

文章编号 1004-924X(2010)09-2044-09

# 无人月球探测器缓冲着陆抛投试验视觉测量系统

晁志超<sup>1</sup>, 姜广文<sup>1</sup>, 黄伟<sup>2</sup>, 宋师军<sup>2</sup>, 于起峰<sup>1,3</sup>

(1. 国防科技大学 光电科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 北京空间机电研究所, 北京 100076; 3. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**针对无人月球探测器缓冲着陆运动抛投试验中对探测器缓冲着陆过程中三维姿态、三维速度等运动参数和缓冲着陆机构缓冲行程的测量,设计了基于计算机视觉的抛投试验测量系统。首先,在探测器主体结构上喷绘若干对顶角标志,并用全站仪测量出这些标志的空间坐标。然后,用高速摄像机采集探测器缓冲着陆过程的序列图像。最后,利用单目视觉的方法对标志的空间坐标及探测器的序列图像进行处理得到上述参数。该系统硬件设备简单,软件操作方便。理论分析和实验验证均表明,采用该系统测量探测器运动参数,其姿态角测量精度优于 $4'$ ,运动速度测量精度约为 $0.02$  m/s,探测器缓冲行程精度约为 $4$  mm,完全满足无人月球探测器缓冲着陆运动试验中的测量精度要求。

**关键词:**计算机视觉;无人月球探测器;缓冲着陆;抛投试验;运动测量

**中图分类号:**V476.3;TP391 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20101809.2044

## Vision measuring system for soft-landing drop test of unmanned lunar explorer

CHAO Zhi-chao<sup>1</sup>, JIANG Guang-wen<sup>1</sup>, HUANG Wei<sup>2</sup>, SONG Shi-jun<sup>2</sup>, YU Qi-feng<sup>1,3</sup>

(1. College of Opto-electronic Science and Engineering,

National University of Defence Technology, Changsha 410073, China;

2. Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100076, China;

3. College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** A measuring system based on computer vision was developed to measure the movement parameters of a unmanned lunar explorer at a soft-landing test, such as the 3D pose, 3D velocity of explorer and the working strobe of snubber. Firstly, some opposite-vertical-angle marks were painted on the surface of the explorer, and their 3D coordinates were measured by a high-precision total station. Then, a series of images were taken by a high speed digital camera during the soft-landing test of explorer. Finally, the above parameters could be obtained by processing serial images of the explorer and 3D coordinates of the marks with the mono-vision method. The system is compact and easy to be operated. The theoretical analysis and experiments for the measurement precision of the system were performed. The results indicate that accuracies of pose angle, velocity and working strobe in measurements are  $4'$ ,  $0.02$  m/s and  $4$  mm, respectively, which can satisfy the requirements of movement pa-

收稿日期:2009-11-12;修订日期:2010-01-18.

基金项目:“嫦娥”二期工程“着陆缓冲机构组合缓冲试验”项目

parameter measurements in the soft-landing tests for unmanned lunar explorers.

**Key words:** computer vision; unmanned lunar explorer; soft-landing; drop test; movement measurement

## 1 引言

伴随我国“嫦娥”工程“绕”、“落”、“回”三步走战略的实施,在探月二期计划中,将实现在月球表面的软着陆。无人月球探测器从环月轨道飞行到在月表上实施软着陆,一般需要依次经过如下4个阶段:(1)反推火箭制动减速,调姿阶段;(2)探测器悬停阶段,当探测器达到离月表100 m左右时,控制垂向速度使其幅值约降为0 m/s;(3)探测器缓速下降阶段,通过反推火箭,控制航天器缓速下降,直至重心离月表4 m左右关闭制动;(4)自由落体阶段,此时缓冲发动机关闭,探测器在月球重力作用下撞击月表,依靠自身的缓冲着陆机构实现缓冲着陆<sup>[1-2]</sup>。由于较大的冲击会使探测器的有效载荷受损,因此,在无人月球探测器及其缓冲着陆机构研制和定型生产过程中,需要进行大量的缓冲着陆抛投试验,并测量出各种不同着陆环境、不同抛投条件下探测器缓冲着陆运动的三维姿态、三维速度和探测器缓冲着陆机构主(副)着陆腿的动态伸缩量等关键参数的时域曲线,从而检验、验证探测器缓冲着陆机构的缓冲性能,并为进一步改进设计提供依据。

传统的利用陀螺组和加速度计等惯性元件测量物体三维运动姿态和三维运动速度的方法单次试验的代价高,准备时间长,保障繁琐,而且在探测器上安装惯组系统容易改变探测器自身的配重特性。随着计算机技术和数字图像处理技术的不断发展,尤其是数字式高速摄像机性能的不断提高,基于视觉的非接触式光学测量方法日益成熟,应用范围越来越广。与传统的惯性测量方法相比,基于视觉的测量方法具有试验准备时间短、操作简单、测量过程可回放、测量结果精度高、客观可靠、测量手段非接触和成本低等特点。

考虑基于计算机视觉测量方法的优势,本文设计了一种缓冲着陆抛投试验视觉测量系统,利用该系统完成了对无人月球探测器在缓冲抛投试验中的三维运动速度和姿态,以及缓冲着陆机构的缓冲行程的测量,测量结果满足无人月球探测

器缓冲着陆抛投试验的要求。

## 2 系统方案设计

### 2.1 着陆姿态、着陆速度测量方案设计

着陆探测器的主体部分为如图1所示的立方体结构。首先,在探测器的表面喷绘若干对顶角标志,标志点的具体分布不严格要求,大致均匀即可。然后,用全站仪事先测量出这些标志点的在全站仪坐标系下的空间坐标。最后,在抛投试验前,沿探测器抛投方向的垂直方向在落点附近架设一台高速摄像机,抛投试验时触发摄像机,采集探测器缓冲着陆的序列图像,利用单目视觉的原理即可对探测器缓冲着陆运动的三维姿态和三维速度进行测量。

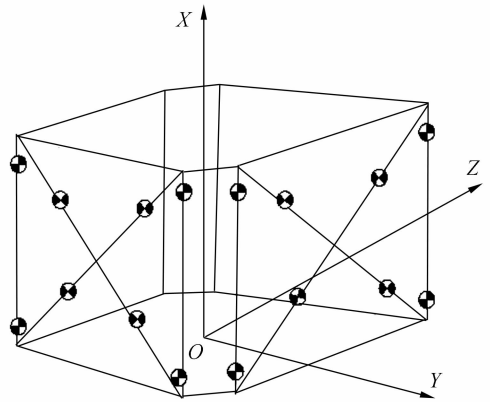


图1 探测器主体结构及标志分布示意图

Fig. 1 Main structure of explorer and its mark distribution

系统的数据处理流程如图2所示,输入数据有由全站仪测量得到的各标志点空间位置、每次试验前作为测量基准的一张静态图像、试验中由高速摄像机采集的序列图像和高速摄像机的采集帧频等。

需要注意的是,一般全站仪测量的空间点坐标数据为斜距 $S$ 、平距 $H$ 、高差 $V$ 、垂直角度 $ZA$ 和水平角 $HAR$ ,它们与欧氏空间坐标 $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 之

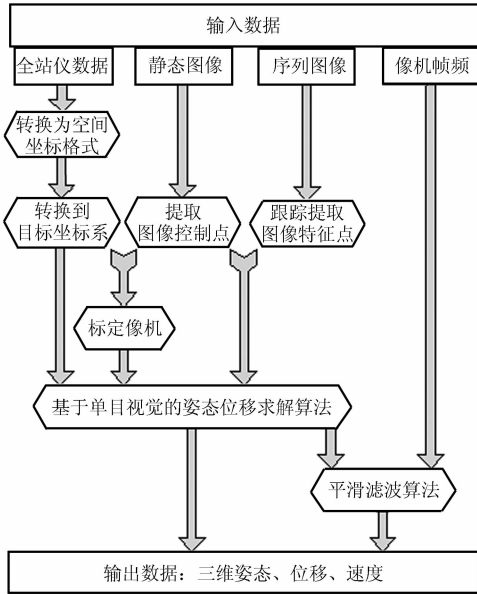


图 2 着陆运动参数测量数据处理流程图

Fig. 2 Flowchart of data processing of soft-landing movement measurement system

间的变换关系如式(1)所示。各个标志点的全站仪坐标数据只需在标志点喷绘完成后测量一次,以后再进行的每次试验不再需要使用全站仪。此外,由于各个标志点的坐标数据是全站仪坐标系下的坐标数据,还需要将其转换到如图 1 所示的着陆探测器本体坐标下,以使系统最终测量的姿态数据和速度数据具有明确的物理意义。

$$\begin{cases} H = Scos(ZA) \\ X = Hsin(HAR) \\ Y = Hcos(HAR) \\ Z = V \end{cases} \quad (1)$$

## 2.2 缓冲着陆行程测量方案设计

着陆缓冲机构的主体部分由四套主辅着陆腿组成,分别在着陆腿的两端及活动结合部位利用黑胶布缠绕若干圈分别形成标志 1、标志 2 和标志 3,如图 3 所示,显然标志 1 与标志 2 之间的距离  $D$  保持不变,若事先测量出  $D$  的值,再测量出每帧图像上标志 1、标志 2 和标志 3 之间的图像距离,根据比例关系即可求出标志 2 与标志 3 之间的动态距离  $L$ 。

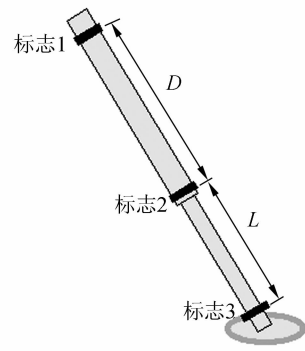


图 3 着陆腿的主体结构及标志分布示意图

Fig. 3 Main structure of soft-landing leg and its mark distribution

## 2.3 测量系统的硬件构成

测量系统的硬件由一台索佳 SET2130R 全站仪、若干对顶角标志、一台 Phantom v10 高速摄像机(分辨率较高,用来测量探测器运动参数)、四台 Phantom v5.1 高速摄像机(分辨率较低,用来测量四个着陆腿的缓冲行程)、一台笔记本电脑及光电外触发装置等构成,其中全站仪的角度测量精度为  $1''$ ,距离测量精度为 3 mm; Phantom v10 高速摄像机的最高配置为  $2\,400 \times 1\,800 @ 480$  Hz,测量时使用配置为  $2\,000 \times 1\,800 @ 500$  Hz, Phantom v5.1 高速摄像机最高配置为  $1\,024 \times 1\,024 @ 1\,200$  Hz,测量时使用配置为  $1\,024 \times 1\,024 @ 500$  Hz。

## 3 关键技术途径

### 3.1 序列图像特征点提取

由于测量系统采用高速摄像机采集探测器缓冲着陆抛投试验的图像,每次试验都将产生大量序列图像,因此对这些图像上的标志点坐标进行全自动、高精度、健壮的快速跟踪提取十分关键。对顶角标志制作简单,特征明显,在成像条件变化时仍能较好保持其灰度和几何特性<sup>[3]</sup>,而且便于使用全站仪进行空间坐标测量,所以系统中使用对顶角标志作为探测器着陆运动参数测量中使用的人工合作标志。基于序列图像上各个特征点运动的连续性和平滑性,系统设计了如下几个步骤来自动提取对顶角标志的坐标数据:

(1)在首帧图像上通过人工引导的方式精确提取标志点的图像坐标;

(2)利用前两帧(或多帧)图片上标志点的坐标数据线性预测当前帧图片上的标志点坐标,该坐标仅为标志点的粗略位置;

(3)在标志点的粗略位置附近利用在上一帧图像中建立的原图模板进行相关匹配搜索,得到当前帧图像上该标志点像素级精度的坐标数据;

(4)在标志点的像素级精度坐标附近自适应建立理想对顶角模板,采用相关系数拟合极值法进行亚像素角点提取,得到并输出该对顶标志点的亚像素坐标,一般情况下提取精度可达 0.05 pixel 以内;

(5)以标志点的亚像素坐标为中心,在当前帧图像上选取一个灰度矩阵作为该标志新的原图模板,模板矩阵的宽度和高度一般取奇数,不在整像素位置的点可以通过插值来确定灰度值;

(6)对序列图像重复步骤 2~步骤 5,直至最后一帧图像;

实际试验表明,采用以上方案,对试验中采集的探测器各种着陆环境下的序列图像均可以实现全自动的、可靠的、高精度的标志点坐标跟踪提取,对无遮挡标志图像的提取成功率达 100%。

对于着陆机构缓冲行程测量,由于标志为非合作标志,因此将上述方案中步骤 4 的亚像素角点提取改为灰度重心法<sup>[4]</sup>提取即可,此时坐标跟踪精度约为 1 pixel 左右。在跟踪提取缓冲着陆机构上各个标志点的坐标后,只要测量出刚性不变部分标志点之间实际的物理尺寸,基于比例关系,即可测出探测器缓冲着陆过程中弹性机械腿随时间变化的形变曲线。

### 3.2 摄像机模型及参数标定

当用摄像机对空间目标成像时,空间任意一点在图像上的成像位置可以用针孔模型<sup>[4-6]</sup>近似表示,空间点  $P(X_w, Y_w, Z_w)$  与其对应像点  $p(u, v)$  之间有如下关系:

$$Z_c \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_u & 0 & u_0 & 0 \\ 0 & f_v & v_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{R} & \mathbf{T} \\ \mathbf{0}^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

其中:  $f_u = f/dx$ ,  $f_v = f/dy$  ( $f$  为摄像机焦距,

$dx, dy$  为每个像素在  $u, v$  轴方向上的物理尺寸) 分别为横、纵向有效焦距,  $(u_0, v_0)$  为主点坐标。它们只与摄像机内部结构有关,称为内部参数。 $\mathbf{R}, \mathbf{T}$  为从摄像机坐标系到世界坐标系的转换,称为外部参数,其中  $\mathbf{R}$  为旋转矩阵,  $\mathbf{T}$  为平移向量。用矩阵  $\mathbf{M}$  表示内参数矩阵和外参数矩阵的乘积,则称  $\mathbf{M}$  为投影矩阵,它表示了三维空间点与其二维对应像点的投影变换关系。若已知  $N(N>3)$  个空间点坐标及其对应的图像点坐标,利用线性求解的方法可以求解出摄像机的投影矩阵,然后从投影矩阵分解出摄像机的内外参数。当使用的空间控制点数目较少时,可以使用简化像机模型,即进一步假设主点位于图像中心点且横、纵向有效焦距相等。当对精度有较高要求时,还需要考虑像机镜头的畸变等非线性因素,一般可以通过迭代优化的方法来标定畸变参数。

常用的像机标定方法有利用空间立体网格板标定、利用平面网格板标定和利用其他几何约束条件等进行的标定。综合考虑到试验精度要求及实际操作上的简便性要求,系统最终采用上述的简化像机模型,使用待测着陆探测器主体部分上绘制的对顶角标志作为控制点来标定像机。实际试验表明该标定方法实际操作简单易行,标定得到的像机参数像面平均重投影误差约为 0.6 pixel,满足系统测量精度要求。

### 3.3 单目视觉姿态位移测量算法

单目视觉中,已知刚体上若干特征点的空间坐标和对应的图像坐标求解刚体与摄像机之间的相对位置姿态关系主要有投影矩阵法、线性求解法和迭代优化法等算法<sup>[7-11]</sup>。投影矩阵法算法简单、计算量小,但由于其求解过程中摄像机内、外参数耦合在一起,因而对噪声比较敏感,需要大量空间点来保证精度;线性求解法提供了一种求解刚体空间姿态位置关系的解析的方法,精度和可靠性方面也比投影矩阵法高,但线性求解法算法比较复杂,尤其是随着空间点个数的增加,算法的计算量呈指数级增加;迭代优化法是目前广泛使用的姿态估计算法之一,经典的迭代优化法一般采用像面重投影误差的平方和作为最小化目标函数,利用 Levenberg-Marquardt 法对上述目标函数进行最优化求解。但由于没有完全利用姿态估

计问题特殊的物理背景,而且通常使用的旋转矩阵的 Euler 角参数表示模糊了该问题的代数结构,因而经典的迭代优化算法在初值较差的情况下,收敛慢,或收敛到局部极小值,一般需要很多点以保持稳定。文献[7]提出的利用最优化物空间共线误差作为目标函数的正交迭代法(又称 LHM 法)在迭代优化过程中保持旋转矩阵的正交性约束,是目前在单目视觉中利用物体及其相应的像坐标求解物体姿态位置时应用最广泛的方法。大量文献和实验证明,该方法计算速度快、精度高、鲁棒性好,尤其是该方法的全局收敛性,使得在不能提供良好初值的情况下求解结果依然不错,目前该方法已经成为与其他算法进行比较的标准算法。

将待测的着陆探测器主体部分视为刚体建立目标体坐标系,利用上述的正交迭代法分别求解出每帧图像中目标体坐标系到摄像机坐标系的转换关系  $R$  和  $T$ ,以探测器投放前的状态作为基准,即可测得探测器着陆过程的三维运动姿态参数。

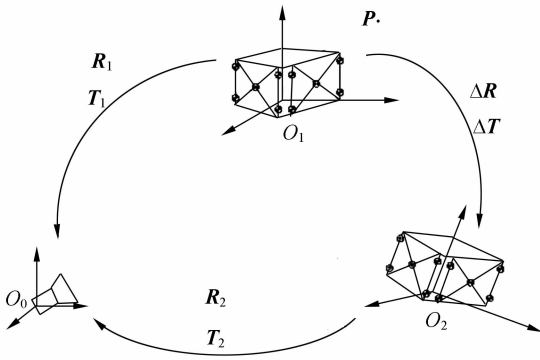


图 4 单目视觉测量示意图

Fig. 4 Schematic of monocular vision measurement

如图 4 所示,对空间任意一点  $P$ ,设其在摄像机坐标系  $O_0 - X_0Y_0Z_0$  中的坐标为  $P_0$ ,在基准坐标系  $O_1 - X_1Y_1Z_1$  中的坐标为  $P_1$ ,在运动后坐标系  $O_2 - X_2Y_2Z_2$  中的坐标为  $P_2$ 。则有

$$P_0 = R_i P_i + T_i, (i=1,2). \tag{3}$$

设坐标系  $O_2 - X_2Y_2Z_2$  相对坐标系  $O_1 - X_1Y_1Z_1$  的姿态和位移关系为  $\Delta R, \Delta T$ ,即

$$P_1 = \Delta R P_2 + \Delta T, \tag{4}$$

由(3),(4)式可得:

$$\begin{cases} \Delta R = R_1^{-1} R_2 \\ \Delta T = R_1^{-1} (T_2 - T_1) \end{cases} \tag{5}$$

## 4 精度分析与实验验证

### 4.1 精度分析

#### 4.1.1 姿态角测量精度分析

由于基于单目视觉的着陆器缓冲着陆姿态测量是利用分布在着陆器表面的合作标志的图像坐标与其空间坐标之间的几何关系来进行测量的,下面首先分析面内转角的测量精度,如图 5 所示。

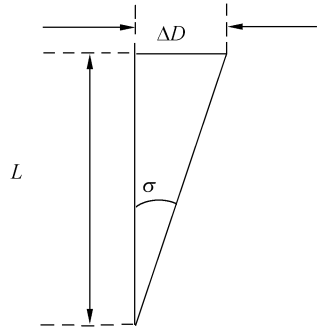


图 5 面内转角测量精度分析

Fig. 5 Measurement accuracy analysis of angle in surface

试验中使用的摄像机分辨率为  $2\,000\text{ pixel} \times 1\,800\text{ pixel}$ ,多次实际标定试验数据表明由上述简化线性模型对像机标定后的平均重投影误差约为  $0.6\text{ pixel}$ ,对序列图片通过跟踪定位提取到的各个对顶角标志的定位精度约为  $0.1\text{ pixel}$ ,视场中着陆器成像占用的图像大小为  $1\,000\text{ pixel} \times 800\text{ pixel}$ ,则合作标志在图像平面内转角的测量精度为(单位:°)

$$\sigma = \arctan(\Delta D/L) = \arctan(0.7/800) \doteq 0.05. \tag{6}$$

对于离面转角的测量精度,由于精确的公式推导较为困难,因此可以在如下设定的基础上进行一个粗略的估计。假设合作标志是三条相互垂直的直线  $BA, BC, BE$ ,且各直线和成像平面的夹角相等,如图 6 所示。直线  $BA, BC$  在像面内的像分别为  $OA$  和  $OC$ 。若将  $BC$  绕  $BA$  旋转一个角度  $\beta$  到  $BD$ ,则其在像面上的像将变为  $OD$ 。设由该旋转引起的像面内直线的夹角变化为  $\alpha$ ,则由  $\alpha$  即可以确定  $BC$  绕  $BA$  旋转的角度  $\beta$  的大小。

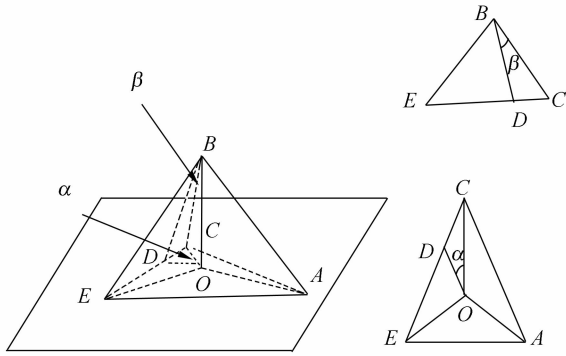


图 6 离面转角测量精度分析

Fig. 6 Measurement accuracy analysis of the angle from surface

由图 6 所示的三角关系,可以求得:

$$\beta = \frac{2\sqrt{3}}{3}\alpha \approx 1.2\alpha. \quad (7)$$

综上所述,基于单目视觉的着陆器缓冲着陆姿态测量精度在上述试验条件下约为  $1.2 \times 0.05 = 0.06^\circ$ ,即  $3.6'$ 左右。

#### 4.1.2 位移及速度测量精度分析

位移的测量精度与标志定位精度及视场大小有关。按照  $5 \text{ m} \times 5 \text{ m}$  视场、摄像机分辨率为  $2000 \text{ pixel} \times 1800 \text{ pixel}$ 、像机标定重投影误差  $0.6 \text{ pixel}$ 、标志定位精度为  $0.1 \text{ pixel}$  进行计算,在垂直于摄像机光轴方向上的位移测量精度为:

$$\sigma = \frac{0.7}{1800} \times 5000 \text{ mm} \approx 2.0 \text{ mm}. \quad (8)$$

对于沿摄像机光轴方向上的位移测量精度,由于探测器沿光轴运动时在图像特征上仅仅表现为图像大小的缩放效应,故基于单目视觉的测量方法在沿光轴方向上对目标体的位移测量精度要低,不仅与标志坐标的图像提取精度相关,还与待测目标与摄像机距离远近、目标体占摄像机视场大小等有关。因此实际测量时应调整摄像机架设方位,尽量使探测器抛投方向与摄像机光轴方向垂直,以减小探测器在沿光轴方向上的运动分量,提高测量精度。

根据数据处理的有关知识,为衡量滤波效果,常应用方差比的概念,即取平滑滤波后输出数据的随机误差方差与输入观测数据的随机误差方差之比。假设无人探测器缓冲着陆试验中,探测器的运行轨迹近似为二次曲线,则可以在求速度前对数据进行二次曲线拟合滤波。而对于速度二阶

中心平滑,其方差比公式为<sup>[12]</sup>:

$$\mu^2 = \frac{12}{h^2 N(N^2 - 1)}. \quad (9)$$

试验中使用的高速摄像机帧频为  $500 \text{ frame/s}$ ,则  $h = 0.002 \text{ s}$ ;设对探测器位移数据进行 31 点平滑滤波,即  $N = 31$ 。将以上数据代入上面公式,可以求得  $\mu \approx 10$ 。所以,若探测器位移测量误差为  $2 \text{ mm}$ ,则其速度测量误差约为  $20 \text{ mm/s}$ ,即  $0.02 \text{ m/s}$  左右。

#### 4.1.3 缓冲行程测量精度分析

与姿态和位移、速度测量精度不同,由于支柱行程的测量方法是基于简单的图像比例方法,因此其测量精度仅与特征标志的图像定位精度和摄像机视场大小有关。按照  $3 \text{ m} \times 3 \text{ m}$  视场、摄像机分辨率为  $1024 \text{ pixel} \times 1024 \text{ pixel}$ 、标志定位精度为  $1 \text{ pixel}$ (因为是非合作标志)进行计算,垂直于摄像机光轴方向的缓冲行程测量精度为:

$$d_{\perp} = \frac{1}{1024} \times 3000 \text{ mm} \approx 2.9 \text{ mm}. \quad (10)$$

对于具有一定离面角度  $\theta$  的位移测量,其精度与面内位移测量精度之间存在一个  $\cos \theta$  的比例因子,实际拍摄时,离面角大约为  $45^\circ$ ,因此着陆器缓冲行程的测量精度约为:

$$d = d_{\perp} / \cos \theta \approx 4.1 \text{ mm}. \quad (11)$$

## 4.2 实验验证

### 4.2.1 模拟验证实验

为了对系统所使用的基于单目视觉的测量方法进行原理验证和精度测试,在实验室内设计并完成了如下模拟验证实验,实验中像机的分辨率与实际测量时所使用的摄像机分辨率一致,且待测目标占像机视场的比例与实际测量时无人探测器占高速摄像机视场的比例大致相同。实验装置如图 7 所示。首先线性标定摄像机参数,然后将待测目标体放置于六维精密转台上,控制精密转台分别沿 X 轴、Y 轴、Z 轴方向进行旋转运动和平移运动并记录对应的转台数据。由于精密转台精度极高(角度控制精度为  $5''$ ,位移控制精度为  $0.01 \text{ mm}$ ),因此采用其数据作为目标体运动参数的真值。用分辨率为  $2000 \times 1800$ 、视场大小约为  $1 \text{ m} \times 1 \text{ m}$  的数字摄像机采集待测目标体的序列图像,目标体大小约为  $30 \text{ cm} \times 30 \text{ cm} \times 20 \text{ cm}$ ,采用本系统对目标体的位移和姿态进行求解。最后再将所测量的运动参数分别与事

先所记录的转台运动参数进行比较,取多次实验结果误差的标准差作为精度,测量数据如表 1 所示。由表中数据可以看出,在上述硬件及实验条件下系统角度测量精度优于  $0.05^\circ$ ,位移测量精度优于 3 mm。

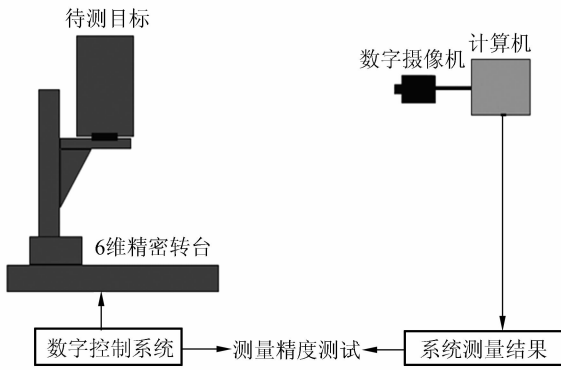


图 7 系统测试示意图

Fig. 7 Schematic of test system

表 1 测量误差的标准差

Tab. 1 Standard deviations of measurement

| 俯仰角          | 偏航角          | 滚转角          | $T_x$  | $T_y$  | $T_z$  |
|--------------|--------------|--------------|--------|--------|--------|
| $0.04^\circ$ | $0.05^\circ$ | $0.04^\circ$ | 1.5 mm | 1.9 mm | 2.1 mm |

4.2.2 野外抛投试验

某次抛投试验中,利用本系统分别测量了探测器从静止状态到自由落体落地稳定阶段探测器的运动姿态(图 8)、运动速度(图 9)和某一主着陆腿的缓冲着陆机构的缓冲行程(图 10)等参数。

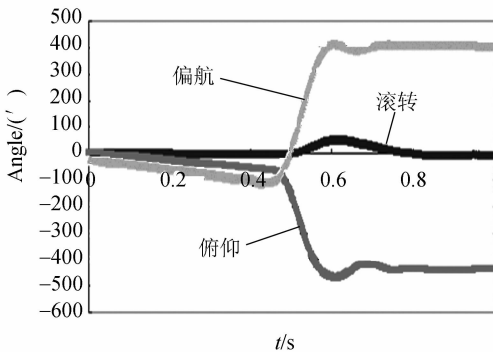


图 8 探测器姿态曲线图

Fig. 8 Graph of pose angle measurement of explorer

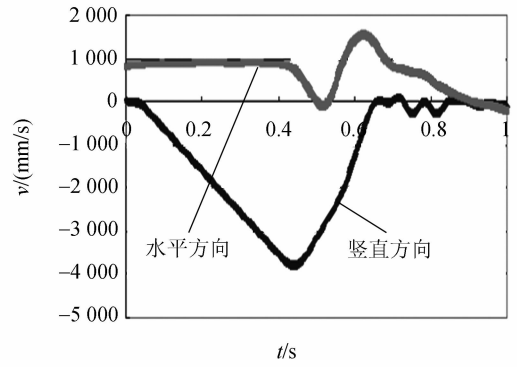


图 9 探测器速度曲线图

Fig. 9 Graph of velocity measurement of explorer

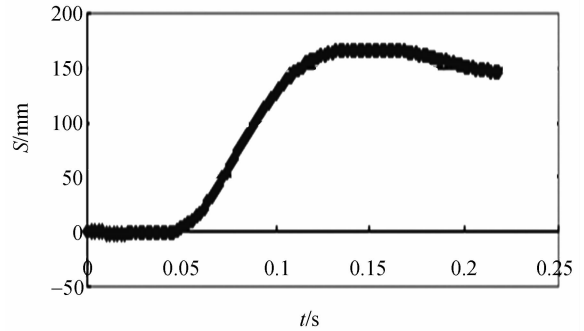


图 10 主着陆腿缓冲行程曲线图

Fig. 10 Graph of working stroke measurement of main soft-landing leg

其中图 8~图 10 中的横轴均为时间轴  $t$ ;图 8 中纵轴为探测器坐标系下的 3 个姿态角;图 9 中纵轴为探测器运动速度,竖直方向速度数值为负是因为探测器坐标系以竖直向上为正方向;图 10 中纵轴为某主着陆腿的缓冲行程。

5 结 论

本文设计了一种缓冲着陆抛投试验用的视觉测量系统,该系统利用目前比较成熟的基于单目视觉的精密测量与运动测量方法,基于光学测量的手段,实现了在无人探测器缓冲着陆试验中对探测器的三维运动速度及姿态、以及缓冲着陆机构动态缓冲行程等参数的无接触式测量,解决了在完全不干扰无人探测器缓冲着陆抛投试验的情况下运动参数的测量难题。理论分析及室内模拟实验表明,在现有硬件条件下,系统对探测器运动

姿态的测量精度优于  $4'$ ,对探测器运动速度的测量精度约为  $0.02\text{ m/s}$ ,对探测器缓冲着陆机构的缓冲行程测量精度约为  $4\text{ mm}$ ,完全满足无人探测器缓冲着陆运动抛投试验的要求。系统综合利用了数字图像处理、计算机视觉、图像特征亚像素提取等精密光测手段,技术含量丰富、测量精度高、可靠性好、代价低、使用方便,利用 Visual C++ 语言开发的数据处理软件具有工作稳定、界面

友好、管理方便、操作简单等特点。而且,针对实际情况需要,还可以选择高精度网格块、棋盘板等专用标定块(板)在测量前对高速摄像机进行精确标定<sup>[13-16]</sup>,从而可以进一步提高运动参数的测量精度。此外,测量系统具有一定的通用性,在此基础上进行简单修改即可用于其他大型刚体结构的三维运动姿态测量,具有明显的经济效益和社会效益。

## 参考文献:

- [1] 杨湘杰,刘焕焕,王文林.月球探测器的软着陆技术[J].机电产品开发与创新,2008,21(3):27-33.  
YANG X J, LIU H H, WANG W L. An introduction to soft-landing techniques for lunar lander [J]. *Development & Innovation of Machinery & Electrical Products*, 2008,21(3):27-33. (in Chinese)
- [2] 单永正,段广仁,吕世良.月球探测器软着陆的最优控制[J].光学精密工程,2009,17(9):2153-2158.  
SHAN Y ZH, DUAN G R, LU S L. Optimal control for soft landing of lunar probe [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,17(9):2153-2158. (in Chinese)
- [3] 高洋,于起峰,陆宏伟.圆形对角标志自动识别与精确定位[C].成都:2002年全国光电技术学术交流会,2002:218-223.  
SHANG Y, YU Q F, LU H W. Auto-recognition and pinpoint of circular opposite vertical angle marks [C]. 2002' *China Optoelectronics Technology Conference, Chengdu, P. R. China*;2002:218-223. (in Chinese)
- [4] 于起峰,陆宏伟,刘肖琳.基于图像的精密测量与运动测量[M].北京:科学出版社,2002.  
YU Q F, LU H W, LIU X L. *Image-Based High Precision Movement Measurements* [M]. Beijing: Science Press, 2002. (in Chinese)
- [5] 马颂德,张正友.计算机视觉[M].北京:科学出版社,1998.  
MA S D, ZHANG ZH Y. *Computer Vision* [M]. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [6] 张广军.视觉测量[M].北京:科学出版社,2008.  
ZHANG G J. *Vision Measurement* [M]. Beijing: Science Press, 2008. (in Chinese)
- [7] LU C P, HAGER G D, MJOLSNESS E. Fast and globally convergent pose estimation from video images [J]. *IEEE*, 2000,22(6):610-622.
- [8] QUAN L, LAN Z. Linear N-point camera pose de-termination [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 1999, 21 (7): 774-780.
- [9] ANSAR A, DANIILIDIS K. Linear pose estimation from points or lines [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2003, 25(5):578-589.
- [10] ZHANG Z Y, ZHU D Y, ZHANG J. An improved pose estimation algorithm for real-time vision applications [J]. *IEEE*, 2006, 28(6):402-406.
- [11] LEPETIT V. EPnP: An accurate O(n) solution to the PnP problem [J]. *Int J Comput Vis*, 2009,81(2):155-166.
- [12] 刘利生.外弹道测量数据处理[M].北京:国防工业出版社,2002.  
LIU L SH. *Data Processing of Ballistic Missile's Survey* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [13] ZHANG Z Y. A flexible new technique for camera calibration [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2000,22(11):1330-1334.
- [14] 孙军华,刘震,张广军,等.基于柔性立体靶标的摄像机标定[J].光学学报,2009,29(12):3433-3439.  
SUN J H, LIU ZH, ZHANG G J, et al.. Camera calibration based on flexible 3D target [J]. *Acta Optica Sinica*, 2009,29(12):3433-3439. (in Chinese)
- [15] 江加和,宋子善,沈为群.摄像机标定中一种约束条件选择方法[J].光学精密工程,2000,8(4):373-376.  
JIANG J H, SONG Z SH, SHEN W Q, et al.. Constraint condition selection method in camera calibration[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2000, 8(4): 373-376. (in Chinese)
- [16] 刘宏建,罗毅,刘允才.可变精度的神经网络摄像机

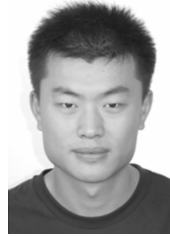
标定法[J]. 光学 精密工程, 2004, 12(4): 443-448.  
LIU H J, LUO Y, LIU Y C. Variable precision cam-

era calibration using neural network [J]. *Opt. Preci-  
sion Eng.*, 2004, 12(4): 443-448. (in Chinese)

#### 作者简介:



**晁志超**(1982—),男,河南温县人,博士研究生,2004年、2006年于国防科技大学分别获得学士、硕士学位,主要从事视觉测量方面的研究。E-mail: bigchao666@yahoo.com.cn



**宋师军**(1981—),男,黑龙江鸡西人,工程师,2003年于辽宁工程技术大学获得学士学位,主要从事航天器着陆缓冲技术光学测量方面的研究。E-mail: s\_sj81@126.com



**姜广文**(1981—),男,山东兖州人,博士研究生,2003年于山东大学获得学士学位,2005年于国防科技大学获得硕士学位,主要从事视觉测量方面的研究。E-mail: jiangguwen@hotmail.com

#### 导师简介:



**于起峰**(1958—),男,山东威海人,教授,中国科学院院士,1981年于西北工业大学获得学士学位,1984年于国防科技大学获得硕士学位,1996年在德国不莱梅大学获得博士学位,主要从事基于图像的精密测量与运动测量、空天图像测量与视觉导航等方面的研究。E-mail: yuqifeng@vip.sina.com



**黄伟**(1977—),男,江西抚州人,高级工程师,1999年于北京航空航天大学获得学士学位,2002年于中国空间技术研究院获得硕士学位,现为北京空间机电研究所航天器回收着陆技术室副主任,主要从事航天器回收着陆系统方面的研究。E-mail: huangwei771223@tom.com

#### ● 下期预告

## 空间曲线切口式柔性铰的设计方法

李琳, 杨勇

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

为了满足精密仪器连接部件的柔度和强度需求,深入研究了一类切口曲线为二次曲面和圆柱面相贯线的空间曲线切口式柔性铰。首先推导了此类柔性铰转动柔度的一般设计计算公式,随后分析了设计参数对柔度特性的影响。在此基础上提出了此类柔性铰的设计方法,并给出了一个依此方法设计的柔性铰实例。利用有限元分析方法对实例进行了柔度和强度校核,并建立模态实验系统识别其柔度。两种柔度校核结果与设计计算公式结果吻合较好,最大误差不超过5%,验证了设计方法的有效性,可为此类柔性铰应用于精密仪器的工程设计提供参考。此外,文中给出的有限元建模与分析方法以及试验测试方法也可对此类精密构件力学特性的研究与分析提供参考。