{Y-P} \mathbf{R}_{\text{pitch}} \\ &\quad \times (\mathbf{R}_{P-RM} \mathbf{t}_{RM-S}) + \mathbf{t}_{P-RM}) + \mathbf{t}_{Y-P}) + \mathbf{t}_{E-Y} + \mathbf{t}_{R-E}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中, $(\mathbf{u}' \ \mathbf{v}' \ \mathbf{w}')$ 为左相机坐标系原点在月球车本体坐标系下的坐标, $\mathbf{R}_S^R$ 为左相机坐标系与月球车本体坐标系的姿态角构成的旋转矩阵. $\mathbf{t}_{RM-S}$, $\mathbf{t}_{P-RM}$, $\mathbf{t}_{Y-P}$, $\mathbf{t}_{E-Y}$ 以及 $\mathbf{t}_{R-E}$ 分别为左相机基准镜、云台、桅杆上节点、桅杆机械臂和桅杆展开机械臂等与系统结构有关的坐标原点向量(安装位置向量), 相对应的, $\mathbf{R}_{RM-S}$, $\mathbf{R}_{P-RM}$, $\mathbf{R}_{Y-P}$, $\mathbf{R}_{E-Y}$, $\mathbf{R}_{R-E}$ 为系统结构有关的姿态角旋转矩阵(安装姿态矩阵), 在月球车出厂时已获得这些参数. $\mathbf{R}_{\text{expansion}}$ 为机械臂绕桅杆展开系 y 轴旋转形成的转换矩阵, 代表着桅杆零位展开坐标系与桅杆展开坐标系的相互关系. $\mathbf{R}_{\text{yaw}}$ 为桅杆绕偏航坐标系 z 轴旋转形成的旋转矩阵, 代表着桅杆零位偏航坐标系与桅杆偏航坐标系的相互关系. $\mathbf{R}_{\text{pitch}}$ 为桅杆绕桅杆俯仰坐标系 y 轴旋转形成的旋转矩阵, 代表着桅杆零位俯仰坐标系与桅杆俯仰坐标系的相互关系.

2.2 月球车立体图像相对定向

相对定向是一种获取立体相机的相对方位元素值的解析方法, 需要进行计算的相对定向参数依次为右相机坐标系相对于左相机坐标系的 3 个姿态角(φ_0 , ω_0 和 κ_0)、右相机坐标系原点在左相机坐标系下的坐标 B_y 和 B_z (将其除以立体相机摄影基线 B 后转化为角度 μ , ν), 在参数求解时采用基于高斯马尔科夫(GM)模型的最小二乘平差^[11](LS)方法. 相对定向

模型的示意如图 2 所示:

如图 2 所示, S_1 , S_2 为立体相机的摄影中心, B 为摄影基线, S_1 -XYZ 和 S_2 -XYZ 分别为左相机坐标系和右相机坐标系, A 为月面特征点, a_1 , a_2 为对应的同名像点.

月球车立体图像的相对定向模型, 与传统航空、近景摄影测量的相对定向相比, 主要区别为成像方式和计算模型. 在成像方式上, 传统摄影测量像片的主光轴近似位于一个平面内, 而且成像区域的像点近似在同分辨率下进行量测. 例如, 航空摄影测量为等高度垂直地面成像, 近景摄影测量为大型建筑物的垂直成像等. 而月球车立体成像时, 摄影主光轴近似平行于月面, 远处目标物的成像精度低, 近处的精度高, 像点坐标为不等精度观测, 所以需设计合理的像点坐标观测量权值. 在计算模型的角度上, 传统最小二乘平差的前提是随机误差只存在于同名像点坐标的上下视差观测量中, 系数矩阵不含有随机误差. 而总体最小二乘平差理论^[10]认为观测向量、系数矩阵均含有随机误差. 由于相对定向模型的系数矩阵中, 包含了像点坐标观测量、像片内方位元素以及摄影基线分量, 当认为后两项参数为伪随机观测量时, 那么, 系数矩阵含有随机误差. 因此, 相比较最小二乘平差, 总体最小二乘平差在理论上更为严密.

因此, 本小节在理论方法上的贡献和创新在于: 从摄影测量学的基础理论出发, 根据像点坐标的量测精度与对应目标点的距离关系, 设计同名像点坐标上下视差观测量的权值, 结合总体最小二乘平差, 整合为加权总体最小二乘平差, 并将其首次引入到月球车立体图像相对定向模型中, 替代常规的等权最小二乘平差. 下面将给出月球车立体图像相对定向模型的新解法和算法流程.

设月球车立体图像像点坐标观测量上下视差 y

图 2 月球车立体图像相对定向

为不等精度观测时, 相对定向模型的加权总体最小二乘平差方程式为

$$y + v_y = (M + V_M)\tau. \quad (2)$$

将 V_M 设为零矩阵时, (2) 式即为 LS 表达式. 依据 (2) 式, 则相对定向参数为

$$\tau = K((E_m \otimes \lambda^T)V_M + M^T(NQ_{ll}N^T)^{-1}y), \quad (3)$$

其中, $\tau = [d\mu \ d\nu \ d\varphi_0 \ d\omega_0 \ d\kappa_0]^T$ 为相对定向参数的改正数构成的向量, y , v_y 为同名像点坐标上下视差观测值组成的向量及其残差向量, M , V_M 为系数矩阵和对应的残差矩阵, 扩展观测向量 l 包括 y 和 M 里所有的元素, Q_{ll} 为其协因数矩阵, λ 为拉格朗日乘积因子向量, E_m 为单位矩阵, m 为同名像点数目, $\otimes$ 表示 kronecker 积. K, N 为迭代计算过程中使用的矩阵, $N_{m \times m(5+1)} = (\tau^T \otimes E_m, -E_m)$, $(V_M \ v_y)^T = Q_{ll}N^T\lambda$, $K = (M^T(NQ_{ll}N^T)^{-1}M)^{-1}$, $\lambda = (NQ_{ll}N^T)^{-1}(y - M\tau)$, 推导过程请参看文献[10].

加权总体最小二乘平差的月球车立体图像相对定向步骤如下: 第一步, 依据同名像点的上下视差构建最小二乘平差方程 $(y + v_y = M\tau)$, 并获得相对定向参数的初始值 τ_0 ^[11]; 第二步, 根据像点坐标观测量精度给 Q_{ll} 的元素赋值; 第三步, 依据 τ_0 , (2) 和 (3) 式计算出 τ , 并令 $\tau = \tau + \tau_0$ 作为相对定向参数的解; 第四步, 若 $\|\tau - \tau_0\| / \|\tau_0\| < \varepsilon$ 不成立, 则回归至第二步, 并将 $\tau_0 = \tau$ 作为相对定向参数的初始值, 否则, 将 τ 确定为相对定向参数的最终解. ε 为阈值, $\|\bullet\|$ 为 L_2 范数.

2.3 月球车立体模型绝对定向

通过上一小节获得的相对定向参数和同名像点, 然后通过前方交会即可获得月面特征点在左相机坐标系下的坐标, 再根据 (1) 式获得月面点在当前摄站月球车本体坐标系下的三维坐标, 构建立体模型. 为获得当前摄站的月球车本体坐标系 (R_2 -XYZ) 与前一摄站本体坐标系 (R_1 -XYZ) 下的位姿关系, 需借助图像重叠区域的连接点将相邻摄站的立体模型关联起来, 该过程称为绝对定向^[11], 如图 3 所示.

立体模型绝对定向的表达式如下:

$$Y_{n \times 3} = \rho A_{n \times 3}\xi + I_{n \times 1}t. \quad (4)$$

图3 月球车立体模型绝对定向

其中, 需要进行计算的绝对定向参数依次为相邻摄站月球车本体坐标系间的三维平移向量 $t = [\Delta X \ \Delta Y \ \Delta Z]^T$, 3×3 的旋转矩阵 ξ (元素由偏航角 κ , 俯仰角 ω , 滚动角 φ 等 3 个独立参数构成) 和比例系数 ρ . 在(4)式中, n 为连接点个数, $A_{n \times 3}$, $Y_{n \times 3}$ 分别为连接点在月球车本体坐标系 R_2 -XYZ 和 R_1 -XYZ 下的三维坐标构成的矩阵, $I_{n \times 1}$ 为元素为 1 的向量. 在进行(4)式的计算时, 常规的步骤为: 设置绝对定向参数的初始值, 采用 GM 模型的 LS 解^[11]. 缺点是计算结果依赖于绝对定向参数的初始值, 在初始值缺失的情况下无法获得准确的绝对定向参数, 且在大角度绝对定向模型中难以收敛. 从数学模型分析, 绝对定向本质上属于空间相似变换模型. 由于 Procrustes 理论^[12,13]在空间相似变换模型中具有稳定直接解算的优点受到广泛的研究. 另外, 连接点坐标观测向量和系数矩阵均含有随机误差, 且将连接点坐标视为伪观测量时, 需设定合理的权值. 因此, 将加权总体最小二乘平差和 Procrustes 理论引入到月球车立体模

$$\xi = \begin{bmatrix} a'_1 & a'_2 & a'_3 \\ b'_1 & b'_2 & b'_3 \\ c'_1 & c'_2 & c'_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\omega) \cos(\kappa) \\ \sin(\varphi) \sin(\omega) \cos(\kappa) - \cos(\varphi) \sin(\kappa) \\ \cos(\varphi) \sin(\omega) \cos(\kappa) + \sin(\varphi) \sin(\kappa) \end{bmatrix}$$

因此, 本小节在理论方法上的贡献和创新在于: 依旧从摄影测量学理论的角度出发, 将月球车立体模型绝对定向视为总体最小二乘平差问题, 替代常规的最小二乘平差, 在此基础上, 创新性地设计了如(7)式所示的连接点坐标观测值权值, 并结合 Procrustes 理论实现月球车位置与姿态角参数的直接求解, 最终给出如(5)式所示的计算表达式.

2.4 连接点坐标观测量权值

连接点距月球车的距离越大, 对应的图像像元分辨率越低. 月球车立体相机的基线较短, 使连接点

型绝对定向解算中, 其计算表达式如下:

$$\left. \begin{aligned} \xi &= UV^T, \\ tr(Y^T A') \rho^2 + tr(A^T A - Y^T Y) \rho - tr(Y^T A') &= 0, \\ t &= (I_{n \times 1}^T W_n^2 I_{n \times 1})^{-1} I_{n \times 1}^T W_n^2 (Y - \rho A'). \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

其中, 矩阵 $A' = A\xi$, W_n 为连接点坐标观测值的权值矩阵, 即下一小节中的距离权矩阵, $tr(\bullet)$ 为矩阵的迹运算. 令矩阵 $\chi = I_{n \times 1} - (I_{n \times 1}^T W_n^2 I_{n \times 1})^{-1} (I_{n \times 1}^T W_n^2)$, $\bar{A} = W_n \chi A$, $\bar{Y} = W_n \chi Y$, 对矩阵 $\bar{A}^T \bar{Y}$ 进行奇异值分解, $SVD(\bar{A}^T \bar{Y}) = U \Sigma V^T$, U , V 分别为对应的左奇异、右奇异正交矩阵, Σ 为奇异值构成的对角线矩阵. 根据(5)式中的第一行表达式计算 ξ ; 根据(5)式中的第二行表达式, 选取正值作为 ρ 的计算值; 再根据(5)式中的第三行计算 t . 其推导过程请参看文献[13].

利用(5)式计算出旋转矩阵 ξ 的 9 个元素后, 并将其以(6)式的形式展开, 即可计算出前一个摄站月球车本体坐标系绕 3-2-1(即分别绕 z 轴, y 轴和 x 轴)转序变换至当前摄站月球车本体坐标系下的姿态角, 其具体计算式为

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \arctan(b'_3 / c'_3), \\ \omega &= \arcsin(-a'_3), \\ \kappa &= \arctan(a'_2 / a'_1). \end{aligned} \right\}$$

再联合(5)式中的 t , 即可获得当前摄站月球车本体坐标系与前一摄站本体坐标系的位姿关系.

$$\begin{bmatrix} \cos(\omega) \sin(\kappa) & -\sin(\omega) \\ \sin(\varphi) \sin(\omega) \sin(\kappa) + \cos(\varphi) \cos(\kappa) & \sin(\varphi) \cos(\omega) \\ \cos(\varphi) \sin(\omega) \sin(\kappa) - \sin(\varphi) \cos(\kappa) & \cos(\varphi) \cos(\omega) \end{bmatrix}. \quad (6)$$

的交会角非常小, 前方交会精度低, 而且连接点离月球车越远, 交会精度更低. 在月球车本体坐标系下, 连接点的交会精度与月球车的距离表现为一定的指数曲线分布, 该先验关系在试验分析部分有所体现. 因此, 连接点坐标需依据距离确定其观测值的权值, 并称之为距离权矩阵 W_n :

$$\left. \begin{aligned} W_{nj} &= 1.0, \quad H_j \leq 5; \\ W_{nj} &= 1.0 - 0.3 \times (H_j - 5.0), \quad 5 < H_j \leq 8; \\ W_{nj} &= 0.4 / (H_j - 6.0)^2, \quad H_j > 8. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

其中, H_j 为前一个摄站立体模型连接点 j 与月球车

的距离, 即摄影距离, W_{nj} 为其坐标观测量的权值. 权值的大小反映了该连接点坐标对整体计算的影响程度, 权值越大, 说明对应的连接点离月球车越近, 对整体计算的影响程度越大, 否则, 影响越小. 如(7)式所示, 在摄影距离为 5 m 以内, 设置连接点坐标观测量权值为单位矩阵; 在 5~8 m 的区间内, 设置权值线性减小; 在大于 8 m 的区间内, 设置权值指数减小.

3 月球车导航定位算法流程

第一步, 月球车立体相机检校, 确定像片内方位元素(主距 f , 像主点坐标偏移量 x_0, y_0)、镜头径向和偏心畸变参数(k_1, k_2, p_1, p_2). 在室内试验场中, 采用(8)式的畸变模型补偿像点坐标系统误差^[11]

$$\left. \begin{aligned} \Delta x &= (x - x_0)(k_1 r^2 + k_2 r^4) + \\ &\quad p_1[r^2 + 2(x - x_0)^2] + 2p_2(x - x_0)(y - y_0); \\ \Delta y &= (y - y_0)(k_1 r^2 + k_2 r^4) + \\ &\quad p_2[r^2 + 2(y - y_0)^2] + 2p_1(x - x_0)(y - y_0). \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

其中, $\Delta x, \Delta y$ 为像点坐标 x, y 的系统误差改正数, $r = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}$. 当月球车在轨运行时, 认为相机检校参数保持不变.

第二步: 月球车立体图像的稀疏同名像点匹配^[14]. 首先对立体图像使用 SIFT 算法进行特征点提取, 然后利用特征向量的 Euclid 距离判断特征点的相似性. 以左相机图像中的某特征点为例, 计算出右相机图像中与其 Euclid 距离最近的前两个特征点, 若最近的距离与次近的距离的比值小于设定的阈值, 则接受这一对匹配点. 在后续利用同名像点进行立体图像相对定向和前方交会时, 只需保证像点分布的均匀性即可. 因此, 在具体实施时, 将阈值设置为较小的数值, 保证匹配的成功率, 同时可采用人工检查的方式选择符合相对定向、前方交会要求的少量同名像点.

第三步, 月球车立体图像相对定向. 根据第一步中的镜头畸变参数, 对第二步的稀疏同名像点坐标进行系统误差补偿. 设定相对定向参数的初始值, 采用(3)式计算获得立体相机的相对方位元素.

第四步, 月球车立体图像的稀疏连接点选择. 假定某两个摄站立体图像具有重叠区域, 首先在某一个摄站立体图像中采用第二步的同名像点匹配步骤, 获得特征匹配点; 然后在另一个摄站立体图像的左

图像中, 考虑到同一个特征点在前后摄站图像上的成像有较大的分辨率差异和变形, 人工选择该特征点, 在右图像中进行特征匹配, 获得对应的匹配点. 连接点的分布应遵循均匀性、稀疏性.

第五步, 月球车立体图像前方交会和坐标转换. 通过相机的检校参数、立体图像的相对定向元素, 对同名像点进行前方交会, 获得连接点在左相机坐标系下的三维坐标(x_l, y_l, z_l). 然后通过(1)式计算连接点在月球车本体坐标系下的三维坐标(x_R, y_R, z_R): $[x_R \ y_R \ z_R]^T = R_S^R [x_l \ y_l \ z_l]^T + [u' \ v' \ w']^T$, 重建立体模型.

第六步, 月球车立体模型绝对定向. 依据(7)式对立体模型连接点坐标观测量权值 W_n 进行赋值, 然后通过(5)式的计算, 获得相邻摄站立体模型的绝对定向参数, 即当前摄站的月球车本体坐标系与前一摄站本体坐标系下的位姿关系.

将月球车移动过程视为一个整体, 建立当前摄站月球车本体坐标系在第一个摄站月球车本体坐标系下的位姿关系, 即获得月球车本体坐标系在 O -XYZ 下的位置与姿态信息.

4 试验验证

本文采用我国探月工程月球车的地面模拟试验数据对月球车导航定位算法进行验证. 月球车工作在近似月面环境中的试验场内, 用两台全站仪联测出所有控制点在控制场坐标系下的坐标, 仪器的测角精度是 $2.0''$, 点位测量精度为 0.12 mm . 然后用 4 台室内 GPS 设备测量月球车车体支架特征点和部分控制点坐标, 仪器的测角精度是 $1.0''$, 点位测量精度为 0.1 mm . 通过控制点的 2 套坐标建立室内 GPS 坐标系与控制场坐标系的位姿关系. 然后通过车体支架特征点在月球车本体坐标系下的三维坐标(位置安装参数, 已精测)和在室内 GPS 坐标系的坐标拟合出月球车本体坐标系与室内 GPS 坐标系的位姿关系, 进而将控制场坐标系、室内 GPS 坐标系与月球车本体坐标系关联起来. 因此, 室内 GPS 实时测量当前摄站月球车车体支架特征点在室内 GPS 坐标系下的三维坐标, 进而转换成月球车本体坐标系与控制场坐标系的位姿关系.

在测试相对定向时, 左相机内方位元素为 $f, x_0, y_0 = 1194.7 \text{ pixel}, -6.3 \text{ pixel}, -10.7 \text{ pixel}$, 右相机

内方位元素为 $f, x_0, y_0 = 1192.0 \text{ pixel}, -3.0 \text{ pixel}, -5.7 \text{ pixel}$, 立体相机基线长度为 270.0 mm . 各像点为不等精度独立观测, 其像点总体量测精度(像点坐标量测值单位权中误差)优于 0.1 mm . 在地面控制场中, 月球车立体相机对竖起的标定杆垂直成像, 在提取标定杆上的特征点后通过相对定向程序模块可计算立体相机精确的相对方位参数, 如表 1 中“精确值”一列所示.

在测试绝对定向时, 设前一个摄站月球车本体坐标系与控制场坐标系的位置向量 t_1 和姿态矩阵 R_1 , 当前摄站月球车与控制场坐标系的位置向量 t_2 和姿态矩阵 R_2 , 即可依据表达式 $[\Delta X \ \Delta Y \ \Delta Z]^T = R_2^{-1}(t_1 - t_2)$ 和 $\xi(\kappa \ \omega \ \varphi) = R_2^{-1}R_1$ 间接获得相邻摄站月球车本体坐标系之间的相对位姿关系, 即绝对定向参数, 如表 2 中“精确解”一列所示.

为了考察月球车在轨移动过程中的相对定向和绝对定向模型, 立体相机将在两个摄站位置对模拟试验场的地面进行成像, 共获得 4 幅图像. 选用某一摄站立体图像中分布均匀的 6 对同名像点, 如图 4 所示, 作为测试相对定向模型的数据. 选择了该两个摄站立体图像中 6 对连接点, 如图 5 所示, 作为测试绝对定向模型的数据.

图 4 和 5 中, (a), (b) 为某一摄站的立体图像, (c), (d) 为相邻摄站的立体图像, 黑色十字丝标记为同名像点和连接点.

本文从 2 个方面对基于立体图像的月球车导航定位算法进行检验. 首先, 对相对定向模型进行常规解(简称 LS 解)和加权总体最小二乘平差解(简称 WTLS 解), 统计算法收敛时的单位权中误差 σ_0 , 其结果如表 1 所示.

表 1 中, $\mu, \nu, \varphi_0, \omega_0$ 和 κ_0 为相对定向参数. 在

图 4 同名像点分布示意

图 5 连接点分布示意

表 1 月球车立体图像相对定向计算结果

参数	LS 解	WTLS 解	精确值
$\mu(^{\circ})$	6.5	3.0	-6.2
$\nu(^{\circ})$	16.3	9.0	0.2
$\varphi_0(^{\circ})$	-1.0	-1.2	-0.3
$\omega_0(^{\circ})$	-1.2	-0.9	-0.2
$\kappa_0(^{\circ})$	1.1	1.1	1.2
$\sigma_0(\text{mm})$	0.172	0.090	-

图 4 中, 考虑了特征点距月球车的距离对像点坐标提取精度的影响, 其像点坐标观测值协因数矩阵 Q_{ll} 设计为对角阵 $\text{diag}(1 \ 1 \ 1 \ 10 \ 10 \ 10)$. 对比表 1 中第 2 列和第 3 列, σ_0 分别为 $0.172, 0.090 \text{ mm}$, 说明 WTLS 解的相对定向参数精度更高. 对比表 1 中的第 2 列、第 3 列与第 4 列, 说明 WTLS 解的相对定向参数 μ, ν 更接近于精确值, 而 φ_0, ω_0 和 κ_0 在两种算法下数值相当.

其次, 为了验证连接点坐标观测值权值的合理性, 本文做了如下测试: 在月球车立体相机对检校场进行成像, 通过影像匹配和前方交会计算特征点在控制场坐标系下的坐标 (x_c, y_c, z_c) , 并与全站仪测量坐标 (x_r, y_r, z_r) 进行精度的统计, 数据如图 6 所示.

图 6 中, 横坐标为特征点与月球车本体系原点的距离, 纵坐标为特征点精度, 菱形表示特征点, 精度 $(\sqrt{\Delta^2 x + \Delta^2 y + \Delta^2 z})$ 表示特征点的计算位置与测量位

图 6 特征点精度与其离月球车距离的关系

置的偏差, 其中, $\Delta i = i_c - i_r$ ($i = x, y, z$). 特征点的计算坐标单位权中误差 σ_x , σ_y , σ_z 依次为 25.9, 35.1 和 19.9 mm. 图 6 说明, 随着与月球车的距离越大, 特征点精度越低, 呈指数曲线分布, 这验证了连接点坐标权值设计的合理性.

最后, 在论证连接点坐标权值合理性的基础上, 依据图 5 的 6 个连接点通过前方交会建立月球车相机立体模型, 测试常规解(简称 LS 解)、基于单位权和 Procrustes 理论的绝对定向(简称单位权, 连接点坐标为等精度观测, W_n 为单位权)、基于距离权和 Procrustes 理论的绝对定向(简称距离权, 连接点坐标为不等精度观测, W_n 为距离权), 结果如表 2 所示.

表 2 中, $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ 表示月球车本体坐标系的相对位置, λ 为比例系数, 偏航角 κ , 俯仰角 ω , 滚动角 φ 表示月球车本体坐标系的相对姿态. λ 表明立体模型间的比例关系, 在理想情况下, 相邻摄站的月球车立体模型比例系数为 1. 因此, λ 越接近于 1, 表明立体模型的绝对定向解精度越高.

在月球车实际移动过程中, 为了避障需要, 移动路径并非直线, 更多的是曲线行走、掉头等, 月球车的偏航角度较大(大于 20°), 其俯仰角、滚动角较小(小于 3°), 因此需要测试在惯性导航系统提供不了偏航角时的大角度立体模型绝对定向. 在此次测试中,

表 2 月球车立体模型绝对定向的测试结果

参数	单位权	距离权	精确解
ΔX (m)	4.090	4.088	4.145
ΔY (m)	-4.753	-4.699	-4.470
ΔZ (m)	0.213	0.234	0.312
λ	1.043	1.035	-
φ ($^\circ$)	-4.4	-4.6	-0.3
ω ($^\circ$)	1.7	3.2	2.8
κ ($^\circ$)	81.9	82.4	83.9

偏航角为 84° , 俯仰角、滚动角均小于 3° , 属于大角度立体模型绝对定向. 常规的 LS 解无法收敛, 月球车导航定位失败. 而 Procrustes 解可直接获得大角度立体模型的绝对定向参数, 且接近于精确解, 如表 2 中的第 2 列和第 4 列所示. 这说明了基于 Procrustes 理论的立体模型绝对定向具有较高的定位精度和稳定性.

通过对比分析表 2 中的第 2 列、第 3 列与第 4 列, 说明了将距离权矩阵引入到基于 Procrustes 理论的立体模型绝对定向中, 绝对定向参数($\Delta Y, \Delta Z$ 和 ω, κ)更接近于精确解, 而绝对定向参数 $\Delta X, \varphi$ 在单位权和距离权两种算法下的数值相当. 相对应的, 对比表 2 中的第 4 行, 比例系数 λ 在两种算法下的数值分别为 1.043, 1.035, 说明了 λ 接近于 1, 验证了距离权设计的合理性.

另外, 在小角度立体模型绝对定向下, 常规的 LS 解也可以获得稳定的绝对定向参数. 本文统计了多次月球车位置与其精确位置的较差, 得出月球车的常规解相对定位精度(位置较差与移动距离的比值)为 4.85%, 而本文提出的基于立体图像的月球车导航定位算法, 其相对定位精度为 4.28%.

5 结论

本文以我国月球车的导航定位问题为研究对象, 从摄影测量学理论出发, 提出了基于立体图像的月球车导航定位算法和流程, 并利用模拟试验数据进行验证. 试验结果表明:

1) 基于立体图像的月球车导航定位算法, 与传统的相对定向和绝对定向的常规解相比, 可在无月球车姿态角初始值的情况下, 稳定获得月球车的位置与姿态参数, 且相对定位精度更高, 解决了在模拟月面环境下的月球车导航定位问题.

2) 由于涉及立体图像处理, 月球车导航定位算法与光照、月面地形等密切相关, 而本文的侧重点为相对定向和绝对定向等几何处理步骤, 关于立体匹配部分的介绍较少, 这也是基于立体图像的月球车导航定位算法的研究方向之一. 实际月球车在轨移动时应考虑与其他定位方法(惯性导航系统定位、轮系里程计、视觉里程计等)相结合使用, 以获得有效的定位结果. 在平坦区域亦采用轮系里程计定位的方法; 在爬坡等侧滑较为严重的情况下, 宜采用视觉里

程计定位和基于立体图像的月球车导航定位方法; 在上述方法失效时, 可采用惯性导航系统定位。

3) 本文研究结果具有较高精度和应用稳定性,

已应用于月球车地面模拟试验环境下的工程实践中, 对未来的月球、火星等地外天体的深空探测任务具有一定的参考意义。

参考文献

- 1 孙泽洲, 贾阳, 张熊. 嫦娥三号探测器技术进步与推动. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 1186–1192
- 2 石德乐, 叶培建, 贾阳. 我国月面巡视探测器定位方法研究. 航天器工程, 2006, 15: 14–20
- 3 张智斌, 钱山, 张力军, 等. 星敏感器/GNSS 定姿系统的联合非线性预测滤波算法. 测绘学报, 2011, 40: 137–144
- 4 石杏喜, 王铁生, 黄波, 等. 基于 SUT-EKF 的 DGPS/DR 组合定位算法. 测绘学报, 2010, 39: 528–533
- 5 Alexander D A, Deen R G, Andres P M, et al. Processing of Mars exploration rover imagery for science and operations planning. J Geophys Res: Planets (1991–2012), 2006, 111: 1–21
- 6 Di K, Xu F, Wang J. et al. Photogrammetric processing of rover imagery of the 2003 Mars exploration rover mission. J Photogramm, 2008, 63: 181–201
- 7 马友青, 贾永红, 刘少创, 等. 基于 LM 法的光束法平差巡视器导航定位. 东北大学学报(自然科学版), 2014, 35: 489–493
- 8 Li R, Ma F, Xu F, et al. Large scale Mars mapping and rover localization using descent and rover imagery. Int Arch Photogramm, 2000, 33: 579–586
- 9 Gennery D B. Generalized camera calibration including fish-eye lenses. Int J Comput Vision, 2006, 68: 239–266
- 10 Fang X. Weighted total least squares: necessary and sufficient conditions, fixed and random parameters. J Geodesy, 2013, 87: 733–749
- 11 张剑清, 潘励, 王树根. 摄影测量学. 第二版. 武汉: 武汉大学出版社, 2009. 54–72
- 12 Mahboub V. On weighted total least-squares for geodetic transformations. J Geodesy, 2012, 86: 359–367
- 13 Grafarend E W, Awange J L. Nonlinear analysis of the three-dimensional datum transformation. J Geodesy, 2003, 77: 66–76
- 14 吴伟仁, 王大珩, 邢琰, 等. 月球车巡视探测的双目视觉里程算法与实验研究. 中国科学: 信息科学, 2011, 41: 1415–1422

Experimental research of navigation and localization algorithm based on stereo images for the lunar rover

MA YouQing¹, LIU ShaoChuang¹, JIA Yang², JIA YongHong³, ZHANG JianLi², WEI ShiYan⁴, LI QunZhi², XU XinChao⁵, WU Ke² & WEN Bo²

¹ Institute of Remote Sensing and Digital Earth, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100101, China;

² Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

³ School of Remote Sensing and Information Engineering, Wuhan University, Wuhan 430072, China;

⁴ Third Institute of Oceanography, State Oceanic Administration, Xiamen 361005, China;

⁵ School of Geomatics, Liaoning Technical University, Fuxin 123000, China

An exact lunar rover navigation and localization algorithm used stereo images is proposed in order to obtain high-precision localization information. Firstly, A brief introduction of the navigation and localization algorithm is given in this paper, included the coordinate transformation theory of China's first lunar rover, relative orientation based on stereo images, absolute orientation used stereoscopic models and the weight matrix of the observations based on the coordinates of the tie points. Then, the procedure is given. Last, Some conclusions are drawn after experiment results of China's first lunar rover. The approved navigation and localization algorithm of the lunar rover can improve the positioning accuracy and application stability.

lunar rover, stereo images, navigation and localization, relative orientation, absolute orientation

doi: 10.1360/N092013-00031