基于嫦娥四号月球车图像的地形遮挡高精度预报试验研究

马友青¹, 彭松², 温博², 贾阳², 申振荣², 亓晨³, 张烁¹, 杨欢³, 司马兵¹, 王楷文¹, 刘少创^{1*}

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. 武汉大学测绘学院, 武汉 430072

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

收稿日期: 2018-11-15; 接受日期: 2019-04-17; 网络版发表日期: 2019-09-24

国家自然科学基金(批准号: 41601494)资助项目

摘要 为进行天际线遮挡角的准确预报, 提出了月球车图像的地形遮挡角高精度计算方法. 首先阐述了月球车图像的地形遮挡角预报流程, 然后重点分析了月球车相机在轨几何标定、基于闭合区域网平差的月球车相机在轨位姿参数估计、月球车位姿参数高精度计算和天际线自动提取等关键技术. 最后, 通过我国嫦娥四号月球车的专项试验, 验证了月球车图像的地形遮挡角高精度计算方法具有较高的地形遮挡角预测精度和应用稳定性.

关键词 嫦娥四号月球车, 地形遮挡角, 在轨几何标定, 天际线自动提取, 闭合区域网平差

1 引言

在我国探月工程中, 嫦娥四号由“鹊桥”中继星、着陆器和月球车组成. 其中, 中继星于2018年5月21日发射升空, 着陆器携带月球车计划于2018年12月登陆月球背对地球一面的南极附近的艾特肯(South Pole Aitken, SPA)盆地^[1]. SPA盆地作为嫦娥四号探测器最合适的着陆区, 区域内最大高程差6518 m, 坡度大于8°的区域占总区域面积比为18.5%, 且分布着若干个形成于酒海纪或前酒海纪的较为古老的撞击坑和许多后期叠加的撞击坑或盆地. 嫦娥四号探测器在SPA盆地

工作时, 周围由山脉包围, 极易处在地势较低的地方. 通过星历可以准确计算太阳和中继星在某个时刻东北地系下的方位, 当中继星的方位(方位角和高度角)处于月球车天线指向角度范围外, 或者太阳边缘处于月球车(可视为质点)与山脉连线的下方, 即月球车处于光照阴影区域时, 将影响月球车的能源获取和通信^[2]. 为制定地形遮挡应对策略, 需研究地形遮挡预报方法. 利用月球车遥测数据准确预报地形遮挡情况, 有利于月球车太阳翼展开收拢、月球车天线转向、月球车加电断电和移动转向等策略的生成, 有利于节省月球车能源、提高工作效率和降低工程任务风险.

引用格式: 马友青, 彭松, 温博, 等. 基于嫦娥四号月球车图像的地形遮挡高精度预报试验研究. 中国科学: 技术科学, 2020, 50: 54–68

Ma Y Q, Peng S, Wen B, et al. Experimental research of precise terrain occlusion prediction algorithm based on image sequences of the Chang'E-4 lunar rover (in Chinese). Sci Sin Tech, 2020, 50: 54–68, doi: 10.1360/N092018-00386

嫦娥四号月球车与嫦娥三号月球车结构类似, 其立体相机系统均由一对导航相机、一对全景相机和一对避障相机构成, 搭载在相机云台的两端, 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^[3,4]. 立体相机系统感知周围地形信息, 获取全景序列图像, 如图1所示. 因此, 在嫦娥四号月球车遥测数据中, 只有相机序列图像包含周围地形信息, 可以为地形遮挡角计算提供解决思路.

由于应用领域的局限性, 国内外开展基于月球车图像数据进行地形遮挡角的高精度计算的研究极少. 李飞等人^[2]利用月球数字地形模型(digital elevation model, DEM)和月球车位置, 以及相机对周围地形拍摄照片的分析, 初步预测出可能存在光照遮挡的方位和遮挡的时长. Cozman等人^[5]利用行星巡视器相机图像、姿态角信息和轨道器影像, 提出基于概率框架模型的匹配方法, 获得巡视器高精度的位置与姿态角信息. Oiri等人^[6]利用行星巡视器全景相机图像和DEM的匹配, 获得巡视器的全局位置. Ahmad等人^[7]、Bouyssounouse等人^[8]、Nefian等人^[9]提出了利用行星月球车图像边缘信息和局部特征点提取天际线(地形与天空的交界线)的方法, 然后与DEM图像中的虚拟天际线进行配准, 实现无GPS或路标点信息的月球车定位定向. Ahmad等人^[7]提出利用边缘图像和局部特征匹配点(SIFT匹配像点)等信息, 然后利用机器学习方法对全景图像进行水平天际线的检测. Bouyssounouse等人^[8]通过构建行星巡视器全景图像和DEM图像中天际线的匹配最优化函数, 实现巡视器的姿态角的全局计算. Nefian等人^[9]利用视觉里程计、DEM和天际线匹配的综合结果, 实现行星巡视全局位置与姿态角的预估. Grelsson等人^[10]通过对鱼眼相机图像进行天际线的检测实现飞机的姿态角的精确计算. Fefilatyeve等人^[11]针对雾天和多云情境下的图像, 利用机器学习的方法检测天际线. 针对图像边缘信息二值化和易出现空洞的情况, Ahmad等人^[12,13]提出在分类后的图像上利用动态规划法进行天际线提取的方法. Ahmad等人^[14]认为天际线提取是一种分类问题, 探讨了局部纹理特征点提取算子的适用性. Grishin和Maslov^[15]针对用于目标物导航的水平线不稳定性, 提出一种水平线检测和测量的方法. 在其他如无人机、小型飞行器和海事无人艇等领域^[16-19], 通过图像边缘检测、图像分割(聚类)和图像分类等多种方法的组合应用, 实现天

图1 (网络版彩图)月球车导航相机工作示意图

Figure 1 (Color online) Work principle sketch map of the lunar rover's stereo navigation cameras system.

际线或者地平线的自动检测. 然而, 这些方法在计算地形遮挡角时, 地形遮挡角精度严重受制于DEM图像和天际线匹配的精度, 较低精度的DEM无法保证地形遮挡角的计算精度和准确性.

为提高月球车在轨工作的效率, 本文提出了基于图像和月球车部分结构控制信息的地形遮挡角高精度计算方法. 与基于DEM图像和月球车图像的天际线匹配算法相比较, 新方法具有以下优点: (1) 对相机内方位元素^[20]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, 仍采用地面几何标定值导致地形遮挡角计算精度降低的情况; (2) 消除了月球车桅杆机构转角的测量误差(0.3° , 3σ), 提高了相机遮挡角的计算精度; (3) 进一步抑制了月球车IMU设备获取遥测姿态角的测量误差(1° , 3σ); (4) 提高了天际线检测精度. 在给出嫦娥四号月球车图像地形遮挡角预报流程的基础上, 本文从相机在轨几何标定、月球车相机位姿参数和月球车位姿参数高精度计算以及天际线的自动提取等关键技术进行原理的阐述. 通过嫦娥四号月球车(验证器)图像遮挡角试验性的研究, 表明了新方法具有可行性和高精度的特性.

2 月球车图像地形遮挡预报流程

以月球车左导航相机图像为例, 在图1中, 首先通过天际线自动提取算法提取图像里的天际线, 获得若

干个天际线特征点A对应的像点 a , 其像素坐标 x, y . 通过相机标定, 获得内方位元素(主距 f , 像主点坐标 x_0, y_0)、畸变系数(k_1, k_2, p_1, p_2), 然后对像点坐标进行畸变纠正, 补偿像点坐标系统误差^[3]($\Delta x, \Delta y$), 获得纠正后的像点坐标 $\underline{x} = x - \Delta x, \underline{y} = y - \Delta y$. 构建在相机系下的遮挡角方向矢量 γ_S :

$$\gamma_S = [\cos\eta_S \sin\tau_S \quad \sin\eta_S \quad -\cos\eta_S \cos\tau_S]^T, \quad (1)$$

其中, 天际线特征点的高度角

$$\eta_S = \text{atan}\left((y - y_0) / \sqrt{f^2 + (x - x_0)^2}\right),$$

方位角 $\tau_S = \text{atan}((x - x_0) / f)$, 符号 $\sin, \cos$ 和 atan 分别表示正弦、余弦和反正切函数.

在月球车一个工作任务周期内, 将在周期起始时刻建立工作坐标系(即北东地系), 并进行若干次移动, 月球车共行驶距离一般为20~30 m. 相较于相机与天际线特征点的距离(10 km级), 相机与月球车车体的距离(1.2 m)和月球车质心与工作坐标系原点的距离可忽略不计. 当月球车姿态和桅杆姿态均处于零位状态, 相机系原点与特征点A构成的方向矢量可近似为月球车本体系统原点与特征点A的方向矢量, 也可近似为工作坐标系原点与特征点A的方向矢量. 通过上述分析, 在北东地系下的遮挡角方向矢量 γ 通过月球车坐标系统转换框架^[3]、月球车姿态角(偏航角 κ_R 、俯仰角 ω_R 、滚动角 ϕ_R)建立如下关系:

$$\gamma = \mathbf{R}_{\text{NED-R}} \mathbf{R}_{\text{S-R}} \gamma_S, \quad (2)$$

其中, $\mathbf{R}_{\text{NED-R}}$ 表示月球车本体系统与北东地系的旋转矩阵, $\mathbf{R}_{\text{S-R}}$ 表示相机系与月球车本体系统的旋转矩阵, $\mathbf{R}_{\text{S-R}} = \mathbf{R}_{\text{expansion}} \mathbf{R}_{\text{yaw}} \mathbf{R}_{\text{pitch}}$. $\mathbf{R}_{\text{expansion}}$ 表示机械臂绕桅杆展开系Y轴旋转形成的转换矩阵, 展开角为 θ_e , $\mathbf{R}_{\text{yaw}}$ 表示桅杆绕偏航坐标系Z轴旋转形成的旋转矩阵, 偏航角为 θ_y , $\mathbf{R}_{\text{pitch}}$ 为桅杆绕桅杆俯仰坐标系Y轴旋转形成的旋转矩阵, 俯仰角为 θ_p . 具体表达式请参看文献^[3]. 由方向矢量 $\gamma = (\gamma_X \ \gamma_Y \ \gamma_Z)$ 计算天际线特征点在北东地系下的高度角 η 和方位角 τ :

$$\begin{cases} \eta = -\text{asin}\left(\gamma_Z / \sqrt{\gamma_X^2 + \gamma_Y^2}\right), \\ \tau = \text{atan}(\gamma_Y / \gamma_X), \end{cases} \quad (3)$$

其中, 符号 asin 表示反正弦函数, 方位角以北偏东为正,

北偏西为负, 高度角以水平向上为正, 向下为负. 式(3)表明, 高度角 η 和方位角 τ 的计算精度受到天际线像点坐标、相机内方位元素、桅杆机构转角以及月球车姿态角的影响. 桅杆机构转角($\theta_e, \theta_y, \theta_p$)和IMU设备获取月球车姿态角的理论测量精度分别为 $0.3^\circ (3\sigma)$ 和 $1.0^\circ (3\sigma)$, 相较于相机内方位元素和天际线像点坐标的精度, 对高度角和方位角的影响程度更高. 在图1中, 月球车车体后方上部分结构(固件)处于立体相机视场范围内, 且在发射前已精测出其在月球车本体系统下的坐标, 这些固件与月球车车体关系保持不变. 在月球车能源不充足的情况下, 太阳翼将展开至一定角度, 尽可能接受最大范围的太阳光照射. 太阳翼由排列整齐的长方形电池片构成, 电池片直线的交点、电池片的4个角点等特征点在发射前已精测出其长度.

本文首先利用月球车立体相机图像、固件特征点测量坐标构建自检校光束法平差模型, 获得相机在轨几何参数, 提高相机内方位的精度, 进而消除不规则震颤等因素对相机几何参数和遮挡角的影响; 然后, 利用月球车立体序列图像提取四度重叠像点, 并以固件特征点测量坐标和太阳翼特征点间距为约束条件构建闭合区域网光束法平差模型, 消除月球车桅杆机构转角的测量误差. 其次, 利用多个摄站的月球车立体图像, 采用SIFT算子^[21]提取连接点, 构建立体图像绝对定向模型, 实现月球车位姿的高精度计算, 提高月球车当前摄站相对于前一摄站姿态角的精度, 有效抑制月球车遥测姿态角的误差累积效应.

3 月球车图像地形遮挡角计算原理

3.1 月球车相机在轨几何标定

月球车等深空巡视探测器视觉系统在轨几何标定的主要方法包括: Di和Li^[22]使用了一种基于4个矢量CAHV的相机模型, 每个字母分别代表模型的一个矢量. 其中, 矢量 $\mathbf{C}$ 为物方坐标系到相机光心的矢量, $\mathbf{A}$ 为垂直于像平面的单位矢量, $\mathbf{H}$ 和 $\mathbf{V}$ 分别为描述水平信息和垂直信息的矢量. CAHV模型应用在美国的勇气号和机遇号的导航相机上, 解决了物方坐标系向像方坐标系的变换问题. 在CAHV模型的基础上, Gennery^[23]增加了一个向量和三元组OR来描述畸变参数, 并将CAHVOR模型运用在勇气号和机遇号的全景相机模型中. 其中, $\mathbf{O}$ 为光轴单位矢量, 描述透镜畸变, $\mathbf{R}$

为物方坐标系下径向畸变系数组成的三元组向量. 为了对避障相机进行建模, Gennery设计了**CAHVORE**模型, 重新描述光线束在像平面的投影位置. Heikkila^[24]提出了非对称性投影的校正方法, 具有一定的适用性. 张烁等人^[25]提出了基于月球车全景相机的正交变换投影模型, 一定程度上克服了透视投影模型相机标定中的病态性. 刘少创等人^[26]、张烁等人^[27]提出了基于标定控制场的月球车立体相机检校方法, 可以实现相机检校参数的高精度标定, 但需要控制点信息的支持, 因此限制了该方法在地外天体环境下的应用. 针对此问题, 马友青等人^[3]利用同名匹配像点采用加权总体最小二乘平差计算月球车立体相机相对方位元素, 不依赖于控制点.

为充分利用月球车结构上的控制信息, 本文提出月球车相机在轨几何标定模型, 以式(4)共线条件方程为基础, 以像点坐标、固件(控制点)测量坐标和相机外方位元素的初始值为输入.

$$\begin{cases} x - x_0 - \Delta x = -f \frac{a_1(X - X_S) + b_1(Y - Y_S) + c_1(Z - Z_S)}{a_3(X - X_S) + b_3(Y - Y_S) + c_3(Z - Z_S)}, \\ y - y_0 - \Delta y = -f \frac{a_2(X - X_S) + b_2(Y - Y_S) + c_2(Z - Z_S)}{a_3(X - X_S) + b_3(Y - Y_S) + c_3(Z - Z_S)}, \end{cases} \quad (4)$$

式中, X_S, Y_S, Z_S 为相机图像在月球车本体系下的外方位线元素, $a_1, a_2, a_3, b_1, b_2, b_3, c_1, c_2, c_3$ 构成旋转矩阵 $\mathbf{R}_{S-R}$, 其独立元素为 φ, ω 和 κ , X, Y, Z 为控制点三维坐标, 在计算过程中视为真值. 对共线方程式进行线性化, 如下所示:

$$\begin{cases} v_x = \frac{\partial x}{\partial X_S} \Delta X_S + \frac{\partial x}{\partial Y_S} \Delta Y_S + \frac{\partial x}{\partial Z_S} \Delta Z_S + \frac{\partial x}{\partial \varphi} \Delta \varphi \\ \quad + \frac{\partial x}{\partial \omega} \Delta \omega + \frac{\partial x}{\partial \kappa} \Delta \kappa + \frac{\partial x}{\partial f} \Delta f \\ \quad + \frac{\partial x}{\partial x_0} \Delta x_0 + \frac{\partial x}{\partial y_0} \Delta y_0 + \frac{\partial x}{\partial k_1} \Delta k_1 \\ \quad + \frac{\partial x}{\partial k_2} \Delta k_2 + \frac{\partial x}{\partial p_1} \Delta p_1 + \frac{\partial x}{\partial p_2} \Delta p_2 - l_x, \\ v_y = \frac{\partial y}{\partial X_S} \Delta X_S + \frac{\partial y}{\partial Y_S} \Delta Y_S + \frac{\partial y}{\partial Z_S} \Delta Z_S + \frac{\partial y}{\partial \varphi} \Delta \varphi \\ \quad + \frac{\partial y}{\partial \omega} \Delta \omega + \frac{\partial y}{\partial \kappa} \Delta \kappa \\ \quad + \frac{\partial y}{\partial x_0} \Delta x_0 + \frac{\partial y}{\partial y_0} \Delta y_0 + \frac{\partial y}{\partial k_1} \Delta k_1 \\ \quad + \frac{\partial y}{\partial k_2} \Delta k_2 + \frac{\partial y}{\partial p_1} \Delta p_1 + \frac{\partial y}{\partial p_2} \Delta p_2 - l_y, \end{cases} \quad (5)$$

式中, v_x 和 v_y 表示像点坐标的改正量; $\Delta X_S, \Delta Y_S, \Delta Z_S, \Delta \varphi, \Delta \omega, \Delta \kappa$ 分别表示外方位线元素和角元素的增量; $\Delta f, \Delta x_0, \Delta y_0$ 分别表示主距和像主点的增量; $\Delta k_1, \Delta k_2, \Delta p_1, \Delta p_2$ 表示畸变系数的增量; l_x, l_y 表示残差. 将式(5)改写为

$$\mathbf{V} = \mathbf{B} \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{l} \quad \mathbf{P}, \quad (6)$$

式中, $\mathbf{V}=[v_x, v_y]^T$ 表示像点坐标的改正量向量, $\mathbf{l}=[l_x, l_y]^T$ 表示残差向量, $\hat{\mathbf{x}}=[\mathbf{x}_E \mathbf{x}_I]^T$ 为相机待标定参数的增量向量, $\mathbf{x}_E=[\Delta X_S \Delta Y_S \Delta Z_S \Delta \varphi \Delta \omega \Delta \kappa]$ 为相机外方位元素的增量向量, $\mathbf{x}_I=[\Delta f \Delta x_0 \Delta y_0 \Delta k_1 \Delta k_2 \Delta p_1 \Delta p_2]$ 为相机内方位元素的增量.

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial [\mathbf{x}_E \mathbf{x}_I]} & \frac{\partial y}{\partial [\mathbf{x}_E \mathbf{x}_I]} \end{bmatrix}^T$$

为系数矩阵, 具体表达式见文献[20]. $\mathbf{P}$ 表示权矩阵. 定义位置 S_i 的左相机系在月球车本体系下的外参数(位置向量 $\mathbf{T}_i^l$ 和姿态角矩阵 $\mathbf{R}_i^l$), 右相机系在月球车本体系下的外参数(位置向量 $\mathbf{T}_i^r$ 和姿态角矩阵 $\mathbf{R}_i^r$), 则相对位姿关系有如下约束条件:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \left((\mathbf{R}_i^l)^T \mathbf{R}_i^r \right)_{21} \\ \left((\mathbf{R}_i^l)^T \mathbf{R}_i^r \right)_{31} \\ \left((\mathbf{R}_i^l)^T \mathbf{R}_i^r \right)_{32} \\ \left(\mathbf{R}_i^l \right)^T (\mathbf{T}_i^r - \mathbf{T}_i^l) \end{bmatrix} - \mathbf{C}_1 = \mathbf{0}, \quad (7)$$

其中, $\mathbf{C}_1$ 为常数向量, $\left((\mathbf{R}_i^l)^T \mathbf{R}_i^r \right)_{jk}$ 为矩阵 $(\mathbf{R}_i^l)^T \mathbf{R}_i^r$ 的第 j 行第 k 列数值. 为与式(6)表示一致, 函数 $\mathbf{E}$ 对外方位参数线性化:

$$\mathbf{J} \hat{\mathbf{x}} + \mathbf{W} = \mathbf{0}, \quad (8)$$

其中, $\mathbf{W} = -\mathbf{E}^0 - \mathbf{C}_1$, $\mathbf{J} = \left[\mathbf{J}_i \quad \mathbf{0}_{7 \times 7} \right]^T$, $\mathbf{E}^0$ 表示三维坐标参数为当前迭代值下的函数值, $\mathbf{J}_i = \delta \mathbf{E} / \delta \mathbf{x}_{E_i}$, δ 为导数符号. 通过附有限制条件的间接平差^[20]得到

$$\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{N}_{BB}^{-1} - \mathbf{N}_{BB}^{-1} \mathbf{J}^T \mathbf{N}_{JJ}^{-1} \mathbf{J} \mathbf{N}_{BB}^{-1}) \mathbf{W}_x - \mathbf{N}_{BB}^{-1} \mathbf{J}^T \mathbf{N}_{JJ}^{-1} \mathbf{W}, \quad (9)$$

其中, $\mathbf{W}_x = \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{l}$, $\mathbf{N}_{BB} = \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{B}$, $\mathbf{N}_{JJ} = \mathbf{J} \mathbf{N}_{BB}^{-1} \mathbf{J}^T$, 单位权方

差为 $\sigma_0 = \sqrt{\mathbf{V}^T \mathbf{P} \mathbf{V} / (n - u + s)}$, n 表示观测值总数, u 表示待估计参数的个数, s 表示约束条件的数目. 参数中误差为 $\sigma_{\hat{\mathbf{x}}} = \sigma_0 \sqrt{\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}}}$, $\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{N}_{\mathbf{B}\mathbf{B}}^{-1} - \mathbf{N}_{\mathbf{B}\mathbf{B}}^{-1} \mathbf{J}_{\mathbf{B}}^T \mathbf{N}_{\mathbf{J}\mathbf{J}}^{-1} \mathbf{J}_{\mathbf{B}} \mathbf{N}_{\mathbf{B}\mathbf{B}}^{-1}$, 表示待标定参数的协因数矩阵. 通过参数中误差的计算, 可以获得所有待标定参数的理论精度数值.

月球车在轨工作过程中, 应将相机云台下俯一定角度, 使固件尽可能多地出现在相机视场范围内.

3.2 月球车相机在轨位姿参数高精度计算

为提高月球车相机图像遮挡角计算的精度, 相机系在月球车本体系下的位姿参数精度是极其重要的. 由于月球车在轨工作时, 导航相机工作频率高于全景相机, 且视场角为 46° , 相机图像能同时包含天空和月球车车体固件和太阳翼部分信息. 而全景相机序列图像视场难以同时包括天空和固件, 需要调整相机成像的俯仰角. 为抑制月球车桅杆机构转角误差对天际线特征点遮挡角的影响, 本文提出利用月球车序列立体图像、固件特征点坐标和太阳翼电池片长度控制信息构建闭合区域网光束法平差模型, 实现相机在轨位姿参数的高精度计算, 如图2所示.

如图2所示, 月球车立体相机将以一定角度间隔 (在 $10^\circ \sim 20^\circ$ 区间) 从月球车正后方为起始点逆时针旋转拍照, 获取序列立体图像. 以相机位置 S_1 的相机系为起始基准坐标系. 在相机位置 S_1 和位置 S_2 , 利用SIFT算子首先进行左图像的匹配, 获得部分匹配像点集合 p_1^l 和 p_2^l . 然后利用核线平行对齐的限制条件, 通过相关系数匹配算法^[20]获得右图像的同名像点 p_1^r 和 p_2^r . 最后再次利用相关系数匹配算法对 p_1^r 和 p_2^r 进行匹配和检核, 剔除误匹配点, 得到四度重叠像点. 通过若干个 (6个以上) 分布均匀的四度重叠像点, 将位置 S_1 和位置 S_2 的4幅图像关联起来, 并建立光束法平差模型, 从而获得位置 S_2 的相机系与位置 S_1 的相机系的位姿关系 (旋转矩阵 $\mathbf{R}_2^1$ 和平移向量 $\mathbf{T}_2^1$). 以此类推, 最后一个位置 S_n 相机系可通过位置 S_{n-1} 相机系关联. 由于存在像点提取误差、四度重叠区域较小的情况, 导致区域网光束法平差模型的参数解算精度较低, 后续相机位姿参数将偏离真实值, 且所有的相机系均在起始基准坐标系下.

在图2中 S_n , S_1 , S_2 等相机成像位置, 月球车固件可

图2 (网络版彩图) 相机图像闭合区域网平差

Figure 2 (Color online) Visual loop-closed bundle block adjustment.

提供在月球车本体下的三维坐标, 如图2十字丝所示的固件控制点. 在月球车左右方向的相机位置 S_i 和 S_j , 太阳翼电池片能提供长度控制信息, 即电池片角点间的距离, 且角点位于图像四度重叠像点中. 将这些控制信息融入到区域网光束法平差模型中, 不仅可以相机系和起始基准坐标系纳入到月球车本体系下, 而且将未闭合的区域网平差模型强制转换为闭合区域网光束法平差模型.

以3.1节月球车在轨相机标定参数为已知值, 利用图像四度重叠点作为桥梁, 将式(5)可以改写为

$$\begin{cases} v_x = \frac{\partial x}{\partial X_s} \Delta X_s + \frac{\partial x}{\partial Y_s} \Delta Y_s + \frac{\partial x}{\partial Z_s} \Delta Z_s \\ \quad + \frac{\partial x}{\partial \varphi} \Delta \varphi + \frac{\partial x}{\partial \omega} \Delta \omega + \frac{\partial x}{\partial \kappa} \Delta \kappa \\ \quad + \frac{\partial x}{\partial X} \Delta X + \frac{\partial x}{\partial Y} \Delta Y + \frac{\partial x}{\partial Z} \Delta Z - l_x, \\ v_y = \frac{\partial y}{\partial X_s} \Delta X_s + \frac{\partial y}{\partial Y_s} \Delta Y_s + \frac{\partial y}{\partial Z_s} \Delta Z_s \\ \quad + \frac{\partial y}{\partial \varphi} \Delta \varphi + \frac{\partial y}{\partial \omega} \Delta \omega + \frac{\partial y}{\partial \kappa} \Delta \kappa \\ \quad + \frac{\partial y}{\partial X} \Delta X + \frac{\partial y}{\partial Y} \Delta Y + \frac{\partial y}{\partial Z} \Delta Z - l_y, \end{cases} \quad (10)$$

其中, ΔX , ΔY , ΔZ 表示特征点三维坐标的增量. 当月球

车车体固件上的特征点三维坐标作为真值时, ΔX , ΔY , ΔZ 设为 0, 对应的像点坐标依旧按照式(10)构建误差方程式. 当太阳翼电池片提取 n 个特征点 $M_i (i=1, \dots, n)$ 时, 具有如下关系式:

$$(X_i - X_j)^2 + (Y_i - Y_j)^2 + (Z_i - Z_j)^2 = C_2, \quad (11)$$

其中, $(X, Y, Z)_i$ 和 $(X, Y, Z)_j$ 分别表示特征点 M_i 和 M_j 的三维坐标, C_2 为常数, 代表太阳翼电池片的长度信息, 由地面测量获得. 令式(11)表示为

$$F = (X_i - X_j)^2 + (Y_i - Y_j)^2 + (Z_i - Z_j)^2 - C_2 = 0. \quad (12)$$

函数 F 对三维坐标参数 $\mathbf{X} = [\Delta X, \Delta Y, \Delta Z]^T$ 线性化:

$$\mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{W} = 0, \quad (13)$$

其中, $\mathbf{W} = -\mathbf{F}^0 - \mathbf{C}_2$, $\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{H}_i \end{bmatrix}^T$, $\mathbf{F}^0$ 表示三维坐标在当前迭代值下的函数值, $\mathbf{H}_i = \delta F / \delta \mathbf{X}_i$.

为提高闭合区域网光束法平差模型的计算稳定性和精度, 引入立体相机严格几何关系, 如式(7)所示. 联合式(10), (13)和(8), 同样可构建附有限制条件的间接平差模型. 通过最小二乘获得相机外参数及其理论精度, 从而获得旋转矩阵 $\mathbf{R}_{S-R}$.

3.3 月球车在轨位姿参数高精度计算

通过立体相机几何标定参数、图像重叠区域的连接点像点坐标和相机在月球车本体系统下的外参数, 前方交会^[3]出特征点在月球车本体系统下的坐标. 为获得当前摄站月球车本体系统 (R_2 -XYZ) 与前一摄站本体系统 (R_1 -XYZ) 下的位姿关系, 需借助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^[3]. 立体图像绝对定向模型的表达式如下:

$$\mathbf{Y}_{n \times 3} = \rho \mathbf{A}_{n \times 3} \mathbf{\xi} + \mathbf{1}_{n \times 1} \mathbf{T}, \quad (14)$$

其中, 绝对定向参数为相邻摄站月球车本体系统间的平移向量 $\mathbf{T} = [\Delta X \ \Delta Y \ \Delta Z]^T$ 、 3×3 的旋转矩阵 $\mathbf{\xi}$ (偏航角 κ_R 、俯仰角 ω_R 和滚动角 φ_R 等 3 个独立参数构成) 和比例系数 ρ . 在式(14)中, 下标 n 为连接点个数, $\mathbf{A}_{n \times 3}$ 和 $\mathbf{Y}_{n \times 3}$ 分别为 n 个连接点在坐标系 R_2 -XYZ, R_1 -XYZ 下的三维坐标构成的矩阵, $\mathbf{1}_{n \times 1}$ 为元素为 1 的向量. 将连接点三维坐标视为伪观测值时, 令其含有随机误差 $\mathbf{E}_A$ 和 $\mathbf{E}_Y$. 采用正交 Procrustes 和总体最小二乘平差^[28,29]获得绝对定向参数:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{\xi} &= \mathbf{U}\mathbf{V}^T, \\ \text{tr}(\mathbf{Y}^T \mathbf{A}) \rho^2 + \text{tr}(\mathbf{A}^T \mathbf{A} - \mathbf{Y}^T \mathbf{Y}) \rho - \text{tr}(\mathbf{Y}^T \mathbf{A}) &= 0, \\ \hat{\mathbf{T}} &= (\mathbf{1}_{n \times 1}^T \mathbf{W}_n^{-2} \mathbf{1}_{n \times 1})^{-1} \mathbf{1}_{n \times 1}^T \mathbf{W}_n^{-2} (\mathbf{Y} - \rho \mathbf{A}), \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

其中, 矩阵 $\mathbf{A}' = \mathbf{A}\mathbf{\xi}$, $\mathbf{W}_n$ 反映的是 $[\mathbf{A} \ \mathbf{Y}]$ 行向量的权矩阵, $\text{tr}()$ 为矩阵的迹. 令矩阵 $\mathbf{\chi} = \mathbf{1}_{n \times 1} - (\mathbf{1}_{n \times 1}^T \mathbf{W}_n^{-2} \mathbf{1}_{n \times 1})^{-1} (\mathbf{1}_{n \times 1} \mathbf{1}_{n \times 1}^T \mathbf{W}_n^{-2})$, $\bar{\mathbf{A}} = \mathbf{W}_n \mathbf{\chi} \mathbf{A}$, $\bar{\mathbf{Y}} = \mathbf{W}_n \mathbf{\chi} \mathbf{Y}$, 对矩阵 $\bar{\mathbf{A}}^T \bar{\mathbf{Y}}$ 进行奇异值分解 (singular value decomposition, SVD), $SVD(\bar{\mathbf{A}}^T \bar{\mathbf{Y}}) = \mathbf{U} \mathbf{\Sigma} \mathbf{V}^T$, $\mathbf{U}$ 和 $\mathbf{V}$ 分别为对应的左奇异正交矩阵、右奇异正交矩阵, $\mathbf{\Sigma}$ 为奇异值构成的对角线矩阵, 具体表达式请参见文献[3,4]. 观测值误差表达式如下:

$$\left\{ \begin{aligned} \mathbf{E}_Y &= \mathbf{W}_n^{-1} (\mathbf{Y} - \rho \mathbf{A} \mathbf{\xi}) / (1 + \rho^2), \\ \mathbf{E}_A &= -\rho \mathbf{E}_Y \mathbf{\xi}^T. \end{aligned} \right. \quad (16)$$

文献[28]指出总体最小二乘平差是有偏的. 单位权方差为 $\sigma_0 = \sqrt{\mathbf{e}^T \mathbf{W}_n \mathbf{e} / (n - u)}$, 其中, $\mathbf{e} = [\text{vec}(\mathbf{E}_Y) \ \text{vec}(\mathbf{E}_A)]$, vec 为矩阵拉直运算, n 表示观测值总数, u 表示待估计参数的个数. 通过理论证明^[30], 式(15)所示的绝对定向表达式等价于基于高斯牛顿法的总体最小二乘解. 因此, 旋转矩阵 $\mathbf{\xi}$ 中误差可通过近似函数法^[31]表示为

$$\sigma_{\mathbf{\xi}} = \sigma_0 \sqrt{((\mathbf{A} - \mathbf{E}_A)^T (\mathbf{B} \mathbf{Q}_{\Pi} \mathbf{B}^T)^{-1} (\mathbf{A} - \mathbf{E}_A))^{-1}}, \quad (17)$$

其中, $\mathbf{Q}_{\Pi} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{AA} & \mathbf{Q}_{AY} \\ \mathbf{Q}_{YA} & \mathbf{Q}_{YY} \end{bmatrix} = \mathbf{W}_n^{-1}$ 为 $[\mathbf{A} \ \mathbf{Y}]$ 的协因数矩阵,

矩阵 $\mathbf{B} = [\mathbf{\xi}^T \otimes \mathbf{I}_n, -\mathbf{I}_n]$. 式(17)表示月球车姿态角参数的理论精度.

将月球车移动过程视为一个整体, 可获得当前摄站月球车本体系统在第一个摄站月球车本体系统下的位姿关系, 即在工作坐标系下. 其中, 工作坐标系在全局坐标系的位姿信息设为真值. 式(14)中的旋转矩阵 $\mathbf{\xi}$ 即式(2)中的 $\mathbf{R}_{NED-R}$.

3.4 天际线提取

通过检测图像中所有灰度值变化较大的点, 并将其连接起来构成了若干线条, 即可完成图像的边缘检测. 由于月面环境无空气, 导致太阳光为直射照射, 不

发生漫反射和散射等地球、火星表面常见的现象。因此, 月球车相机图像中的天际线表现为天空较为黑暗, 地面区域较亮, 且分界较为明显。本文首先对相机图像进行 3×3 模板的去噪, 然后进行二值化, 阈值设为 $10 \sim 30$; 其次, 采用Canny算子^[32]进行边缘检测, 轮廓阈值设为3, 选取边缘点的Sobel算子, 内核设为 3×3 矩阵; 最后, 在边缘检测后的图像中逐列采用自上而下判断像素是否发生变化, 若发生变化, 则认为该点是天际线特征点。由于天际线为连续的曲线, 需加入天际线相邻特征点的像素高度差应小于2个像素的限制条件。嫦娥三号玉兔号月球车导航相机未拍照包含天空的图像, 图3和4为其全景相机图像利用本节方法提取的天际线。

4 试验验证

4.1 相机几何标定测试

在测试相机几何标定时, 利用月球车在探测点A2的遥测数据。导航相机在车尾3个位置的图像提取15个控制点, 且部分控制点成像在两幅或三幅图像上, 构成二度和三度重叠像点, 重叠度分别为60%和20%, 如图5中十字丝标记所示。桅杆机构转角如表1所示。为便于标记和测量, 控制点均位于月球车机构拐角、直线段交点位置, 因此, 本文采用基于Harris算法的角点检测方法^[33]提取控制点对应的图像特征点, 精度优于1 pixel。

本节对光束法平差模型进行最小二乘平差(简称为常规解, 仅包含式(6))和本文提出的新方法求解(简称为新方法, 包含式(6)和(8)), 统计算法收敛(收敛次数为5)时的单位权方差 σ_0 , 常规解 $\sigma_0=0.408$ pixel, 新方法 $\sigma_0=0.380$ pixel。

图6表示的是探测A2点位置的左右导航相机图像外参数(线元素 X_S, Y_S, Z_S 和角元素 φ, ω, κ)和左导航相机内参数的精度。通过分析常规解和新方法的单位权方差与图6中相机内外参数精度, 可说明加入立体相机固定几何关系后的光束法平差模型解算的相机内外参数精度更高。在新方法中, 左导航相机畸变系数 k_1, k_2, p_1, p_2 的精度分别是 $5.23 \times 10^{-9}, 1.17 \times 10^{-14}, 5.26 \times 10^{-7}, 4.78 \times 10^{-7}$ 。

由新方法计算出嫦娥四号月球车验证器导航相机内方位元素如表2所示, 立体几何关系如表3所示。上述几何标定参数将作为后续月球车相机外参数高精度计算和月球车位姿高精度计算的基础数据。

4.2 相机外参数高精度计算测试

在测试相机外参数时, 利用月球车在探测点A2的遥测数据。左导航相机在车尾4个位置的图像提取10个控制点, 且部分控制点成像在两幅或三幅图像上, 构成二度、三度重叠像点, 重叠度分别为60%和20%, 如图7所示, 桅杆转角参数如表4所示。

经相机视场角分析, 在月球车桅杆俯仰角为 $-24^\circ \sim -10^\circ$ 的范围内, 月球车导航相机图像能同时拍摄到天空和月球车固件控制点。在月球车具体工作中, 环拍时桅杆俯仰角为 0° , 当立体相机向后成像时, 桅杆俯仰角可调至 -20° , 但需要保证不同俯仰角的序列图像间包含接近20%的重叠区域。在探测点A2, 立体导航相机从后方起按逆时针成像18次, 相邻相机位置的立体图像间自动匹配出6对同名像点, 共计118个特征点, 其中10个特征点如图7所示, 108个像点为四度重叠像点。在月球车左右方向, 选择太阳翼电池片的长度作为特征点的约束条件, 共20个。设置收敛次数为5次。控制点坐标在月球车本体下, 相机外参数初始值

图3 (网络版彩图)玉兔号月球车全景相机图像天际线提取示例一。(a) 原始图像; (b) 边缘检测后的图像; (c) 天际线提取效果图, 曲线为天际线

Figure 3 (Color online) The first visual skyline extraction example in the “YUTU” lunar rover’s panoramic camera system. (a) Original panoramic image; (b) panoramic image after edge detection; (c) skyline extraction map, the curve denotes the skyline.

图 4 (网络版彩图)玉兔号月球车全景相机图像天际线提取示例二. (a) 原始图像; (b) 边缘检测后的图像; (c) 天际线提取效果图, 曲线为天际线

Figure 4 (Color online) The second visual skyline extraction example in the “YUTU” lunar rover’s panoramic camera system. (a) Original panoramic image; (b) panoramic image after edge detection; (c) skyline extraction map, the curve denotes the skyline.

图 5 在探测点A2月球车左导航相机图像控制点的像点提取分布

Figure 5 Distribution of selected image points in the left navigation camera at location A2.

表 1 探测点A2月球车机构转角数据

Table 1 Rotation angles of the mast at location A2

转角	图5(a)	图5(b)	图5(c)
桅杆俯仰角	-39.905°	-39.905°	-39.905°
桅杆偏航角	-169.903°	169.881°	149.885°
桅杆展开角	0.066°	0.066°	0.066°

依据表5的桅杆姿态角通过本体系与相机系的坐标转换获得. 使用闭合区域网平差模型, 单位权方差为 1.20 pixel, 36个位置相机外参数精度如图8所示.

由于桅杆机构转角的遥测精度为 0.3° , 即 0.0052 rad , 从图8(b)中可说明在图像编号1~6(桅杆偏航角为 $+170^\circ \sim +130^\circ$)和编号32~36(桅杆偏航角为 $-170^\circ \sim -130^\circ$)中的相机位置下, 利用相机图像闭合区域网平差模型可提高相机外参数(在月球车本体系下)的精度, 其角元素精度均高于 0.0052 rad . 在具体的天际线遮挡角计算过程中, 则采用本文方法的计算结果, 替代月球车桅杆机构转角. 在图像编号7~31(桅杆偏航角为 $-110^\circ \sim +110^\circ$)位置, 由于受到四度重叠点分布较为集中的因素导致区域网平差模型稳定性较差, 相机

外参数角元素精度低于 0.0052 rad . 在具体计算相机外参数时, 则应该采用桅杆展开角、偏航角以及相机云台俯仰角的遥测数据. 从图8(a)中分析可知, 在图像编号7~31的相机外参数线元素精度低于 10 mm . 因此, 减小相机序列成像间隔, 提高相邻立体图像间的重叠区域比例, 以及尽可能将四度重叠点均匀分布在图像重叠区域和提供四度重叠像点的数量, 将提高区域网平差的稳定性和外参数解算精度.

在月球车图像天际线遮挡角计算过程中, 需要对每个位置的相机外参数角元素精度进行判断. 当某个位置图像外参数角元素精度均高于 0.3° 时, 说明本文提出的相机图像闭合区域网平差模型能有效地提升相机系与月球车本体系的姿态角精度, 消除月球车桅杆机构转角测量误差对计算天际线遮挡角的影响.

4.3 天际线遮挡角高精度计算测试

本节采用嫦娥四号月球车验证器在地面的试验数据对地形遮挡预测算法进行验证. 验证器工作在近似月面环境中的室内试验场内, 用两台全站仪联测出所有控制点在北东地坐标系下的坐标, 仪器的测角精度

图 6 (网络版彩图)探测A2点位置的左右导航相机图像外参数和左导航相机内参数的精度. (a) 导航相机第一对图像外方位线元素精度, 横坐标表示的是左相机图像外方位线元素(X_{s1} , Y_{s1} , Z_{s1})和右相机图像外方位线元素(X_{s2} , Y_{s2} , Z_{s2}); (b) 角元素精度, 横坐标(p_1 , o_1 , k_1 , p_2 , o_2 , k_2)依次为左右相机图像角元素(φ , ω , κ); (c) 左导航相机内参数精度, 横坐标依次为焦距 f 和像主点坐标 x_0 , y_0

Figure 6 (Color online) Precision of the stereo navigation camera calibration and pose estimation at location A2. (a) Corresponds to the first stereo camera position (X_{s1} , Y_{s1} , Z_{s1} , X_{s2} , Y_{s2} , Z_{s2}), respectively; (b) corresponds to the first stereo camera altitude angle p_1 , o_1 , k_1 , p_2 , o_2 , k_2 , respectively; (c) represents the calibration parameters f , x_0 , y_0 of the left navigation camera.

表 2 月球车导航相机内方位元素

Table 2 Stereo navigation cameras' interior orientation elements

	主距 (pixel)	像主点坐标 (pixel)	径向畸变系数		切向畸变系数	
			k_1	k_2	p_1	p_2
左相机	1181.4	3.07, 11.48	-2.15×10^{-8}	3.11×10^{-14}	1.46×10^{-7}	-3.13×10^{-7}
右相机	1196.6	-1.0, -18.4	-2.22×10^{-8}	3.09×10^{-14}	-5.32×10^{-9}	-2.85×10^{-7}

表 3 月球车导航相机立体几何关系

Table 3 Stereo navigation cameras' exterior orientation elements

位置向量 (mm)		旋转矩阵	
262.447	0.999991964	0.001372791	0.00376672
0.496	-0.001396945	0.999978434	0.006417225
0.859	-0.003757829	-0.006422435	0.999972315

是2.0", 点位测量精度为0.12 mm. 月球车导航控制系统GNC同步记录导航相机成像时刻的月球车遥测位姿参数, 如表5所示. 左导航相机在探测点A点拍摄的第9幅图像如图9所示.

在实际工作环境中, 天际线特征点离月球车较远,

导致无法量测其在北东地系下的真实坐标. 在室内试验场环境中, 利用月球车验证器相机视场内的特征点模拟天际线特征点, 并获得其在北东地系下的实测坐标. 式(2)成立的前提是特征点距离较远, 因此式(2)在室内试验场环境下无法成立. 为此, 本文利用月球车在北东地系下的姿态角旋转矩阵 $\mathbf{R}_{\text{NED-R}}$ 、室内IGPS测量的月球车位置参数和旋转矩阵 $\mathbf{R}_{\text{S-R}}$, 通过月球车坐标转换框架^[3]将特征点坐标从北东地系转到相机坐标系下, 并计算在相机系下的高度角 $\eta_s = \text{atan}\left(Y / \sqrt{Z^2 + X^2}\right)$ 和方位角 $\tau_s = \text{atan}(X/Z)$. 其中, X , Y , Z 为特征点在相机系下的坐标. 在上述过程中, 月球车位置参数可视为真值, 高

图 7 在探测点A2月球车左导航相机图像控制点的像点提取分布

Figure 7 Distribution of selected image points in the left navigation camera at location A2.

表 4 探测点A2月球车机构转角数据

Table 4 Rotation angles of the mast at location A2

转角	图7(a)	图7(b)	图7(c)	图7(d)
桅杆俯仰角	-19.93°	-19.93°	-19.93°	-19.93°
桅杆偏航角	-150.126°	-169.903°	169.881°	149.885°
桅杆展开角	0.066°	0.066°	0.066°	0.066°

图 8 (网络版彩图)在探测点A2导航相机序列立体图像外参数线元素(X_s , Y_s , Z_s)精度(a)和角元素(p , o , k)精度(b). 横坐标为相机序列成像位置的编号

Figure 8 (Color online) Precision of the stereo navigation camera pose estimation at location A2: (a) corresponds to the stereo camera position X_s , Y_s , Z_s , respectively; (b) corresponds to the stereo camera altitude angle p , o , k , respectively. The horizontal axis represents image number, which is from 1 to 36.

表 5 在探测点A处和D处的月球车遥测位姿数据

Table 5 The lunar rover system's telemetry data at locations A and D

参数	探测点A处	探测点D处
月球车遥测位置 (mm)	956.2, 15898.0, -371.0	38254.8, 44343.4, 1802.24
月球车遥测姿态角 ($^\circ$)	-0.537, 0.802, 115.576	-1.637, 1.086, -168.462

度角和方位角的计算过程是式(2)的逆过程, 其精度只受到旋转矩阵 $\mathbf{R}_{\text{NED-R}}$ 和 $\mathbf{R}_{\text{S-R}}$ 误差的影响. 利用式(1)计算出特征点的高度角与方位角信息, 统计方位角和高

度角与上述过程遮挡角的差值. 旋转矩阵 $\mathbf{R}_{\text{NED-R}}$ 和 $\mathbf{R}_{\text{S-R}}$ 元素的误差越大, 方位角和高度角的对应差值越大, 反之, 则越小.

获得旋转矩阵 $\mathbf{R}_{\text{NED-R}}$ 和 $\mathbf{R}_{\text{S-R}}$ 的方式有以下两种: 一种是由月球车遥测姿态角参数和桅杆结构转角直接获取; 另一种是本文3.2和3.3节. 因此, 遮挡角差值是考察3.2和3.3节能否替代月球车遥测姿态角参数和桅杆结构转角和提高遮挡角精度的有效方式. 两种方式均采用相同的相机内参数.

在图9中, 利用Forstner点特征提取算子^[34]提取11个特征点, 用十字丝标记, 像点提取精度为0.5 pixel,

图 9 (网络版彩图)探测点A处月球车左导航相机第9幅图像及特征点显示

Figure 9 (Color online) Distribution of the extracted image points in the ninth image taken by the left navigation camera at location A.

通过式(1)计算出在相机系下的高度角。利用特征点在东北地系下的测量坐标和月球车遥测姿态角和桅杆结构转角参数计算出在相机系下的高度角和方位角。统计遮挡角的差值,称之为“遥测”,如表6第2列和第4列所示。月球车立体导航相机在探测点A点获得18对立体图像,间隔 20° 。通过闭合区域网光束法平差和立体图像绝对定向模型,计算旋转矩阵 $\mathbf{R}_{\text{NED-R}}$ 和 $\mathbf{R}_{\text{S-R}}$,然后利用特征点在东北地系下的测量坐标计算出在相机系

下的高度角和方位角,并统计遮挡角的差值,称之为“新方法”,如表6第3列和第5列所示。

闭合区域网光束法平差模型中,在车体固件上量测9个控制点,相邻立体图像的连接点选择12对,特征点共计225个。在太阳翼电池片上选择15个特征点间长度信息的约束条件,迭代次数为5次。单位权方差为0.95 pixel,在当前摄站第9对图像位置时的相机外参数角元素 φ, ω, κ 为0.0061, 0.0032和0.0035 rad。36个相机位置的相机外参数角元素精度如图10所示。在立体图像绝对定向模型中,需设定起始摄站月球车位姿参数为真值,相邻摄站图像重叠区域选择25个连接点,即四度重叠像点。单位权方差为0.223 mm,当前摄站月球车姿态角精度分别为0.0164, 0.0087和0.0078 rad,均高于月球车的遥测姿态角精度(1°),即0.0175 rad。

表6的最后一行为高度角差值和方位角差值的平均值。高度角差值的平均值在“遥测”和“新方法”两种方法下分别是 -0.23° 和 -0.18° ,其绝对值的最大值分别是 0.42° 和 0.20° 。方位角差值的平均值在“遥测”和“新方法”两种方法下分别是 -0.18° 和 -0.16° ,其绝对值的最大值分别是 0.32° 和 0.26° 。说明“新方法”计算的遮挡角差值绝对值小于“遥测”方法计算的遮挡角差值,表明本文提出的遮挡角计算方法的精度更高。在月球车连续移动过程中,其IMU记录的遥测位姿信息将会出现误差累计甚至出现野值的情况,本文提出的方法能更好地计算出地形遮挡角,且能保证精度。

表 6 地面特征点遮挡角差值计算

Table 6 Difference in the altitude angles and azimuthal angles of the control points in the camera frame

编号	高度角差值		方位角差值	
	遥测	新方法	遥测	新方法
1	-0.27°	-0.17°	-0.09°	-0.08°
2	-0.02°	-0.18°	-0.20°	-0.16°
3	-0.17°	-0.18°	-0.04°	-0.26°
4	-0.10°	-0.18°	-0.16°	-0.16°
5	-0.32°	-0.19°	-0.16°	-0.16°
6	-0.21°	-0.18°	-0.23°	-0.22°
7	-0.26°	-0.18°	-0.11°	-0.10°
8	-0.23°	-0.19°	-0.06°	-0.05°
9	-0.41°	-0.20°	-0.28°	-0.20°
10	-0.27°	-0.19°	-0.34°	-0.19°
18	-0.22°	-0.19°	-0.33°	-0.18°
平均值	-0.23°	-0.18°	-0.18°	-0.16°

图 10 (网络版彩图) 导航相机序列立体图像外参数角元素 (p , o , k 对应图像外参数角元素 φ , ω , κ) 精度. 横坐标为相机序列成像位置的编号

Figure 10 (Color online) Precision of the stereo navigation camera pose estimation: the stereo camera altitude angle p , o , k , respectively. The horizontal axis represents image number, which is from 1 to 36.

为进一步考察在野外环境下本文方法的稳定性和精度, 利用图 11 所示探测点 D 的序列立体图像. 月球车遥测位置数据如表 5 所示.

在探测点 D, 月球车导航相机从后方起逆时针以间隔 20° 成像 18 次, 云台俯仰角为 -19.93° . 相邻相机位置的立体图像间自动匹配出 20~30 对同名像点, 共计 378 个特征点, 其中 10 个特征点如图 7 所示, 110 个像点为六度重叠像点 (相邻 3 个位置立体相机图像均有成像), 其余为四度重叠像点. 在月球车左右方向的序列图像中, 选择太阳翼电池片的长度作为特征点的约束条件, 共 10 个. 设置收敛次数为 5 次. 在立体图像绝对定向模型中, 需设定起始摄站月球车位姿参数为真值, 相邻摄站图像重叠区域选择 32 个连接点, 即四度重叠

图 11 (网络版彩图) 基于探测点 D 导航相机序列图像的特征点分布

Figure 11 (Color online) Distribution of the extracted image points in the panoramic image taken by the left navigation camera at location D.

像点. 单位权方差为 0.209 mm , 当前摄站月球车姿态角精度分别为 0.0099 , 0.0156 和 0.0109 rad , 均高于月球车的遥测姿态角精度 (1°), 即 0.0175 rad .

在实际布设控制点时, 利用全站仪测量出天际线部分特征点在北东地坐标系下的天顶角和方位角, 仪器的测角精度是 $2.0''$, 点位测量精度为 0.12 mm . 如图 11 所示, 采用基于 Harris 算法的角点检测方法和手动复核的方式, 提取山峰与天空分界线处包含明显特征 (如山尖、山峰与平地交界处等) 的特征点, 像点提取精度优于 1 pixel . 将天顶角转换为高度角后, 和方位角的测量结果一并视为真值. 在本次实验的“遥测”和“新方法”两种方法中, 均采用表 2 和 3 所示的相机标定参数. 在“遥测”方法中, 月球车相机外参数计算和月球车姿态角计算两个步骤均采用遥测数据, 包括月球车遥测姿态角和桅杆结构转角参数. 而在“新方法”中, 月球车相机外参数计算和月球车姿态角计算两个步骤均采用本文提出的方法, 图 12 表示的是在探测点 D 导航相机序列立体图像外参数线元素和角元素. 两种方法均采用式 (3) 计算出天际线特征点在北东地系下的高度角和方位角, 然后与真值进行求差, 其计算结果如表 7 所示.

在图 11 中, 天际线特征点“1”, “2”, “3”和“4,5”分别

图 12 (网络版彩图) 在探测点 D 导航相机序列立体图像外参数线元素 (X_s , Y_s , Z_s) 精度 (a) 和角元素 (p , o , k 对应图像外参数角元素 φ , ω , κ) 精度 (b). 横坐标为相机序列成像位置的编号

Figure 12 (Color online) Precision of the stereo navigation camera pose estimation at location D. (a) Corresponds to the stereo camera position X_s , Y_s , Z_s , respectively; (b) corresponds to the stereo camera altitude angle p , o , k , respectively. The horizontal axis represents image number, which is from 1 to 36.

表 7 天际线特征点在北东地系下的遮挡角差值计算

Table 7 Difference in the altitude angles and the azimuthal angles of the feature points in the NED frame

编号	高度角差值		方位角差值	
	遥测	新方法	遥测	新方法
1	-0.48°	-0.30°	-0.32°	-0.28°
2	-0.41°	-0.33°	-0.35°	-0.30°
3	-0.85°	-0.80°	-0.56°	-0.54°
4	-1.09°	-1.23°	-0.76°	-0.83°
5	-1.41°	-1.71°	-1.15°	-1.19°

位于编号“1,2”, “35,36”, “29,30”, “21,22”的立体图像中. 如图12(b)所示, 天际线特征点“1”, “2”和“3”对应的相机外参数角元素精度均高于0.0052 rad. 而天际线特征点“4,5”对应的相机外参数角元素精度均低于0.0052 rad, 说明包含控制点的相机外参数角元素的精度高于不含控制点的相机外参数角元素. 在图12(a)中, 编号“1,2”, “35,36”的相机外参数线元素精度要高于编号“29,30”和“21,22”.

在表7中, 相较于“遥测”方法, 天际线特征点“1”, “2”和“3”在“新方法”中的方位角和高度角更接近于真值. 然而, 天际线特征点“4”和“5”在“遥测”方法中的方位角和高度角更接近于真值. 因此, 通过精度对比, 是判断相机外参数角元素和月球车姿态角参数用于计算天际线遮挡角的重要依据.

5 结果与讨论

本文以我国嫦娥四号月球车在轨任务中的天际线遮挡角预测问题为研究对象, 提出了基于月球车图像的天际线遮挡角预测算法, 并利用模拟试验数据进行验证. 得出以下结论.

(1) 基于月球车图像的天际线遮挡角预测算法能够自动识别出天际线并能较高精度地计算地形遮挡角(方位角和高度角), 解决了在模拟月面环境下的天际线遮挡预测问题. 新方法采用基于固件控制点的相机标定方法, 加入立体相机严格几何关系作为约束条件, 获得较高精度的相机内参数, 精度为0.38 pixel, 可实现月球车相机在轨高精度几何标定. 新方法提出了基于控制点的相机图像闭合区域网平差模型, 并结合立体相机严格几何关系和太阳翼电池片长度信息, 能提升当前摄站相机系相对于月球车本体系的姿态参数精

度, 有效消除月球车桅杆机构转角的测量误差(0.3° , 3σ). 新方法采用立体图像绝对定位模型, 月球车本体系相对于北东地系下的姿态角精度高于 1° , 能进一步抑制月球车遥测姿态角的测量误差, 提高天际线遮挡角计算精度.

(2) 由于涉及立体图像匹配, 月球车天际线遮挡角预测算法与四度重叠像点的分布、月球车固件控制点精度等密切相关. 在相机图像闭合区域网平差模型中, 图像内分布范围较小的四度重叠点将严重影响相机外参数角元素的精度. 另外, 相邻立体图像的重叠区域较小, 将导致区域网平差模型的计算不稳定. 月球车固件特征点作为控制点, 使月球车相机在首末位置的相机外参数角元素精度极高, 越往车体正前方, 其精度越低. 因此, 四度重叠点的分布区域、相邻立体图像的重叠区域以及控制点的精度是影响相机图像闭合区域网平差模型的重要因素. 实际月球车在轨工作时, 应考虑与月球车桅杆机构转角和月球车遥测姿态角相结合使用, 当新方法计算的相机外参数角元素和月球车姿态角参数的精度较高, 则采用新方法计算的角度参数. 反之, 则采用桅杆机构转角和月球车遥测姿态角, 以获得较高精度的天际线遮挡角.

(3) 在本文算法3.3节中, 实现相邻摄站月球车姿态信息的高精度计算, 可以消除IMU设备测量月球车姿态角的误差累积效应. 然而, 本文方法需要假定月球车器初始位姿信息为真值, 无法修正月球车在全局坐标系下的位姿信息. 因此, 研究月球车在全局坐标系下的高精度位姿信息是后续的研究和工程实践的一个重要方向.

(4) 本文研究结果具有较高的精度和应用稳定性, 已应用于嫦娥四号月球车地面模拟试验环境下的工程实践中, 对月球车在轨任务具有一定的指导意义.

参考文献

- 1 Jia Y Z, Zou Y L, Xue C B, et al. Scientific objectives and payloads of Chang'E-4 mission (in Chinese). *Chin J Space Sci*, 2018, 38: 118–130 [贾瑛卓, 邹永廖, 薛长斌, 等. 嫦娥四号任务科学目标和有效载荷配置. *空间科学学报*, 2018, 38: 118–130]
- 2 Li F, Zhang H, Wu X Y, et al. Influence analysis of terrain of the farside of the moon on softlanding (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2017, 4: 143–149 [李飞, 张焱, 吴学英, 等. 月球背面地形对软着陆探测的影响分析. *深空探测学报*, 2017, 4: 143–149]
- 3 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 [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]
- 4 Qing M Y, Chuang L S, Bo W, et al. Weighted total least squares for the visual localization of a planetary rover. *Photogramm Eng Remote Sens*, 2018, 84: 605–618
- 5 Cozman F, Krotkov E, Guestrin C. Outdoor visual position estimation for planetary rovers. *Auton Robot*, 2000, 9: 135–150
- 6 Oiri A, Nagatani K, Yoshida K. Global positioning for planetary rovers based on panoramic skyline image. In: *Proceedings of the 2010 JSME Conference on Robotics and Mechatronics*. 2010
- 7 Ahmad T, Bebis G, Regentova E E, et al. A machine learning approach to horizon line detection using local features. In: *International Symposium on Visual Computing*. Berlin, Heidelberg: Springer, 2013. 181–193
- 8 Bouyssounouse X, Nefian A V, Thomas A, et al. Horizon based orientation estimation for planetary surface navigation. In: *IEEE International Conference on Image Processing*. Phoenix: IEEE, 2016. 4368–4372
- 9 Nefian A, Bouyssounouse X, Edwards L, et al. Infrastructure free rover localization. In: *International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS)*. 2014
- 10 Grelsson B, Felsberg M, Isaksson F. Highly accurate attitude estimation via horizon detection. *J Field Robot*, 2016, 33: 967–993
- 11 Fefilyatzev S, Smarodzinava V, Hall L O, et al. Horizon detection using machine learning techniques. In: *International Conference on Machine Learning and Applications*. Orlando: IEEE Computer Society, 2006. 17–21
- 12 Ahmad T, Bebis G, Niclescu M, et al. An edge-less approach to horizon line detection. In: *International Conference on Machine Learning and Applications*. Miami: IEEE, 2015. 1095–1102
- 13 Ahmad T, Bebis G, Regentova E, et al. Coupling dynamic programming with machine learning for horizon line detection. *Int J Artif Intell Tools*, 2015, 24: 1540018
- 14 Ahmad T, Bebis G, Regentova E, et al. An experimental evaluation of different features and nodal costs for horizon line detection. In: *International Symposium on Visual Computing*. Cham: Springer, 2014
- 15 Grishin V A, Maslov I A. Horizon line stability observations over the sea. *J Navigat*, 2018, 71: 437–453
- 16 McGee T G, Sengupta R, Hedrick K. Obstacle detection for small autonomous aircraft using sky segmentation. In: *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Barcelona: IEEE, 2005. 4679–4684
- 17 Thurrowgood S, Soccol D, Moore R J D, et al. A vision based system for attitude estimation of UAVs. In: *2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. St. Louis: IEEE, 2009. 5725–5730
- 18 De Croon G, De Wagter C, Remes B D W, et al. Sky segmentation approach to obstacle avoidance. In: *2011 Aerospace Conference*. Big Sky: IEEE, 2011. 1–16
- 19 Dumble S J, Gibbens P W. Efficient terrain-aided visual horizon based attitude estimation and localization. *J Intell Robot Syst*, 2015, 78: 205–221
- 20 Zhang J Q, Pan L, Wang S G. *Photogrammetry* (in Chinese). 2nd ed. Wuhan: Wuhan University Press, 2009. 54–72 [张剑清, 潘励, 王树根. *摄影测量学*. 第2版. 武汉: 武汉大学出版社, 2009. 54–72]
- 21 Lowe D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints. *Int J Comput Vision*, 2004, 60: 91–110
- 22 Di K, Li R. CAHVOR camera model and its photogrammetric conversion for planetary applications. *J Geophys Res*, 2004, 109: E04004
- 23 Gennery D B. Generalized camera calibration including fish-eye lenses. *Int J Comput Vision*, 2006, 68: 239–266
- 24 Heikkila J. Geometric camera calibration using circular control points. *IEEE Trans Pattern Anal Mach Intell*, 2000, 22: 1066–1077
- 25 Zhang S, Li Q Z, Wen B, et al. Orthogonal projection model of jade Rabbit lunar rover Pancam. *Geomat Inform Sci Wuhan Univ*, 2014, 39: 804–

- 808 [张烁, 李群智, 温博, 等. 玉兔号月球车全景相机的正交变换投影模型. 武汉大学学报(信息科学版), 2014, 39: 804–808]
- 26 Liu S C, Jia Y, Ma Y Q, et al. High precision localization of the Chang'E-3 lunar rover (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2015, 60: 372–378 [刘少创, 贾阳, 马友青, 等. 嫦娥三号月面巡视探测器高精度定位. 科学通报, 2015, 60: 372–378]
- 27 Zhang S, Xu Y M, Liu S C, et al. Calibration of Chang'E-3 lunar rover stereo-camera system based on control field (in Chinese). *Geomat Inform Sci Wuhan Univ*, 2015, 40: 1509–1513 [张烁, 徐亚明, 刘少创, 等. 嫦娥-3号月面巡视探测器立体相机的控制场检校. 武汉大学学报(信息科学版), 2015, 40: 1509–1513]
- 28 Fang X. Weighted total least squares: Necessary and sufficient conditions, fixed and random parameters. *J Geod*, 2013, 87: 733–749
- 29 Mahboub V. On weighted total least-squares for geodetic transformations. *J Geod*, 2012, 86: 359–367
- 30 Ma Y Q. Research on navigation and localization of CE-3 lunar rover (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Wuhan: Wuhan University, 2014. 32–40 [马友青. 嫦娥三号月面巡视探测器导航定位技术研究. 博士学位论文. 武汉: 武汉大学, 2014. 32–40]
- 31 Zhao Y W. Research on precision estimation method for total least squares (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Nanchang: East China University of Technology, 2017. 8–10 [赵英文. 总体最小二乘精度评定方法研究. 博士学位论文. 南昌: 东华理工大学, 2017. 8–10]
- 32 Canny J. A computational approach to edge detection. *IEEE Trans Pattern Anal Mach Intell*, 1986, PAMI-8: 679–698
- 33 Harris C G, Stephens M. A combined corner and edge detector. In: *Alvey Vision Conference*. 1988. 147–151
- 34 Förstner W, Gülch E. A fast operator for detection and precise location of distinct points, corners and centres of circular features. In: *Proceeding of the ISPRS Intercommission Workshop on Fast Processing of Photogrammetric Data*. Interlaken, 1987. 281–305

Experimental research of precise terrain occlusion prediction algorithm based on image sequences of the Chang'E-4 lunar rover

MA YouQing¹, PENG Song², WEN Bo², JIA Yang², SHEN ZhenRong², QI Chen³, ZHANG Shuo¹, YANG Huan³, SIMA Bing¹, WANG KaiWen¹ & LIU ShaoChuang¹

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 Geodesy and Geomatics, Wuhan University, Wuhan 430072, China

An accurate terrain occlusion prediction algorithm based on image sequences obtained by the Chang'E (CE-4) lunar rover stereo cameras is proposed. First, the proposed algorithm is briefly introduced. Next, the key procedures, including on-orbit camera calibration, high-precision camera pose estimation based on a loop-closed bundle block adjustment model, high-precision rover pose estimation, and automatic extraction of the skyline, are explained. Lastly, the conclusions are drawn based on the experimental results of China's Chang'E-4 lunar rover. The proposed algorithm can achieve high accuracy and application stability in the occlusion prediction of the skyline.

Chang'E-4 lunar rover, terrain occlusion, on-orbit camera calibration, automatic skyline extraction, loop-closed bundle block adjustment

doi: [10.1360/N092018-00386](https://doi.org/10.1360/N092018-00386)