

月球软着陆过程高精度自主导航避障方法

王大轶^{1,2}, 李 骥^{1,2}, 黄翔宇^{1,2}, 张洪华^{1,2}

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 针对未知地形和障碍会危及着陆安全的问题, 给出了一种月球软着陆过程高精度自主导航避障方法, 主要包括基于 IMU 配以测距测速修正的自主绝对导航、障碍识别与目标着陆点选取、针对目标着陆点的相对导航与相对避障控制等算法。该方法在保证着陆精度的同时也大大降低了着陆过程遇到障碍的风险, 提高了系统的安全性, 已成功应用于实际工程任务。

关键词: 自主导航; 自主避障; 月球软着陆

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2014)01-0044-08

A Pinpoint Autonomous Navigation and Hazard Avoidance Method for Lunar Soft Landing

WANG Dayi^{1,2}, LI Ji^{1,2}, HUANG Xiangyu^{1,2}, ZHANG Honghua^{1,2}

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: The terrain uncertainty and hazard such as surface roughness and slope will threaten the safety of soft landing. A pinpoint autonomous navigation and hazard avoidance method for lunar soft landing is proposed in this paper, which is composed of the autonomous navigation algorithm based on range-velocity-updated inertial navigation, the algorithm of hazard detection and targeted landing site selection, the relative navigation algorithm to the targeted landing site, and the relative hazard avoidance control algorithm. The method can be used to reduce the risk of safe landing and has been successfully used in the Chang'e-3 soft landing mission.

Key words: autonomous navigation; autonomous hazard avoidance; lunar soft landing

0 引 言

对于类似月球的地外天体软着陆来说, 天体表面地形的高低起伏以及各种障碍的分布, 包括陨石坑、突起的岩石、斜坡等是困扰探测器制导、导航系统设计的一个重要难题。地形起伏使得依靠各种绝对导航手段, 例如惯性导航、无线电导航等计算的探测器相对月面高度不再准确, 而且月面分布的各种障碍也会带来着陆撞击和倾覆的危险。

对于月球软着陆的自主导航来说, 国外经过多

年的发展, 形成了一套基本完备的方案, 即以惯性导航为基础, 辅助测速测距修正。美国的阿波罗登月舱就采用这种方案^[1]。测距能够减小惯导系统在高度方向的误差, 测速能够减小惯导系统的速度误差。但是, 这种方案不能修正惯导系统在水平方向的位置误差, 也就无法保证探测器能够精确到达所选着陆点。为此, 美国在未来的星座计划中提出了依靠光学路标匹配的新方案, 通过已知位置的月表特征地貌作为参考, 修正探测器水平位置信息^[2]。

但是, 对于自主软着陆避障来说, 目前还没有

形成相对成熟的技术方案。受到技术的限制,早期国外的无人着陆探测器只能通过人为选择大面积的平坦区域作为着陆区,来降低遇到地形障碍的风险。美国和前苏联的月球探测活动中,就曾多次出现因为地形起伏使得着陆器翻倒造成任务失败的例子。美国的阿波罗登月舱第一次引入了障碍规避的概念,并在着陆过程的制导、导航与控制(GNC)程序设置上进行了专门设计,包括相应的避障飞行轨迹和制导律等。但是,阿波罗着陆过程的避障更主要的是依靠宇航员的眼睛和手实现的。安全着陆区的选择以及目标着陆点的注入都是人工完成的,制导和控制计算机并不具备完备的自主障碍识别和规避的能力^[1]。

为了降低自主避障的难度,技术人员从提高着陆探测器适应能力的角度出发进行了许多有益的尝试。例如,美国发射的“勇气号”“机遇号”火星车都采用了一种气囊式着陆方式^[3]。即用气囊把火星车包裹起来,用弹跳的方式降落火星表面,这样就无需识别障碍也能保证安全着陆。但气囊的方式限制了着陆器的大小,不利于后续科学探测任务的实施。

进入21世纪后,美国在未来的无人火星灵巧软着陆项目中提出了利用激光成像雷达(Lidar)的自主避障软着陆技术。当火星探测器下降到一定高度后,使用激光雷达扫描火星表面,通过获得的三维数字高程图,判断障碍的大小,并实施规避机动^[4]。虽然该技术曾经计划应用于“好奇号”(火星科学实验室),但目前已有的公开资料表明,该技术还未得到成功应用。除此以外,美国在重返月球的星座计划中也研究了基于激光雷达的自主避障技术^[5],遗憾的是该技术还停留在方案阶段时星座计划就被终止了。从国外的研究情况看,地外天体软着陆的自主避障方案都是基于激光雷达的一次成像避障技术,而且都还没有进行过飞行验证。

本文针对月球软着陆中的高精度自主导航避障需求,详细介绍了着陆过程自主绝对导航的计算方法和基于相对导航信息的避障控制方法,包括图像信息获取、障碍信息提取、基于目标着陆点的相对导航以及避障制导控制策略等。本文所介绍的自主导航避障方法已经在“嫦娥三号”任务上得到成功的应用,为保证探测器安全软着陆起到了重要的作用。

1 着陆过程自主导航避障工作流程

月球软着陆过程中,自主导航和自主避障是同时进行的,前者为后者提供必要的信息支持。整个过程可以分为以下几个步骤:

1) 探测器在下降过程中实时自主导航,提供绝对的位置、速度和姿态信息。

2) 达到预定高度开始避障后,成像传感器获取着陆区的图像。

3) 探测器 GNC 计算机或图像处理器对着陆区图像进行处理,识别出图像中的障碍,并搜索出满足一定要求的安全着陆区。这一要求包括区域面积、区域内的坡度、区域内障碍的最大尺寸等。

4) 探测器实施避障。首先根据绝对导航的信息和目标着陆点坐标进行相对导航,计算出相对目标着陆点的位置和速度;然后将当前位置与目标位置输入制导系统,生成制导指令,包络目标推力方向、目标推力大小等;接下来,将制导的指令转换为姿态目标,经姿控系统计算后转换为推进系统的执行指令,包括姿控发动机的开关和主发动机的推力大小等。

5) 当到达目标着陆点上方后避障结束,探测器继续下降实施关机和软着陆。

整个工作流程如图1所示。

2 自主绝对导航

月球软着陆下降过程的自主绝对导航是实施软着陆控制的基础,它不仅服务于下降过程的轨迹控制,也能够为最后的自主避障提供重要的信息。着陆过程绝对自主导航一般以惯性导航为基础,但为了抑制高度和速度方向的发散,需要引入测距测速修正^[6]。

2.1 惯性导航

软着陆过程的自主导航的目的是提供探测器在月心惯性系下的绝对位置、速度和姿态。其基本手段是惯性导航。惯性导航以惯性测量单元(IMU)为基础。IMU中一般包含3个正交的陀螺和3个正交的加速度计。陀螺用于获得探测器角速度信息、加速度计用于获得探测器非引力加速度(比力)信息,然后根据姿态运动学方程外推,就可以积分出探测

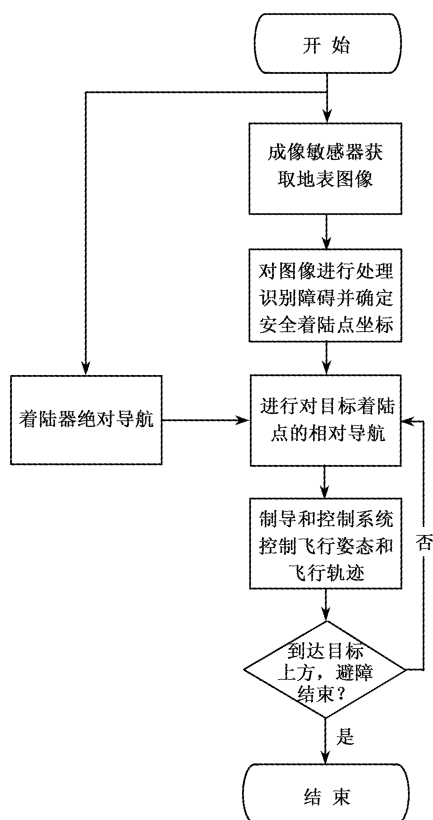


图1 自主导航避障过程执行流程

Fig. 1 Flowchart of autonomous navigation and hazard avoidance program

器的位置、速度和姿态。

惯性系下的惯导基本方程为

1) 速度方程

$$\dot{\mathbf{v}} = (\mathbf{C}_i^b)^T \mathbf{f}^b + \mathbf{g}_m \quad (1)$$

式中, $\mathbf{v}$ 是惯性速度, $\mathbf{f}^b$ 是加速度计测量得到的本体系下的比力, $\mathbf{C}_i^b$ 是本体系相对惯性系的姿态矩阵, 它由陀螺积分而来, $\mathbf{g}_m$ 是惯性系下的月球引力加速度, 它根据探测器位置 $\mathbf{r}$ 用模型计算。

2) 位置方程

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \quad (2)$$

3) 姿态方程

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \otimes \boldsymbol{\omega}^b \quad (3)$$

式中, $\mathbf{q}$ 表示惯性姿态四元数, $\boldsymbol{\omega}^b$ 是探测器本体系下的惯性角速度, 它由陀螺测量。根据惯性姿态四元数可以计算出本体系相对惯性系的姿态矩阵

$$\mathbf{C}_i^b = \mathbf{A}(\mathbf{q}) \quad (4)$$

$\mathbf{A}(\cdot)$ 是将四元数变换为坐标变换阵的函数。

2.2 组合修正

惯导计算有个缺点, 由于它直接利用 IMU 的测量数据进行外推, 而初值导航误差、IMU 测量误差、引力场模型误差以及计算误差的存在会使得外推计算的位置、速度和姿态误差逐渐发散。因此, 必须使用外部的测量量对惯导进行修正。对于软着陆过程的自主导航来说最常用的是测距和测速修正。

1) 测距修正

测距传感器能够提供沿波束方向探测器到实际月面的斜距, 利用它可以矫正惯导的高度输出。只看垂直通道, 探测器的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{h} = v_{\text{ver}} \\ \dot{v}_{\text{ver}} = f_{\text{ver}} + g_m \end{cases} \quad (5)$$

式中, 下标 ver 表示垂向, f_{ver} 表示比力在垂向的分量。测距仪测量出波束方向的斜距, 它可以解算出高度

$$h_{\text{ranger}} = \rho \frac{\langle \mathbf{C}_b^i \mathbf{u}_{RB} \cdot \mathbf{r} \rangle}{\|\mathbf{r}\|} \quad (6)$$

式中, ρ 是测距仪测量的斜距, $\mathbf{u}_{RB}$ 是波束在本体系下的方向矢量, $\langle \cdot \rangle$ 表示两个矢量点乘。

根据式(5)和式(6), 就可以构造卡尔曼滤波的状态方程和测量方程, 对探测器的高度进行估计

$$\begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{v}_{\text{ver}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ v_{\text{ver}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} (f_{\text{ver}} + g) \\ \hat{h} = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} h \\ v_{\text{ver}} \end{bmatrix} + \delta h \quad (7)$$

式中, δh 是测距仪计算高度的误差, 上标 $\hat{\cdot}$ 表示测量值。

2) 测速修正

测速传感器能够给出探测器相对月面速度沿波束方向的分量 v_p 的测量值, v_p 与惯性速度的关系为

$$v_p = (\mathbf{p}^b)^T \mathbf{C}_i^b (\mathbf{v} - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_m \mathbf{r}) \quad (8)$$

式中, $\mathbf{p}^b$ 是测速波束在本体系的安装方向, $\boldsymbol{\omega}_m$ 为月球自转角速度(惯性系), 上标 $\sim$ 表示该矢量对应的反对称矩阵。由于月球自转角速度很小, 将式(8)代入式(1)可以得到沿波束方向的速度方程近似为

$$\dot{v}_p \approx (\mathbf{p}^b)^T \hat{\mathbf{f}}^b + (\mathbf{p}^b)^T \mathbf{C}_i^b \mathbf{g}_m \quad (9)$$

这样根据式(9)也可以建立卡尔曼滤波方程

$$\begin{aligned}\dot{v}_p &\approx 0 \cdot v_p + (p^b)^T \hat{f}^b + (p^b)^T C_i^b g_m \\ \hat{v}_p &= v_p + \delta v\end{aligned}\quad (10)$$

式中, δv 是测速波束方向的误差。对上式进行滤波后, 就可以得到波束方向的速度估值。当获得三个不同波束方向速度估值后, 就可以修正惯导的速度矢量 v 。

3 自主避障

3.1 障碍识别与着陆区选取

障碍识别与着陆区选取的方法根据避障传感器获取的是平面图像还是三维立体图像而略有不同。

1) 基于平面图像的障碍识别与安全着陆区选取

从二维平面图像中识别障碍必须利用障碍的图像特征。月面石块图像特征为: a) 石头表面具有明显的亮目标特征, 亮度大于背景; b) 存在明显的阴影区且紧挨亮目标; c) 亮区与阴影之间存在强对比度, 表现为边缘; d) 边缘的法线方向与太阳矢量投影方向基本一致。陨石坑的特征一般为: a) 在太阳照射的阳面将出现亮区域; b) 在未照到的阴面将出现阴影区域; c) 暗区域的外边缘呈现圆弧。

根据这些图像特征, 进行障碍识别。算法流程包括: a) 图像直方图分析, 目的是根据直方图分析结果自动完成图像灰度适应性判断与合理曝光时间设置; b) K 均值聚类, 目的是确定分割阈值, 其中阴影阈值取均值聚类中类中心的最小值, 高亮分割取均值聚类中类中心的最大值; c) 过亮障碍识别, 大于过亮阈值的认为是障碍; d) 过暗障碍识别, 低于过暗阈值的也认为是障碍; e) 纹理障碍识别。综合 c) ~ e) 的信息可以获得最终的障碍二值图。

接下来进行安全着陆区选择。将图像划分为网格: a) 采用螺旋搜索算法确定每个单元格的安全半径(如图2所示); b) 根据安全半径, 选取候选安全着陆点; c) 评估候选安全着陆点避障所需的速度增量; d) 根据安全半径和速度增量评价, 综合确定安全着陆点。

2) 基于三维图像的障碍识别和安全着陆区选取

三维立体图像相对二维图像来说, 每一个像素都带有斜距信息。障碍识别的算法为: a) 数据预处理, 主要包括对探测器姿态和平动速度的补偿, 构建测量坐标系下的地形三维高程图; b) 平均坡

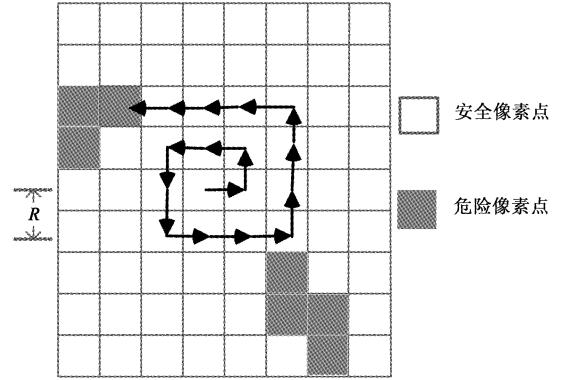


图2 安全半径螺旋搜索算法

Fig. 2 Helix search algorithm for safe landing radius

面构建, 采用最小二乘法拟合一定单元区域的平均坡面; c) 平均坡度计算, 根据平均坡面计算该区域的平均坡度; d) 障碍高度计算, 根据平均坡面估算该区域内每个单元格的障碍高度。

在此基础上进行安全着陆区选取, 其核心算法与平面图像类似, 是以图像中心开始的螺旋前进搜索的方法, 直至找到符合安全着陆要求的着陆区域为止, 确定安全着陆点。若在视场范围内难以找到完全满足要求的安全着陆区域, 则根据坡度和安全半径的加权判断选取最优的区域作为安全着陆区, 确定安全着陆点。

3.2 避障过程的相对导航

1) 目标着陆点位置的确定

障碍识别和着陆区选取算法给出的是安全着陆点在图像上的像素坐标, 需要将它转换为目标天体上的位置信息。

取惯性系为参考坐标系, 根据绝对导航记录的成像时刻探测器位置, 依靠地平假设, 可以计算出成像时刻目标着陆点的绝对位置。

如图3所示, 目标着陆点方向矢量与探测器位置矢量的夹角为

$$\alpha = \arccos \left[(C_c^b p_L^c)^T \left(C_i^b \frac{-r_i}{\|r_i\|} \right) \right] \quad (11)$$

式中, C_c^b 是相机坐标系到本体坐标系的变换阵, p_L^c 是根据像素坐标计算的着陆点在相机系下的视线方向, r_i 是成像时刻探测器的位置。那么可以计算出探测器到目标着陆点的斜距

$$\rho = \frac{\|r_i\| - R_m}{\cos \alpha} \quad (12)$$

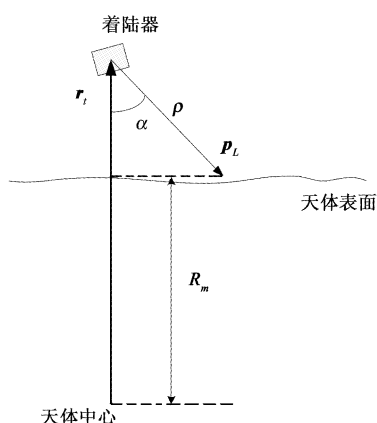


图3 目标着陆点位置计算原理

Fig. 3 Illustration of target landing site positioning method

接下来就可以计算出成像时刻目标着陆点在惯性系下的位置

$$\mathbf{r}_{L,t} = \mathbf{r}_t + \rho \cdot \mathbf{C}_b^i \mathbf{C}_c^b \mathbf{p}_L^c \quad (13)$$

2) 相对着陆点位置和速度的计算

由于着陆点随着月球旋转,它在惯性系的位置是不断变化的,因此需要不断更新当前时刻下着陆点的位置。

首先,计算当前时刻着陆点的位置和它的惯性速度。天体从成像时刻到当前时刻旋转过的角度为

$$\theta_m = \omega_m (t - t_t) \quad (14)$$

ω_m 是月球旋转角速度, ω_m 是 ω_m 的大小。对应的旋转四元数为

$$\mathbf{q}_m = \begin{bmatrix} \omega_m / \omega_m \cdot \sin(\theta_m / 2) \\ \cos(\theta_m / 2) \end{bmatrix} \quad (15)$$

由此可以得到当前时刻的着陆点位置为

$$\mathbf{r}_L = \mathbf{A}^T(\mathbf{q}_m) \mathbf{r}_{L,t} \quad (16)$$

进一步可以算出着陆点在惯性空间中的旋转线速度为

$$\mathbf{v}_L = \tilde{\omega}_m \mathbf{r}_L \quad (17)$$

然后,将绝对导航给出的探测器的位置、速度和目标点的位置、速度相减就可以得出相对目标着陆点的位置、速度(表示在惯性坐标系)

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{\text{relative}} = \mathbf{r} - \mathbf{r}_L \\ \mathbf{v}_{\text{relative}} = \mathbf{v} - \mathbf{v}_L \end{cases} \quad (18)$$

4 避障过程的制导和控制

在不同高度上探测器的飞行速度并不相同,从而导致制导律的设计也并不相同。

1) 较高高度上避障过程的制导和控制

高度较高时探测器具有较大的水平速度,因此处于一种斜向下飞行的状态。制导律必须根据这种轨迹特点进行设计,它同时要保证探测器飞行过程中避障敏感器能够连续观测到前下方的着陆点。

图4是美国阿波罗和星座计划避障过程的一种轨迹设计方式,它对于粗避障来说是一种非常有效的方式。其中 X 垂直天体表面向上, Z 在水平面内指向飞行方向。速度方向是 v , 可以看到探测器处于斜向下飞行状态。探测器发动机产生的推力加速度是 $\mathbf{a}_F$, 重力加速度是 $\mathbf{g}_m$, 它俩的合加速度 $\mathbf{a}$ 与速度 v 共线反向。这样形成的下降轨迹就是一条倾斜直线轨迹,探测器沿该直线做匀减速运动;而且飞行姿态保持稳定,探测器纵轴($\mathbf{a}_F$ 的方向)与 X 轴的夹角不变。将着陆敏感器的光轴沿 v 的方向安装,就能保证粗避障过程中,敏感器始终能够观察到预定着陆区。

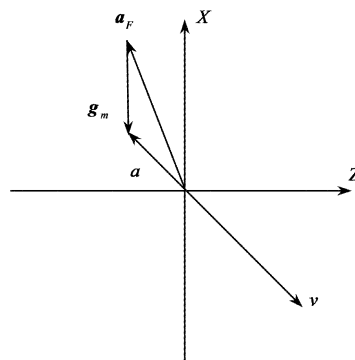


图4 避障过程的轨迹设计

Fig. 4 Illustration of descending trajectory design for hazard avoidance

为实现该轨迹,制导目标在位置、速度、姿态以及初始高度和速度上有多项约束。为了能够满足上述诸多约束条件,可以选择四次多项式制导律^[7],并加以改进。

a) 首先,在重置了着陆点之后,根据相对位置建立制导坐标系(G 系)。取 X_G 轴沿目标着陆点位置矢量 $\mathbf{r}$ 的方向,即纵向; Y_G 轴为 X_G 和探测器相对位置矢量 $\mathbf{r}_{\text{relative}}$ 构成的平面的法线,即横向; Z_G 轴与 X_G 和 Y_G 构成正交坐标系,即航向。有

$$\mathbf{X}_G = \mathbf{r}_L / \|\mathbf{r}_L\| \quad (19)$$

$$\mathbf{Y}_G = \tilde{\mathbf{r}}_L \mathbf{r}_{\text{relative}} / \|\tilde{\mathbf{r}}_L \mathbf{r}_{\text{relative}}\| \quad (20)$$

$$\mathbf{Z}_G = \tilde{\mathbf{X}}_G \mathbf{Y}_G \quad (21)$$

那么制导坐标系相对惯性系的变换阵为

$$\mathbf{C}_i^G = [\mathbf{X}_G \ \mathbf{Y}_G \ \mathbf{Z}_G]^T \quad (22)$$

b) 然后,将相对位置和速度转换到制导坐标系中

$$\begin{cases} \mathbf{r}_G = \mathbf{C}_i^G \mathbf{r}_{\text{relative}} \\ \mathbf{v}_G = \mathbf{C}_i^G \mathbf{v}_{\text{relative}} \end{cases} \quad (23)$$

c) 接下来求取制导剩余时间。在匀加速度条件下 t_{go} 的约束方程可以简化为

$$a_{tGz} t_{go}^2 - (3v_{tGz} + v_{Gz}) t_{go} + 4(r_{tGz} - r_{Gz}) = 0 \quad (24)$$

式中, r_{tGz} 、 v_{tGz} 和 a_{tGz} 分别为制导系下沿航向的位置、速度和加速度制导目标, r_{Gz} 和 v_{Gz} 分别为制导系下探测器的航向位置和速度, 即 $\mathbf{r}_G$ 和 $\mathbf{v}_G$ 的 Z 分量。由于该式为二次方程, 可以得到制导剩余时间 t_{go} 的解析表达式。

d) 最后, 是计算出制导加速度指令。制导系下的合加速度目标为

$$\mathbf{a}_G = 12(\mathbf{r}_{tG} - \mathbf{r}_G)/t_{go}^2 - 6(\mathbf{v}_{tG} + \mathbf{v}_G)/t_{go} + \mathbf{a}_{tG} \quad (25)$$

式中, $\mathbf{r}_{tG}$ 、 $\mathbf{v}_{tG}$ 和 $\mathbf{a}_{tG}$ 分别为制导系的位置、速度和加速度制导目标。再根据坐标系变换, 可以得到惯性系下的推力加速度指令

$$\mathbf{a}_{F,\text{cmd}} = (\mathbf{C}_i^G)^T \mathbf{a}_G - \mathbf{g}_m \quad (26)$$

$\mathbf{g}_m$ 是引力加速度矢量。

2) 较低高度上避障过程的制导和控制

较低高度时探测器一般已经处于垂直状态, 在获得新的安全着陆点信息后, 探测器需要一边下降一边平移到目标着陆点上方。整个飞行过程姿态始终维持垂直状态。这样, 探测器飞行轨迹控制可以分为垂直通道控制和水平方向控制。

a) 垂直通道控制

垂直通道一般采用的是制动发动机作为执行机构。在控制律上可以采用 PID 控制。指令加速度为

$$\begin{aligned} a_{\text{cmd}_r} &= c_{Lx}(r_c - r) + c_{Px}(v_{rc} - v_r) + \\ & c_{Dx}(a_c - a_r) + g_m \end{aligned} \quad (27)$$

式中, C_{Px} 、 C_{Lx} 和 C_{Dx} 为高度方向 PID 参数, r_c 为制导目标高度, r 为导航高度, v_{rc} 、 v_r 分别为高度方向

的指令速度和导航速度, a_c 和 a_r 分别为高度方向的指令和导航加速度。

垂直通道控制也可仅控制速度和加速度而不控制高度, 只需令 $C_{Lx} = 0$ 。因此, 该控制能适应避障过程中的多种控制要求。指令输出的是加速度, 将它乘以探测器质量就可以得到发动机输出推力大小。如果制动发动机是变推力发动机, 则可以直接执行; 若是固定推力发动机, 则可以通过调制, 输出推力脉冲。

b) 水平通道控制

水平通道一般采用推力器做执行结构。在控制律上可以选择位置和速度的相平面的控制方法。具体算法为

i) 计算本体系下着陆点相对探测器的位置

$$\mathbf{S}_{\text{ERR}} = \mathbf{A}(\bar{q}) \cdot \mathbf{r}_{\text{relative}} \quad (28)$$

式中, $\bar{q}$ 为探测器的惯性姿态四元数。

ii) 计算本体系下探测器相对当前着陆点的速度

$$\dot{\mathbf{S}}_{\text{ERR}} = \mathbf{A}(\bar{q}) \cdot \mathbf{v}_{\text{relative}} \quad (29)$$

iii) 对本体系 y 方向和 z 方向分别进行位置和速度相平面控制。以 i ($i = y, z$) 分量为例, 对应的位置和速度误差分量为 $S_{\text{ERR},i}$ 和 $\dot{S}_{\text{ERR},i}$, 相平面控制算法具体结构如图 5 所示。该方法也可用于仅控制水平速度而不控制水平位置, 只需要令 $S_{\text{ERR},i} = 0$ 。因此, 该算法可以适应避障过程多种控制目标的需要。

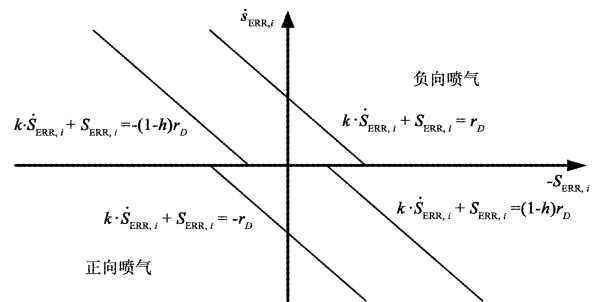


图5 水平方向控制的相平面开关线

Fig. 5 Phase plane for horizon position and velocity control

5 飞行验证

本文给出的自主导航避障方法已经在“嫦娥三

号”软着陆任务中得到成功应用。在较高高度上利用获取的预定着陆区图像识别了障碍,确定了安全着陆点,并实施了第一次避障;到达 100 m 高度后,用获取的器下点约 50 m × 50 m 区域三维数字高程图,识别出障碍并选择了新的安全着陆点后,实施了较低高度上的第二次避障,并到达着陆点上方 30 m 高度处;最终保持水平位置不变,缓速下降到月面,成功实现了软着陆。

第一次避障过程的下降轨迹选择为 45° 倾角,飞行俯仰角为 9°,保证了粗避障过程预定着陆区都在光学成像传感器视场内。第一次避障过程中拍摄的月表图像如图 6 所示。从图像上看,飞行路径前方和右方存在几个明显的陨石坑,第一次避障过程选择的着陆点在一个相对平坦的区域中心。

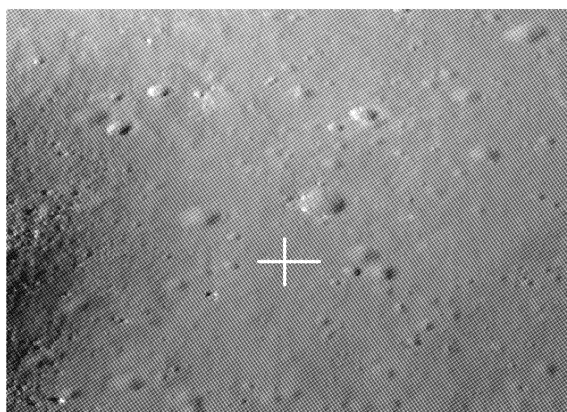


图 6 第一次避障获得的光学图像及选取的着陆点(+)

Fig. 6 Image by camera for the first hazard detection process with the selected landing site (+)

第二次避障从一个较低的高度(即 100 m 悬停高度)开始。获得的数字高程图如图 7 所示。三维地形图表明,着陆区北部和东南部存在深度 1 ~ 2 m 的陨石坑,西部也存在较多 0.2 ~ 0.5 m 的坑,中间地带相对平坦,最终探测器自主选择的安全着陆点位于星下点东偏南方向(着陆点为图中+)。

整个避障过程的飞行姿态如图 8 所示。第一次避障中俯仰角在设计值 9° 左右变化,第二次避障则保持了垂直飞行姿态。

自主导航系统给出避障过程探测器的高度、速度变化分别如图 9 和图 10 所示。

最终通过遥测下传的图像数据结合月球车与着

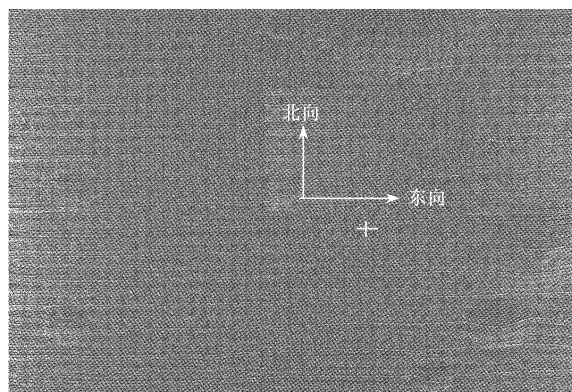


图 7 三维成像传感器拍摄的高程图(局部)及选取的着陆点(+)

Fig. 7 Three-dimensional topography by a laser scanning sensor with the selected landing site (+)

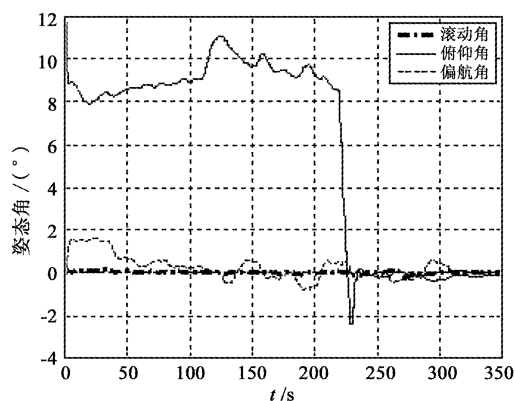


图 8 导航系统给出的探测器相对天东北系的姿态角

Fig. 8 Attitude relative to geography frame (U-E-N) in the process of autonomous hazard avoidance

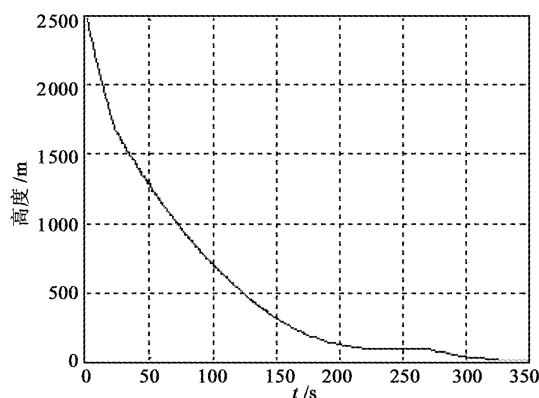


图 9 导航系统给出的探测器相对月面高度

Fig. 9 Altitude relative to the moon surface given by autonomous navigation system

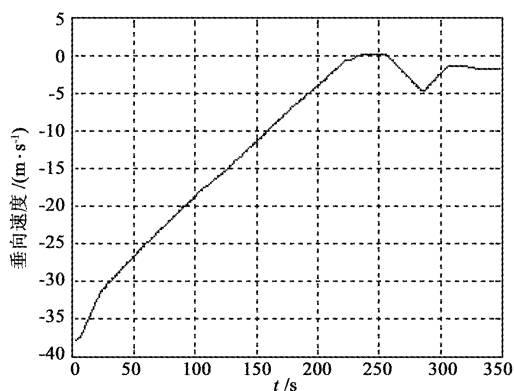


图10 导航系统给出的探测器相对月面垂向速度

Fig.10 Vertical velocity relative to the moon surface given by autonomous navigation system

陆器分离前拍摄的落点周边地形图像,表明自主避障精度优于1.5 m,相对导航精度优于1 m。

6 结 论

针对月球软着陆过程未知地形和障碍会危及着陆安全的问题,本文给出了基于IMU配以测距测速修正的自主绝对导航、障碍识别与目标着陆点选取、针对目标着陆点的相对导航与相对避障控制等高精度自主导航避障方法。嫦娥三号探测器实际飞行结果表明,该方法能够为安全软着陆起到重要的作用。

参 考 文 献

[1] Sears N E. Apollo guidance and navigation. Volume 1 Primary G & N system lunar orbit operations [R]. NASA, NASA-CR-117537,

R-466-VOL-1, April 1964.

- [2] Riedel J E, Vaughan A T, Werner R A. Optical navigation plan and strategy for the lunar lander altair [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Toronto, Ontario Canada, Aug 2 - 5, 2010. [3] Roncoli R B, Ludwinski J M. Mission design overview for the Mars Exploration Rover mission [C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Monterey, California USA, Aug 5 - 8, 2002.
- [4] Wong E C, Singh G. Autonomous guidance and control design for hazard avoidance and safe landing on Mars [C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Monterey, California USA, Aug 5 - 8, 2002.
- [5] Strahan A L, Johnson A E. Terrain hazard detection and avoidance during the descent and landing phase of the altair mission [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Ontario Canada, Aug 2 - 5, 2010.
- [6] 王大轶,黄翔宇,关轶峰,等. 基于IMU配以测量修正的月球软着陆自主导航研究[J]. 宇航学报,2007,28(6):1544 - 1549. [Wang D Y, Huang X Y, Guan Y F, et al. Research on the autonomous navigation based on measurement-updated IMU for lunar soft landing [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1544 - 1549.]

作者简介:

王大轶(1973 -),男,研究员,博士生导师,主要研究方向为深空探测航天器自主控制。

通信地址:北京市2729信箱(100190)

E-mail:dayiwang@163.com

(责任编辑:宋宏)