

文章编号: 1000-6893(2006)03-0500-05

月球巡视探测器自主定向算法研究

岳富占, 崔平远, 崔祜涛, 居鹤华

(哈尔滨工业大学 深空探测基础研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

Algorithm Research on Lunar Rover Autonomous Heading Detection

YUE Furzhan, CUI Pingyuan, CUI Hutaotao, JU Heshua

(Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘要: 月球巡视探测器自主导航是其能在月面执行探测任务的关键, 而定向又是月球巡视探测器自主导航的一个重要组成部分, 其定向精度将直接影响到月球巡视探测器定位性能。将 CCD(Charge Couple Device) 太阳敏感器应用到月球巡视探测器上, 用太阳敏感器测量太阳位置矢量, 结合加速度计测量的重力矢量, 利用 QU EST 算法推算了月球巡视探测器的姿态和航向, 为月球巡视探测器构建了一套适用于长时间、长距离导航的绝对定向方案, 通过理论分析和实际推算描述了该定向方案的具体实现过程, 最后以仿真结果验证了该方案的可行性, 为下一步月球巡视探测器定位研究提供了技术参考。

关键词: 月球探测; 月球巡视探测器; 太阳敏感器; 加速度计; 航向角

中图分类号: V448.22 **文献标识码:** A

Abstract: The lunar exploration mission requires a long range autonomous navigation of lunar rover, heading information is an important part of lunar rover navigation, its precision will affects the localization precision and the performance of navigation directly, especially for long range, long duration traverse on the moon. A variety of technologies have contributed to the heading detection and localization of lunar rover, but there is no concretely defined heading detection architecture. In this paper, a feasible scenario is developed for absolute heading detection of lunar rover, which is based on the vector observation information coming from CCD (Charge Couple Device) sun sensor and accelerometer, and the process of heading detection is described in detail. Finally its validity is testified by simulation.

Key words: lunar exploration; lunar rover; sun sensor; accelerometer; heading

月球巡视探测器是一种适于在复杂的非结构化月面环境中执行探测任务的机器人, 它是目前对月球进行近距离探测的最直接有效的工具。为确保月球巡视探测器在复杂的月面环境中执行探测任务, 要求月球巡视探测器具备高度的自主功能, 导航性能是其自主性的一项重要体现。月球巡视探测器导航性能包括高精度定位、路径规划、避障等导航能力。月球巡视探测器定位就是确定其在月球探测环境中的位置及其自身的姿态, 准确定位是实现月球巡视探测器自主导航的关键, 其定位精度将直接影响到月球巡视探测器路径规划、避障等成效。而月球巡视探测器航向又是月球巡视探测器定位中较为关键的信息, 航向确定即定向, 是月球巡视探测器定位的基础和前提, 本文对月球巡视探测器定向进行研究。

目前可用于月球巡视探测器导航定向的方

法越来越多, 这些方法因处理速度、计算精度以及所应用环境等各异, 按其误差累计特性可分为相对定向技术和绝对定向技术。相对定向技术主要包括以里程计和惯性导航系统为主体进行开发的导航技术^[1,2], 相对定向技术往往满足可靠的短期精度、绝对的实时性和完全的自主性。由于相对定向技术完全依赖于测量值的积累, 所以其测量精度随时间而降低, 不适合于长时间、长距离导航定向^[3]。绝对定向技术定向误差不会随时间而增大, 因此成为月球巡视探测器定向技术的主流, 目前可在实际工程中应用的绝对定向方法主要有视觉导航定向^[4]、无线电导航定向以及利用太阳敏感器^[5-7]、星敏感器等绝对传感器进行定向等等。

综合以上内容, 对巡视探测器导航定位几种重要算法进行比较, 结果如表 1 所示。

为满足月球巡视探测器高精度定位的需要, 通过考虑月面与太阳间的位置关系, 利用面阵 CCD 太阳敏感器来获取太阳方位矢量, 结合加速度计的测量信息来确定月球巡视探测器的航向,

为月球巡视探测器提供了一套绝对定向方案。仿真结果表明, 该定向方案满足月球巡视探测器高精度、长时间、长距离定向的要求。

表 1 月球巡视探测器导航算法性能比较

Table 1 Performance comparisons of lunar rover navigation algorithms

性能	自主性	算法复杂度	导航精度	实时性
惯性导航	较高	简单	低	高
天文导航	一般	简单	较高	一般
视觉导航	高	复杂	高	差
无线电导航	一般	简单	低	差

1 太阳矢量观测

(1) 坐标系定义 为便于问题的描述, 首先定义文中涉及到的坐标系: ①地心天球坐标系 $O_E X Y Z$, 原点位于地球中心, 参考平面平行于地球的 J2000.0 平赤道, X 轴指向 J2000.0 平春分点; ②月心天球坐标系 $O_M X' Y' Z'$, 原点位于月球质心, 参考平面平行于地球的 J2000.0 平赤道, X' 轴指向 J2000.0 平春分点; ③月固坐标系 $O_M X_M Y_M Z_M$, 原点位于月球质心, 参考平面平行于月球赤道, X_M 轴指向月球本初子午线; ④月球巡视探测器导航坐标系 $O_n X_n Y_n Z_n$, 原点位于月球表面月球巡视探测器所在位置, $X_n Y_n$ 平面平行于当地水平面, X_n 轴指向正北, Z_n 轴指向为重力方向; ⑤月球巡视探测器体坐标系 $O_r X_r Y_r Z_r$, 原点位于月球巡视探测器重心, X_r, Y_r, Z_r 三轴分别与车体三轴重合, X_r 轴指向车体前进方向, Z_r 轴指向下; ⑥太阳敏感器坐标系 $O_s X_s Y_s Z_s$, 原点位于 CCD 太阳敏感器像平面中心, X_s, Y_s 轴位于 CCD 像平面, 并分别平行于像平面的横纵轴, 与车体三轴重合, Z_s 轴垂直于像平面向下。

月球平均公转周期为 27.32166 天, 其公转周期与自转周期相同, 因此在月面表面, 可以连续十多天都能看到太阳, 而且月球表面没有大气, 不会有任何遮挡, 所以在月面表面, 太阳可为月球巡视探测器提供稳定而可靠的矢量观测信息。

太阳敏感器是航天器姿态控制系统中的重要测量部件, 它通过检测太阳矢量的方位, 为航天器提供可靠的姿态测量信息。CCD 太阳敏感器的基本设计思想是运用小孔成像原理对太阳进行成像, 使其形成太阳像光斑投影在 CCD 光敏区上, 然后通过判断太阳光斑的对应位置确定太阳方位。由于目前国内国际在 CCD 太阳敏感器在实

现大视场、高精度的技术要求方面已经达到较高的水平, 而且也较为成熟。因此, 在月球巡视探测器上配备使用 CCD 太阳敏感器进行姿态测量, 对其姿态测量精度, 实现月球巡视探测器的长时间、长距离导航具有非常重要的意义。

(2) 太阳敏感器信息处理 利用 CCD 太阳敏感器直接对太阳进行成像能够得到整幅太阳圆盘图像, 数据量丰富, 处理方法简便灵活, 更为重要的是处理精度高, 因此本文拟采用面阵 CCD 太阳敏感器为月球巡视探测器提供测量信息。

使用 CCD 太阳敏感器获得太阳中心点的位置需要经过以下 3 个过程: 图像二值化、噪声处理、中心点位置计算。太阳敏感器原始图像如图 1。为减小图像处理过程的复杂度, 首先要对图像进行二值化处理。噪声处理首先对二值化图像进行腐蚀, 然后进行膨胀处理, 这样在保持太阳光斑成像质量不变的基础之上, 消除背景区域上不利于太阳中心位置计算的小噪声物体。最后一步计算太阳光斑的中心点。由于太阳敏感器成像后, 在像平面上会成为近似椭圆形光斑, 太阳中心点在像平面上的投影正好位于椭圆光斑的几何对称中心, 见图 2, 其中心位置 (X_c, Y_c) 按式(1)~式(3)加权重心法计算^[8]。

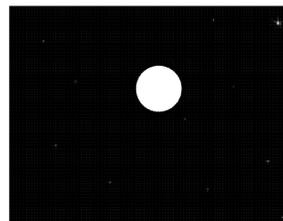


图 1 太阳敏感器原始图像
Fig 1 Initial image from sun sensor

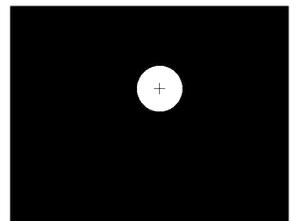


图 2 太阳光斑中心点计算结果
Fig 2 Computation result of sun image center

$$X_c = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m i w_{ij} \quad (1)$$

$$Y_c = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m j w_{ij} \quad (2)$$

$$M = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m w_{ij} \quad (3)$$

式中: w_{ij} 为各个像元的权重系数。因本文处理的是二值化图像, 故可对上式作适当简化。

根据求得的二维像平面上的中心点位置 (X_c, Y_c) , 结合其焦距 f , 即可得到太阳敏感器坐标系下太阳位置矢量, 进行单位化可得到 $S_s = [S_{sx} \ S_{sy} \ S_{sz}]^T$ 。由太阳敏感器坐标系到月球巡视探测器体坐标系的转换矩阵 A_{s-r} , 将其转换

到车体坐标系下可得 $S_c = A_s^{-1} r_s S_s$ 。

(3) 太阳位置星历推算 导航坐标系下太阳单位矢量的推算可主要通过查星历来实现,从星历表中,可直接查得太阳在月心天球坐标系下位置矢量,然后进行单位化,转化为月心天球坐标系下的太阳单位矢量 S_c 。借助于月心天球坐标系和月固坐标系、月固坐标系和月球巡视探测器导航坐标系间的转换关系,就可求得月球巡视探测器导航坐标系下的太阳单位矢量 S_n 。

月心天球坐标系和月固坐标系之间的关系如图3所示,图中 Ω_L 为月球赤道相对于地球赤道

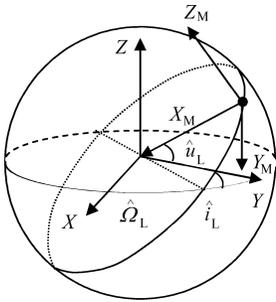


图3 月心天球坐标系到月固坐标系的转换关系

Fig. 3 Relationship between moon centered celestial sphere and moon centered fixed coordinate system

的升交点赤经, i_L 为月球赤道面相对地球赤道面的倾角, i_L 为月球赤道相对于地球赤道的升交点幅角,此3个欧拉角均可直接查星历表计算得到^[9],因此可得月心天球坐标系到月固坐标系的旋转矩阵

$$A_{cm} = \text{Rot}(z, \hat{i}_L) \text{Rot}(x, \hat{i}_L) \text{Rot}(z, \Omega_L) \quad (4)$$

如果月球巡视探测器所在位置的经度和纬度分别为 λ, ϕ ,则由月固坐标系转到导航坐标系的转换矩阵 A_{mn} 可直接计算得到,因此可最终推算出导航坐标系下的太阳单位矢量

$$S_n = A_{mn} A_{cm} S_c \quad (5)$$

2 月球重力矢量观测

加速度计为载体绝对加速度的测量元件,通过二次积分,可为载体提供速度和位置信息,在航天及车辆导航得到了广泛应用。由惯导基本方程 $\dot{V}_{mn,n} = a_{ir,n} - (2\omega_{m,n} + \omega_{m,n}) \times V_{mn,n} + g$ 可知,加速度计在载体静止状态时测得的是重力加速度,利用这一特性,为月球巡视探测器配备加速度计,把加速度计作为月球重力矢量敏感器,来获得重力加速度在月球巡视探测器体坐标系下的值,也即重力矢量在月球巡视探测器车体三轴上的分量,对其进行单位化,并用 G_r 表示,则 $G_r = [G_{rx}$

$G_{ry} \ G_{rz}]^T$,结合导航坐标系下的重力加速度值 G_n (单位矢量),给载体提供另一个矢量观测对,

$$G_r = A G_n + v_g \quad (6)$$

式中: v_g 为测量噪声。

月球质量分布的不均匀性,导致了月面重力矢量的大小及方向都会随位置的不同而有所变化。由于空间矢量观测都将其处理成单位矢量形式,测量的关键在于其方向性而不在其大小,所以随位置不同产生的重力大小的变化不会影响单位矢量测量。而由质量分布不均造成的月球质心与形心不重合,在一定程度上会影响巡视探测器基于重力矢量测量的定向精度,但其影响较小,计算表明一般只有3',满足姿态测量精度要求,所以通常忽略不计。对于月面上的几个具有“质量瘤”的重力异常区,月球巡视探测器在该地区进行探测时,可通过预先测定重力场的手段给与精度补偿,测量方法包括天文观测、月球轨道卫星测量等。

3 月球巡视探测器绝对航向角确定

在星际探测器导航定位方面,较早利用太阳敏感器和加速度计综合导航的算法是文献[4]给出的一种代数算法,其算法简单,但在星历推算以及航向推算过程中引入了计算误差,因此降低了定向精度。为降低算法误差,本文从双矢量定姿的角度给出了一套月球漫游车定向算法,并以仿真给予了验证。

目前,利用矢量观测的方法来确定航天器的姿态是各类航天器姿态确定的主流,但在月球巡视探测器或火星车姿态确定方面应用很少。由以上内容可知,太阳敏感器和加速度计分别为月球巡视探测器提供了一个矢量观测对,以此为基准,利用双矢量定姿原理可确定月球巡视探测器的姿态和绝对航向角。

基于矢量观测求解航天器姿态角的算法有很多种,本文用 Shuster 提出的一种快速算法——QUEST 算法,来求解月球巡视探测器的姿态和航向。根据 QUEST 算法, Wahba 问题的解可描述为:给定 n 个矢量对 $(r_i, b_{m,i}), i = 1, 2, 3, \dots, n$, 最优姿态估计值使下面的代价函数最小^[10],

$$J(q) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n w_i |b_{m,i} - A(q)r_i|^2 \quad (7)$$

式中: w_i 为误差权值; $A(q)$ 为由四元数表示的方向余弦矩阵,四元数 $q = q_0 + q_1 i + q_2 j + q_3 k$ 。单位矢量的测量方程应满足

$$b_{m,i} = A(q)r_i + v_i \quad (8)$$

式(6)的求极值问题可等价于 q 的二次型形式,

$$J'(q) = -q^T K q \quad (9)$$

考虑到四元数的归一化约束, 用拉格朗日乘子法把问题转化为无约束优化问题, 即

$$J''(q) = -q^T K q + \lambda(q^T q - 1) \quad (10)$$

根据极值必要条件 $\frac{\partial J''(q)}{\partial q} = \mathbf{0}_{4 \times 1}$, 因此可知最优姿态四元数 q^* 满足

$$K q^* = \lambda q^* \quad (11)$$

q^* 为矩阵 K 最大特征值对应的单位特征矩阵, 也即为所求的月球巡视探测器姿态,

$$K = \begin{bmatrix} S - I_{3 \times 3} \text{tr}(B) & z \\ z^T & \text{tr}(B) \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$B = R N^T \quad (12)$$

$$R = [E_r \quad G] \quad N = [E_n \quad G_n] \quad (13)$$

$$S = B^T + B \quad (14)$$

$$z = \begin{bmatrix} B_{23} - B_{32} \\ B_{31} - B_{13} \\ B_{12} - B_{21} \end{bmatrix} \quad (15)$$

由上求得的最优四元数值 q^* , 可根据下式得到月球巡视探测器的方向余弦表示的姿态矩阵:

$$A(q) = (|q_0|^2 - |\vec{q}|^2) I_{3 \times 3} + 2\vec{q}\vec{q}^T + 2q_0[[\vec{q}]] \quad (16)$$

其中: $\vec{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$; $[[\vec{q}]]$ 为 \vec{q} 的反对称矩阵

$$[[\vec{q}]] = \begin{bmatrix} 0 & q_3 & -q_2 \\ -q_3 & 0 & q_1 \\ q_2 & -q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

由最后求得的姿态转换矩阵 $A(q)$, 按 3-2-1 的旋转顺序, 将其描述为欧拉余弦矩阵形式得:

$$A =$$

$$\begin{bmatrix} \cos\delta\cos\theta & \cos\delta\sin\theta & -\sin\delta \\ \sin\varphi\sin\delta\cos\theta - \sin\varphi\sin\delta\sin\theta + \cos\varphi\cos\delta & \cos\varphi\cos\theta & \sin\varphi\cos\delta \\ \cos\varphi\sin\theta & \cos\varphi\cos\theta & \cos\varphi\cos\delta \\ \cos\varphi\sin\delta\cos\theta + \cos\varphi\sin\delta\sin\theta - \sin\varphi\sin\theta & \sin\varphi\cos\theta & \cos\varphi\cos\delta \end{bmatrix} \quad (18)$$

由上式直接计算月球巡视探测器的航向角 θ 、俯仰角 δ 和滚动角 φ :

$$\left. \begin{aligned} \theta &= \arctan 2(A_{12}, A_{11}) \\ \delta &= -\arcsin(A_{13}) \\ \varphi &= \arctan 2(A_{23}, A_{33}) \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

由双矢量定姿原理可知, 当重力矢量和地心矢量平行时, 即 $G \times E = \mathbf{0}$ 时, 该算法将出现奇异解。事实上, 当重力矢量和地心矢量接近平行时,

该方法基本不能应用, 因为当重力矢量和太阳矢量接近平行时, 敏感器的细微误差将引起较大的姿态测量角度误差, 姿态角测量误差随太阳俯仰角和敏感器测量误差的变化曲线如图 4 所示。由于太阳矢量和重力矢量平行时, 月球巡视探测器刚好处于太阳的星下点上, 太阳矢量和重力矢量接近平行时, 月球巡视探测器位于太阳星下点附近, 因此在太阳星下点及其附近区域进行探测时, 该方案不能满足月球巡视探测器高精度定向要求。以 2004 年 10 月为例, 月面上太阳星下点轨迹如图 5 所示。

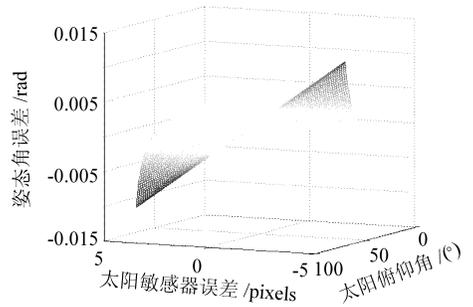


图 4 姿态测量误差变化曲线

Fig. 4 Attitude measurement error curve

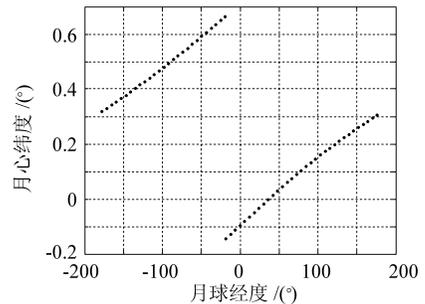


图 5 月面上太阳星下点轨迹

Fig. 5 Ground track of the sun

4 仿真结果

根据以上的理论推算结果, 在月球巡视探测器停车状态进行如下仿真试验。仿真中, 设定月球巡视探测器 20 min 停车一次, 车载加速度计初始零偏为 $10^{-4} g$, 随机零偏为 $5 \times 10^{-5} g$, 太阳敏感器测量噪声为零均值白噪声, 方差为 0.02° 。并设定月球巡视探测器处于月面东经 10° , 北纬 20° , 时间选定 2004 年 10 月 26 日 14:00 起, 仿真时间持续 $6 \times 10^4 s$ 。整个仿真过程中, 太阳在导航坐标系下的方位角和高度角变化关系如图 6 所示, 月球巡视探测器运行轨迹如图 7 所示, 月球巡视探测器真实航向角如图 8 所示。由图 9 可知, 利用太阳敏感器和加速度计对月球巡视探测器进行定向不存在误差积累, 是一种绝对定向方案, 而且在进行长时间、长距离导航的情况下, 能够保持稳定可靠的定

向精度。但由于太阳敏感器和加速度计进行定向时需要在月球巡视探测器停车状态进行,所以如果将陀螺可靠的短期精度、实时性、自主性和太阳敏感器绝对测量结果结合起来对月球巡视探测器进行定向,满足月球巡视探测器长时间、长距离、高精度定向导航要求是下一步要深入研究的内容。

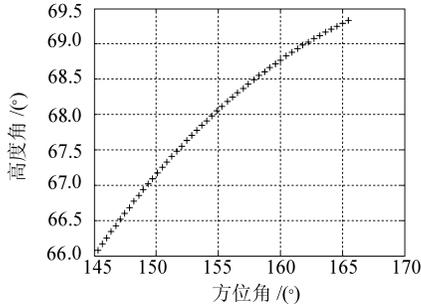


图6 太阳的方位角和高度角变化关系

Fig 6 Relation between altitude and azimuth of the sun

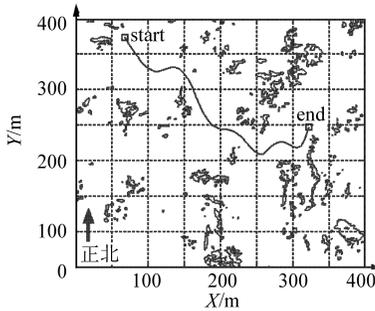


图7 月球巡视探测器运行轨迹

Fig. 7 Track of lunar rover

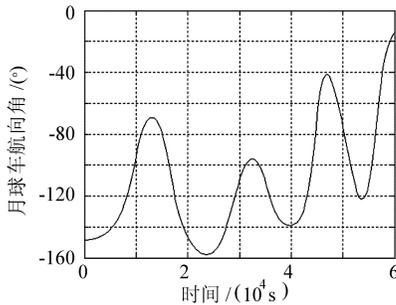


图8 月球巡视探测器真实航向角

Fig 8 Real heading angle of lunar rover

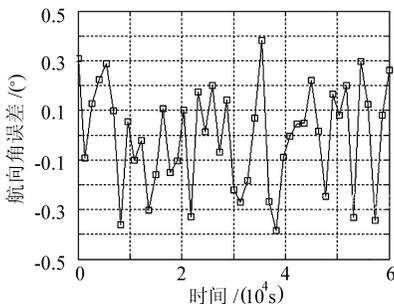


图9 CCD太阳敏感器和加速度计测得的航向角误差

Fig 9 Heading errors of CCD sun sensor and accelerometer

参考文献

- [1] Baumgartner E T, Aghazarian H, Trebr Ollennu A. Rover localization results for the FIDO rover[A]. Sensor Fusion and Decentralized Control in Autonomous Robotic Systems IV[C]. Newton, MA, 2001.
- [2] Fuke Y, Krotkov E. Dead reckoning for a lunar rover on uneven terrain[A]. Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation: Vol. I[C]. 1996:411-416.
- [3] Baumgartner E T, Aghazarian H, Trebr Ollennu A, et al. State estimation and vehicle localization for the FIDO rover[A]. Proceedings of the SPIE Conference on Sensor Fusion and Decentralized Control in Autonomous Robotic Systems: Vol. 4196[C]. 2000. 329-336.
- [4] Matthies L H, Olson C F, Tharp G, et al. Visual localization methods for mars rovers using lander, rover, and descent imagery[A]. Proceedings of the 4th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics, and Automation in Space: Vol. I[C]. 1997. 413-418.
- [5] Trebr Ollennu A, Huntsberger T, Cheng Y, et al. Design and analysis of a sun sensor for planetary rover absolute heading detection[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 2001, 17(6): 939-947.
- [6] Doraiswami R, Price R S. A robust position estimation scheme using sun sensor[J]. IEEE Transactions on Instrument and Measurement, 1998, 47(2): 595-603.
- [7] Volpe R. Mars rover navigation results using sun sensor heading determination[A]. Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robot and Systems: Vol. I[C]. 1999. 460-467.
- [8] 徐青. 近代摄影测量[M]. 北京: 解放军出版社, 2000. Xu Q. Modern photography and measurement[M]. Beijing: Liberation Army Press, 2000. (in Chinese)
- [9] 郗晓宁. 月球探测器轨道设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001. Xi X N. Lunar probe orbit design[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [10] 程杨. 基于星敏感器的空间飞行器姿态和姿态角速度确定[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2003. Cheng Y. Star tracker based spacecraft attitude and attitude rate determination[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2003. (in Chinese)

作者简介:

岳富占(1978-) 男,河南许昌人,哈尔滨工业大学,博士研究生,主要从事月球巡视探测器自主导航与运动控制方面的研究。
E-mail: yu fzh@astro.hit.edu.cn.

(责任编辑: 张利平)