

嫦娥三号自主避障软着陆控制技术

张洪华^{①②}, 梁俊^①, 黄翔宇^{①②*}, 赵宇^①, 王立^{①②}, 关轶峰^{①②}, 程铭^①, 李骥^{①②},
王鹏基^{①②}, 于洁^①, 袁利^①

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

* E-mail: huangxyhit@sina.com

收稿日期: 2014-03-01; 接受日期: 2014-03-23

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 嫦娥三号是我国首次地外天体软着陆任务, 在世界上首次成功实现了利用机器视觉的地外天体软着陆自主避障. 针对自主避障任务的特点, 嫦娥三号首创了灰度安全点结合姿态机动粗避障、高度安全点结合位姿机动精避障的“接力避障”控制技术. 实际在轨飞行结果表明, 嫦娥三号在动力下降过程中发现了着陆安全点, 并且完美实现了有效避障机动, 确保了嫦娥三号软着陆落点的安全性. 本文详细给出了嫦娥三号自主避障软着陆控制技术以及在轨飞行结果.

关键词
嫦娥三号
软着陆
障碍识别
自主避障

1 引言

已有的月球图像和高程数据表明, 月球表面分布着各种高山壑谷, 即使在相对平坦的月海地区也遍布着大小不一的岩石和陨石坑. 这种地形、地貌以及石块和陨石坑会给着陆器安全软着陆带来较大风险. 只有着陆器具有发现和识别障碍并进行机动避障的能力, 才能保证软着陆的高安全和高可靠.

对于早期的月球着陆探测任务, 限于当时技术水平, Lunar 系列和勘察者系列月球探测器都不具备识别障碍和避障能力, 导致着陆成功率非常低; Apollo 系列则是通过宇航员观测着陆区并操纵人控系统实现了避障和安全着陆^[1]. 早期的火星着陆探测器都采用气囊方式着陆, 躲开了障碍识别与规避问题; 2008 年, 凤凰号探测器成功实现了火星软着陆, 其采用了事先筛选高概率安全着陆区来避免大障碍

的危害^[2]. 火星科学实验室(好奇号)采用了同样的方式避免大障碍, 并利用新型“空中吊车”的动力下降方式来降低火星车降落火星时的速度^[3], 其也不具备自主避障能力. NEAR 探测器首次实现了小行星着陆任务, 但由于着陆任务是探测任务完成后新增加的, 探测器根本没有设计避障功能. 尽管隼鸟号探测器在最终下降过程中检测到了障碍, 但由于姿控误差较大等原因, 探测器未能实现避障就继续向小行星表面下降了^[4].

嫦娥三号的核心任务是实施高可靠高安全的月面软着陆, 要求着陆器必需具备自主障碍识别与规避能力. 嫦娥三号于 2013 年 12 月 2 日发射, 经过 5 d 的飞行到达月球并进入环月轨道, 最终于 12 月 14 日成功着陆月球表面, 世界上首次成功实现了利用机器视觉的地外天体软着陆自主避障. 本文给出了针对嫦娥三号软着陆任务提出的粗-精接力自主避障软

引用格式: 张洪华, 梁俊, 黄翔宇, 等. 嫦娥三号自主避障软着陆控制技术. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 559-568
Zhang H H, Liang J, Huang X Y, et al. Autonomous hazard avoidance control for Chang'E-3 soft landing (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 559-568, doi: 10.1360/092014-51

着陆控制技术以及在轨飞行结果.

2 自主避障硬件配置及信息流设计

为了实现在轨自主障碍识别和机动避障功能, 嫦娥三号着陆器除了配置用于自主导航的惯性测量单元(IMU)、激光测距传感器、微波测距传感器和微波测速传感器以外, 还配置了用于障碍识别的光学成像传感器、激光三维成像传感器和图像数据处理计算机. 另外, 为避障控制配置了水平机动推力器来执行水平精避障功能, 粗避障功能通过主发动机和姿态机动实现. 自主避障硬件配置及信息流程如图 1 所示.

光学成像传感器主要用于获取着陆区光学图像. 根据着陆器相对月面的高度和太阳光照条件, 依据图像灰度进行月面二维形状恢复, 识别大的障碍物, 并据此寻找安全着陆点, 用于粗避障. 这里的安全着陆点称之为灰度安全点. 嫦娥三号着陆器的激光三维成像传感器采用的是多点扫描体制, 它利用二维扫描测量方式获取视场内各点的斜距信息, 得到数据后再进行拼接和处理, 能够获取着陆区三维高程数据, 并据此寻找安全着陆点, 用于精避障. 这里的安全着陆点称之为高度安全点.

软着陆自主避障的信息流程为: 制导导航控制(GNC)计算机采集 IMU 和测距测速传感器的测量数据, 并利用导航算法自主更新着陆器的导航信息; GNC 计算机根据自主导航信息判断着陆器状态, 一旦具备成像条件, 就发送成像指令给传感器; 传感器获得月球表面图像, 并发送到图像数据处理计算机; 根据 GNC 计算机发送的导航信息, 图像数据处理计算机对光学成像传感器或三维成像传感器获取的月球表面二维(光学)或三维地形图像进行处理, 识别障碍, 选取出安全着陆点, 并把着陆点信息发送到 GNC 计算机; 接到着陆点信息后, GNC 计算机利用制导与控制算法, 驱动执行机构完成避障任务.

3 接力避障飞程序序设计

针对软着陆自主避障任务的需求, 嫦娥三号在国际上首次提出了一种接力避障模式, 将避障过程分为 4 个任务段: 接近段、悬停段、避障段和缓速下降段, 分别实现粗避障、高精度三维成像、精避障和着陆位置保持功能, 形成了大范围粗避障、小范围精避障和着陆位置保持的接力避障过程.

粗避障主要目的是在较大着陆范围内剔除明显危及着陆安全的大尺度障碍, 为精避障提供较好的

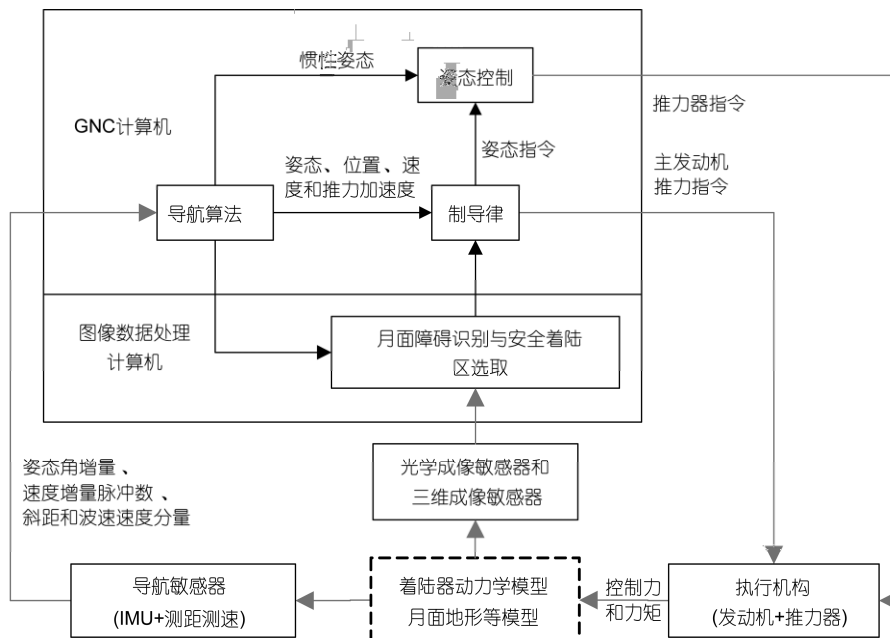


图 1 具有自主避障功能的 GNC 系统软硬件构成

安全点选择区域, 避免出现近距离精避障无可避的风险, 整体上提高系统安全着陆概率. 考虑到探测器运动速度较大, 要求成像快、计算快. 此外, 还要综合评估推进剂消耗来选择最优位置.

精避障主要目的是在粗避障选取的较安全区域内进行精确的障碍检测, 务必识别并剔除危及安全的小尺度障碍, 确保了落点安全.

根据粗避障和精避障的不同功能要求, 确定在接近段采用曝光时间短、对运动速度适应性好的可见光成像传感器进行粗障碍检测, 以获取较大范围的粗安全区域. 而在悬停段采用检测精度较高的激光三维成像传感器, 在视场范围内对粗安全区域进行精细三维检测.

综上, 所提出的接力避障模式, 既能保证着陆器落点安全, 又能保证着陆器避障实现的可行性. 整个接力避障飞行过程如图2所示.

3.1 接近段飞行程序

根据粗避障任务的要求, 飞行轨迹要保证: 1) 成像传感器能够持续观测预定着陆区(大范围); 2) 着陆器无机动就能到达预定着陆区. 即要求接近段飞行轨迹为满足特定姿态和下降轨迹要求的接近目标着陆点轨迹.

考虑到7500 N主发动机羽流带来的不可见区域为半锥角约 25° 的锥体, 而成像传感器视场为 30° , 为了避免主发动机羽流对成像传感器的影响, 且使成像传感器的视线距离尽可能短, 取成像传感器视线

偏置 40° 角. 为了保证在接近段成像传感器视场能够观测到着陆区, 确定采用下降轨迹接近与水平面夹角 45° 的直线下降方式逐步接近着陆区.

3.2 悬停段飞行程序

悬停段主要任务就是对月面进行高精度三维成像, 精确检测着陆区域的障碍, 确定安全着陆点. 因此, 着陆器需要保持悬停状态: 速度和姿态角速度接近0值, 姿态和位置不变. 根据激光三维成像传感器的工作范围限制和观测足够大着陆区的要求, 选取高度在90~110 m范围内进行悬停控制. 悬停状态下利用激光三维成像传感器精确观测着陆区, 并处理三维图像数据, 确定安全着陆点, 转入避障段.

3.3 避障段飞行程序

为了保证最后的避障落点精度和节省推进剂, 着陆器精确避障和下降同时进行. 根据确定的安全着陆点, 从约100 m高处斜向下降到着陆点上方30 m, 相对月面下降速度到 -1.5 m/s, 水平速度接近0.

3.4 缓速下降段飞行程序

为了保证着陆月面的速度和姿态控制精度, 缓速下降段要以较小的设定速度匀速垂直下降, 消除水平速度和加速度, 保持着陆器水平位置, 直到收到关机传感器测量信号或加速度测量大于预设置值, 就关闭主发动机. 从约30 m高处垂直下降到着陆点上方, 考虑到推进剂的消耗和导航位置漂移, 选择下降速度为 -2 m/s.

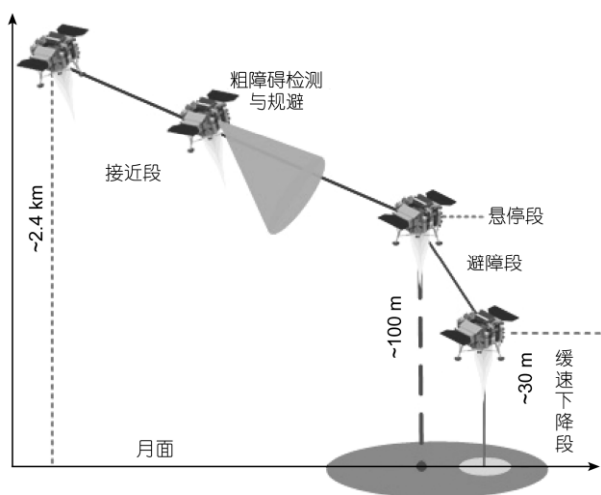


图2 接力避障飞行过程

4 自主障碍识别与安全着陆区选取方法

4.1 基于光学图像的粗障碍识别与安全着陆区选取

基于光学图像的粗障碍检测就是利用月球岩石和坑的图像特征识别大障碍, 确定安全区域.

月球岩石的最短尺寸与最长尺寸比值为 $1\sim 0.2$, 形状一般为圆形、矩形凹坑形或腐蚀的泡形等, 高度一般为直径的 $1/2$, 标准反照率 $14\%\sim 22\%$. 由此, 月面石块图像特征为: 1) 石头表面具有明显的亮目标特征, 亮度大于背景2倍; 2) 存在明显的阴影区且紧挨亮目标; 3) 亮区与阴影之间存在强对比度, 表现为边缘; 4) 边缘的法线方向与太阳矢量投影方向一致.

月球撞击坑内斜度一般为 $25^\circ\sim 50^\circ$, 平均 35° , 坑

外一般为 $3^{\circ}\sim 8^{\circ}$, 平均 5° . 撞击坑图像特征可归纳为: 1) 在太阳照射的阳面将出现亮区域; 2) 在未照到的阴面将出现阴影区域; 3) 暗区域的外边缘呈现圆弧.

根据月球岩石和坑的这些特征, 设计了粗障碍识别和安全着陆区选取算法: 1) 图像直方图分析; 2) K 均值聚类; 3) 过亮障碍识别; 4) 过暗障碍识别; 5) 纹理障碍识别; 6) 采用螺旋搜索算法确定每个单元格的安全半径(图 3); 7) 根据安全半径, 选取候选安全着陆点; 8) 评估候选安全着陆点避障所需的速度增量; 9) 根据安全半径和速度增量评价价值, 综合确定安全着陆点.

4.2 基于三维图像的精障碍识别和安全着陆区选取

在悬停状态下, 三维成像传感器对视场内的着陆区域进行三维成像, 获取着陆器相对月面着陆区域的高分辨率斜距数据信息. 通过设计的精障碍识别和安全着陆区选取算法处理这些数据, 实现对月面地形的精确障碍识别和安全着陆区选取.

设计的精障碍识别和安全着陆区选取算法为: 1) 数据预处理, 主要包括对着陆器姿态和平动速度的补偿以及将每个“脚印”的斜距信息转换成垂直距离, 构建测量坐标系下的地形三维高程图; 2) 平均坡面构建, 采用最小二乘法拟合一定单元区域的平均坡面; 3) 平均坡度计算, 根据平均坡面计算该区域的平均坡度; 4) 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; 5) 安全着陆区选取, 采用从着陆器中心开始顺时针螺旋前进搜索的方法(图 4), 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

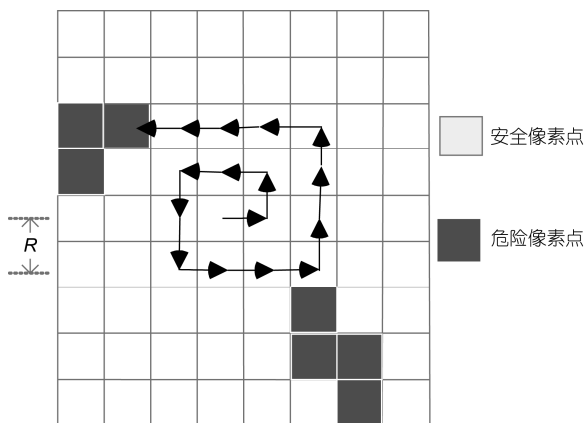


图 3 安全半径螺旋搜索算法

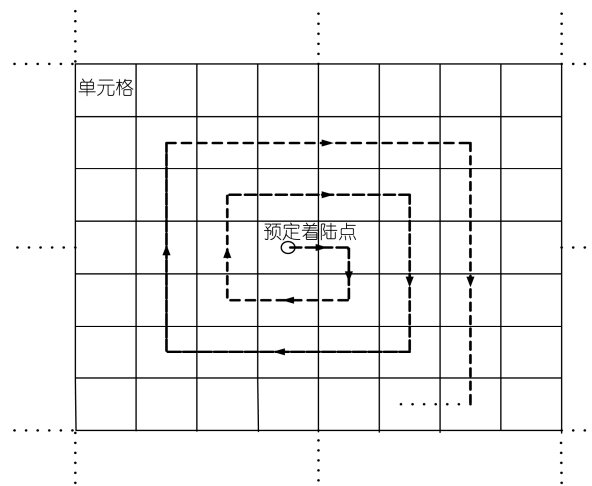


图 4 中心螺旋式安全着陆区搜索方法

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.

5 自主避障控制方法

5.1 接近粗避障制导

接近段的主要任务是对着陆区成像并进行粗避障, 终端相对月面速度接近于零. 接近段需要保证光学成像传感器能够对着陆区成像并完成粗避障, 因此接近段制导必须能够满足制导目标的位置、速度、姿态以及初始高度和速度等多项约束. 为了能够满足上述诸多约束条件, 基于四次多项式制导律^[5], 接近段提出了一种改进的多项式制导算法, 在满足多约束的条件下, 可解析计算出制导时间, 不需要迭代, 简化了计算, 提高了算法稳定性; 为了保证接近段制导的高可靠性, 提出了制导时间以及高度和速度超差的保护方法. 通过设计每个方向的约束条件, 保证了光学成像传感器始终能够观测到着陆区. 通过重置安全着陆点, 可实现大范围的机动, 完成粗避障.

为实现粗避障轨迹接近与水平面夹角 45° 的直线下降方式, 着陆器合加速度和速度方向必须相反. 因此, 推力、月球引力加速度和速度需要满足一定的几何关系, 如图 5 所示. 图中, x 表示从月心指向着陆器(径向), z 表示为航向(速度方向).

经过推导, 确定推力加速度大小 a_F 和月球引力加速度大小 g_m 存在如下关系:

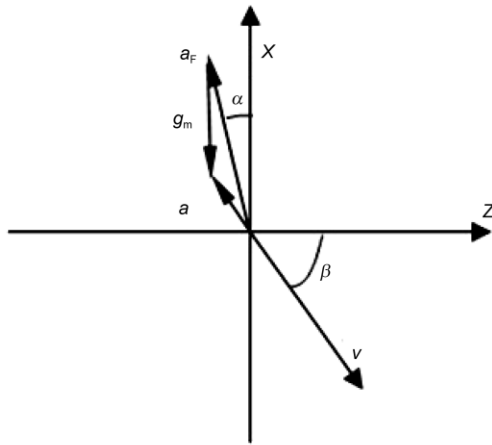


图5 加速度和速度几何关系

$$a_F = \frac{g_m}{\cos \alpha - \tan \beta \sin \alpha}, \quad (1)$$

式中, α 为推力方向与引力方向的夹角; β 为速度方向和水平方向的夹角。

于是, 合加速度在径向和航向的分量分别为

$$a_x = a_F \cos \alpha - g_m, a_z = -a_F \sin \alpha.$$

如果保持径向和航向的加速度不变, 则可确定下降高度和航程为

$$s_x = \frac{v_{xf}^2 - v_{x0}^2}{2a_x}, s_z = \frac{v_{zf}^2 - v_{z0}^2}{2a_z}, \quad (2)$$

式中, v_{xf} 和 v_{zf} 分别为接近段终端的径向和航向速度, v_{x0} 和 v_{z0} 分别为接近段入口的径向和航向速度. 于是, 标称的接近段时间为

$$T_a = (v_{zf} - v_{z0})/a_x. \quad (3)$$

由于采用下降轨迹接近与水平面夹角 45° 的直线下降方式, 因此, $\beta=45^\circ$. 综合考虑光学成像传感器视场、推力大小、下降高度和接近段时间等约束, 可以取 $\alpha=9^\circ$. 于是, 根据推力、月球引力加速度和速度等约束以及接近段入口高度条件, 就可以计算出接近段的入口速度和全程加速度等约束. 制导位置和速度目标则根据终端状态约束确定.

由于设计的接近制导目标加速度全程保持不变, 则制导加速度为零, 于是制导剩余时间 t_{go} 的约束方程可以简化为

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

式中, r_{rGz} , v_{Gz} 和 a_{rGz} 分别为制导系的航向位置、速度和加速度制导目标, r_{Gz} 和 v_{Gz} 分别为制导系的航向位

置和速度. 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, 这避免了原多项式制导求解 t_{go} 时的迭代计算.

设计的制导加速度指令表达为

$$\bar{a}_{cG} = 12(\bar{r}_{rG} - \bar{r}_G)/t_{go}^2 - 6(\bar{v}_{rG} + \bar{v}_G)/t_{go} + \bar{a}_{rG}, \quad (5)$$

式中, \bar{r}_{rG} , \bar{v}_{rG} 和 \bar{a}_{rG} 分别为制导系的位置、速度和加速度制导目标, \bar{r}_G 和 \bar{v}_G 分别为制导系的位置和速度. 可见, 一旦确定了安全着陆点, 只需将安全着陆点置为制导目标中的着陆点, 就可通过姿态机动实现推力指向变化, 进而实现粗避障, 即着陆器进入悬停段时就在安全着陆点上方.

在每个制导周期, 标称的接近段时间减制导周期得到期望的制导剩余时间; 利用设计的标称制导参数, 计算了期望的高度和速度; 并与制导算法给出的制导剩余时间、导航算法确定的高度和速度相比, 如果两者之差超过设定的阈值, 则停止接近制导, 切换到悬停制导, 避免了多约束条件下接近制导无法转出等问题, 提高了制导的容错能力.

5.2 悬停制导

悬停过程的主要目的是利用三维成像传感器对着陆区域进行高精度三维成像, 给出安全着陆点相对成像时刻着陆器星下点的位置信息. 以进入悬停段初始导航高度作为悬停高度制导目标, 由变推力发动机抵消着陆器重力, 保证着陆器处于速度为零、姿态稳定的悬停状态. 悬停段的制导目标为: 高度取进入悬停段导航高度, 3个方向目标速度为零, 高度方向加速度为零; 成像前水平方向只控速度, 开始成像后水平方向增加位置保持控制. 为了保证悬停及后续任务段制导的适应性和鲁棒性, 悬停及后续任务段制导采用外环与内环相结合的制导方式. 外环控制利用主发动机和姿态机动实现, 内环控制利用水平发动机实现.

5.2.1 外环制导

1) 高度方向控制

高度方向采用PID控制方式, 指令加速度为

$$a_{cmd_r} = c_{lx}(r_c - r) + c_{px}(v_{rc} - v_r) + c_{dx}(a_c - a_r) + g_m, \quad (6)$$

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} 和 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, g_m 为月球引力加速度.

高度方向控制也可仅控制速度和加速度而不控制高度, 只需令 $c_{1h}=0$. 因此, 该控制能适应悬停、避障和缓速下降段制导的需要.

2) 水平方向控制

水平方向控制只在着陆器水平速度出现超差(如大于 1.5 m/s)的情况下引入. 只控制速度及加速度, 而不控制位置, 这是为了尽可能快地消除水平速度, 减小不安全着陆因素. 水平方向加速度指令为

$$\bar{a}_{cmd_h} = c_{Ph}(-\bar{v}_{ml_h}) + c_{Dh}(-\bar{a}_{1_h}), \quad (7)$$

式中, c_{Ph} 和 c_{Dh} 为水平方向 PD 参数, \bar{v}_{ml_h} 和 \bar{a}_{1_h} 分别为着陆器相对月面的水平速度和加速度.

综合高度和水平方向的加速度, 就可以确定外环合加速度制导指令.

5.2.2 内环制导

考虑到水平机动发动机推力为常值, 参考姿态相平面控制^[6]的思想, 水平方向采用了位置和速度的相平面控制方式, 具体算法如下.

1) 计算着陆点相对着陆器的位置矢量

$$S_{ERR} = A(\bar{q})(\bar{r}_L - \bar{r}_1), \quad (8)$$

式中, \bar{r}_L 为精障碍识别和安全着陆区选取算法确定的安全着陆点(惯性系), \bar{q} 为着陆器的惯性姿态四元数, A 为从惯性系到本体系的转换矩阵.

2) 计算着陆器相对当前着陆点的速度(表示在本体系下, 即着陆器相对月面的速度)

$$\dot{S}_{ERR} = A(\bar{q})(\bar{v}_1 - \bar{\omega}_{lm} \times \bar{r}_1), \quad (9)$$

式中, $\bar{\omega}_{lm}$ 为月球自转角速度(惯性系), \bar{v}_1 为着陆器在惯性坐标系下的速度.

3) 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 $S_{ERR,i}$ 和 $\dot{S}_{ERR,i}$, 相平面控制算法具体结构如图 6 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 $S_{ERR,i}=0$. 因此, 该算法可以适应悬停、避障以及缓速下降段水平制导的需要.

5.3 避障制导

避障段制导主要任务是精确避障和下降. 将悬停段选取的安全着陆点置为制导目标点, 利用外环加内环制导方式控制着陆器下降到着陆点上方约 30 m

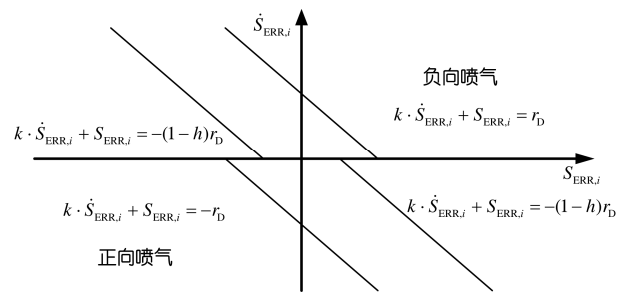


图 6 水平方向控制的相平面开关线

处, 相对月面下降速度为 1.5 m/s, 终端水平速度为零. 水平方向控制速度和位置, 垂直方向控制高度、速度和加速度.

对于外环制导, 在避障段初始化时, 需要根据完成安全着陆点平移机动所需要的最大时间 t_{max} , 在轨自主规划了垂向的加速度 a_c , 速度 v_{rc} 和高度 r_c 等目标制导指令, 避障下降过程中实时跟踪目标指令, 可更好地控制避障段的终端状态.

根据主发动机最小推力(F_{min} 考虑一定余量)计算着陆器能实现的最大下降加速度 a_{dmax}

$$a_{dmax} = (mass \times g_m - F_{min})/mass, \quad (10)$$

式中, $mass$ 为着陆器质量, 根据下降时间(t_{max})和高度(h)约束确定加速和减速 2 段加速度(a_1, a_2)与最大下降速度 v_m 之间的关系

$$\frac{v_m - v_0}{a_1} + \frac{v_t - v_m}{a_2} = t_{max}, \quad \frac{v_m^2 - v_0^2}{2a_1} + \frac{v_t^2 - v_m^2}{2a_2} = h. \quad (11)$$

如果加速和减速两段的加速度大小相等(即 $a_2=-a_1$), 则可得到如下关系:

$$2t_{max}v_m^2 - 4hv_m + 2h(v_t + v_0) - (v_t^2 + v_0^2)t_{max} = 0. \quad (12)$$

由此可解得最大下降速度 v_m , 于是加速度大小可得到

$$a = \frac{v_t + v_0 - 2v_m}{t_{max}}. \quad (13)$$

如果 $a > a_{dmax}$, 则取 $a_1=-a_{dmax}$, 由(11)式可解算出

$$a_2 = \frac{2a_1v_t(a_1t_{max} + v_0) - a_1v_t^2 - a_1v_0^2 - 2a_1^2h}{(a_1t + v_0)^2 - v_0^2 - 2a_1h}. \quad (14)$$

否则, 取 $a_1=-a, a_2=a$.

根据加速和减速 2 段的加速度取值, 确定最大下降速度

$$v_m = \frac{a_1a_2t_{max} + a_2v_0 - a_1v_t}{a_2 - a_1}. \quad (15)$$

进而可以确定上下2段的切换时间

$$t_2 = \frac{v_m - v_0}{a_1} \quad (16)$$

于是, 根据初始高度、垂向速度, 利用确定的加速度和切换时间, 就可以规划出当前时刻的目标速度和高度制导指令.

对于内环制导, 如果着陆器相对着陆点距离较远, 避障需要的水平位置机动就较大. 为了加快相平面控制过程的速度, 增加了速度机动逻辑, 即如果机动距离大于设定值, 则就以较大的机动速度平移, 保证避障平移速度, 可节省推进剂的消耗.

5.4 缓速下降制导

缓速下降也采用外环加内环制导方式, 水平方向速度控制目标为零, 位置控制目标为进入缓速下降段时的着陆器位置. 垂直方向, 高度 20 m 以上控制速度和加速度; 高度低于 20 m 时, 只控加速度且指令加速度稍小于当地月球引力加速度, 提高了着陆器安全下降的可靠性. 为了确保着陆后主发动机的关闭, 不但设计了利用伽马敏感器和触地传感器测量信号的关机策略, 还设计了基于加速度测量信息的关机备份策略.

6 嫦娥三号自主避障飞行结果

嫦娥三号于 2013 年 12 月 14 日 20:59:52 顺利进入着陆动力下降过程; 于 21:08:49 进入接近段, 利用光学传感器获取了预定着陆区图像, 识别了障碍, 确定了安全着陆点; 于 21:10:49 进入悬停段, 由于着陆器姿态和轨道控制较好, 悬停段开始就满足了三维成像传感器成像需要的悬停状态要求, 利用三维成像传感器对着陆器下方约 50 m×50 m 的区域进行了高精度三维成像, 通过数据图像处理, 精确识别了障碍, 确定了安全着陆点; 于 21:11:04 转入避障段, 根据识别出的最终着陆点, 实施了水平机动和下降控制, 实现了精避障; 后续保持水平位置不变缓速下降到月面, 最终实现了完美软着陆.

典型的在轨飞行结果如图 7~16 所示. 由这些图可以看出: 1) 接近段俯仰角接近设计标称值 9°, 保证了预定着陆区都在光学成像传感器视场内, 接近段后期的姿态变化体现了粗避障的过程, 落月姿态垂直月面; 2) 悬停段姿态、速度和高度等都满足了悬

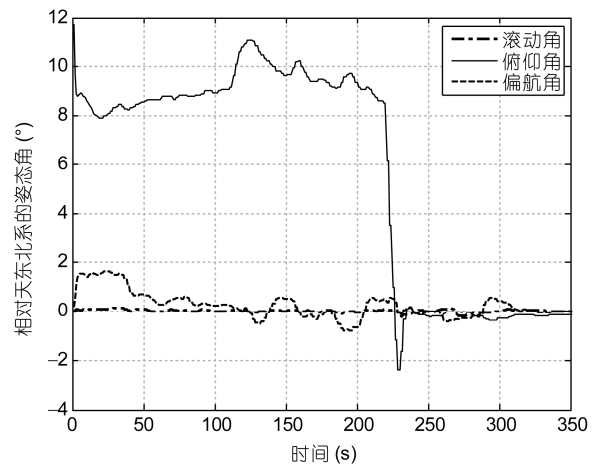


图 7 自主避障过程着陆器相对天东北系的姿态角

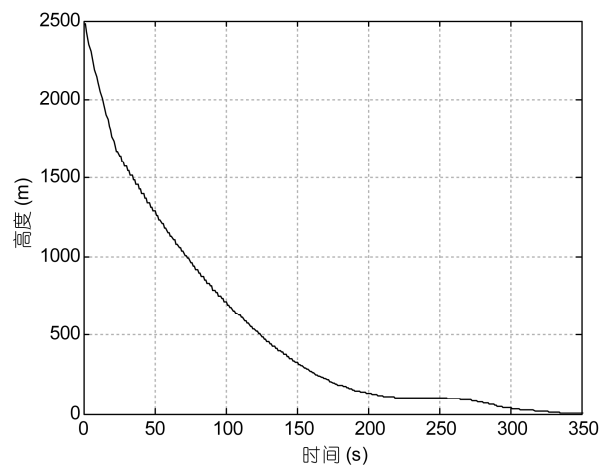


图 8 自主避障过程着陆器相对月面高度

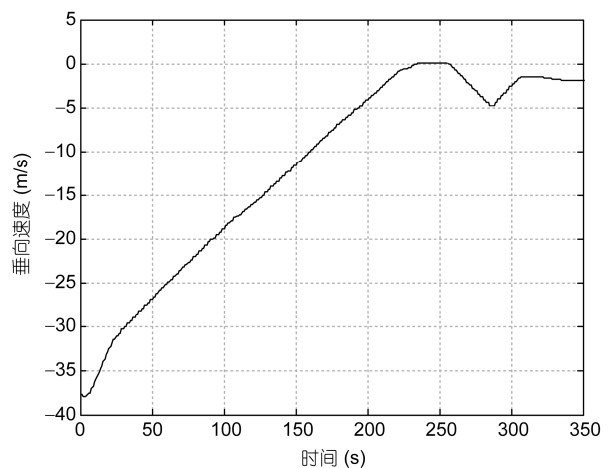


图 9 自主避障过程着陆器相对月面垂向速度

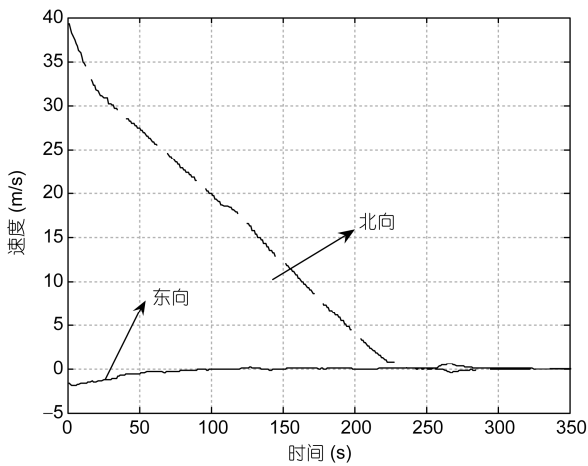


图 10 自主避障过程着陆器相对月面水平速度

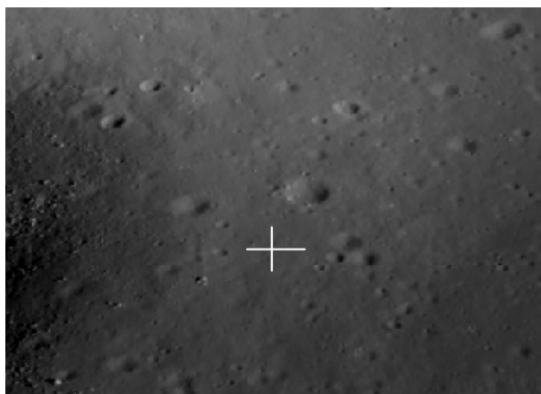


图 11 获取的部分光学图像及选取的着陆点(+)

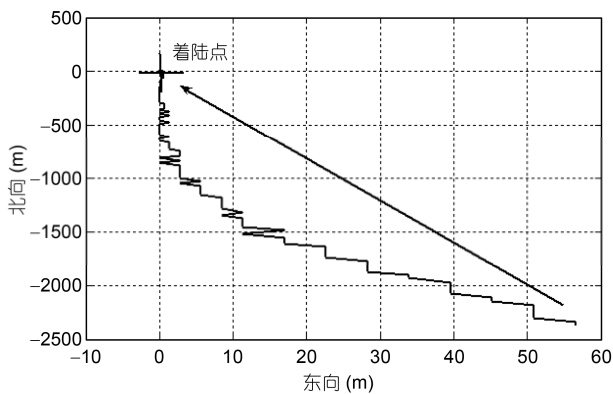


图 12 接近与粗避障过程着陆器相对着陆点水平位置变化

停三维成像状态要求; 3) 基于粗障碍识别和速度增量综合确定的安全着陆区(着陆点为图中“+”), 避开了大障碍, 又在原预定着陆点附近, 体现了综合最优; 4) 三维成像敏感器获得的地形图表明, 着陆区北部

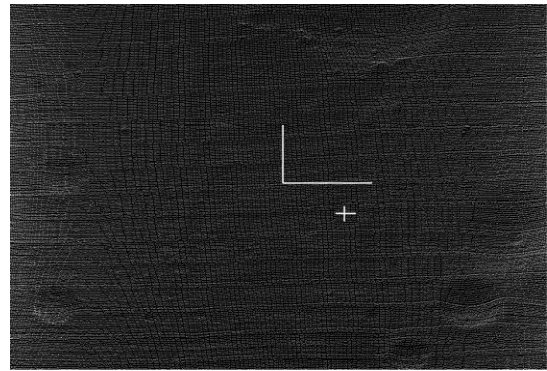


图 13 三维成像敏感器拍摄的高程图(局部)及选取的着陆点(+)

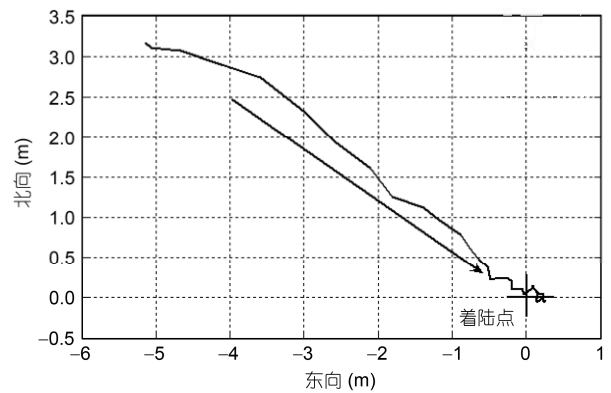


图 14 精避障过程着陆器相对着陆点的水平位置变化

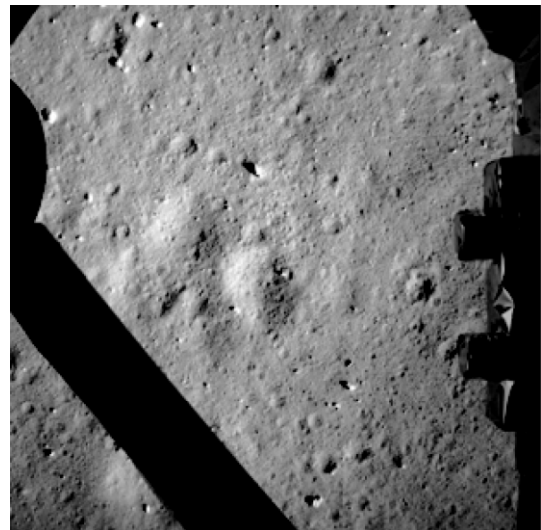


图 15 嫦娥三号降落相机拍摄的着陆器落点地形图

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, 最终着陆器自

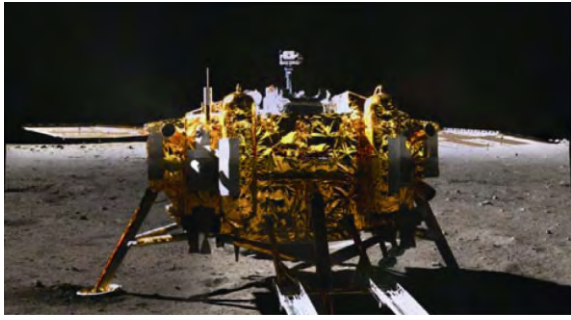


图 16 (网络版彩图)玉兔号月球车拍摄的着陆器及落点地形图

主选择的安全着陆点位于星下点东偏北方向 4.8 m 处(着陆点为图中“+”),以该点为中心 20 m×20 m 区域内平均高程起伏差,凸起高度和凹坑深度均小于 20 cm,坡度小于 2°,优于着陆安全要求;5) 对于接近粗避障过程,着陆器逐渐接近并最终到达选定的着陆点上方约 100 m 高处;6) 对于精避障过程,着陆器逐渐接近并最终到达选定的着陆点上方约 30 m 高处;7) 降落相机拍摄的着陆器落点地形图和月球车拍摄的着陆器及落点地形图直观说明了最终落点是非常安全的;8) 分析月球车在着陆器上方时拍摄的落点周

边地形图像和着陆器获取的落区图像,确定着陆器自主避障精度优于 1.5 m.

7 结论

嫦娥三号顺利完成了我国首次地外天体软着陆任务,世界上首次成功实现了利用机器视觉的月球软着陆自主避障,确保了软着陆落点的安全性.嫦娥三号在轨自主避障控制实际飞行结果表明:

1) 所提出的大范围粗避障、悬停状态三维成像、小范围精避障和着陆位置保持的接力避障模式,既保证了最终落点精避障的高安全性,又保证了着陆器大范围机动避障的可实现性;

2) 所设计的基于光学图像的粗障碍识别与安全着陆区选取和基于三维图像的精障碍识别与安全着陆区选取算法能有效识别大障碍和小障碍,选取出最优安全着陆区;

3) 所提出的接近粗避障制导、内环加外环的悬停、避障和缓速下降制导等自主避障算法,可以有效实现接近粗避障、悬停三维成像和精避障功能,自主避障精度优于 1.5 m.

参考文献

- 1 Klumpp A R. Apollo guidance, navigation and control. NASA R-695, 1971
- 2 Bonfiglio E P, Adams D, Craig L, et al. Landing site dispersion analysis and statistical assessment for the Mars Phoenix Lander. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2008 Aug 18-21, Honolulu, Hawaii. AIAA 2008-7348
- 3 Way D W, Powell R P, Chen A, et al. Mars science laboratory: Entry, descent, and landing system performance. IEEE Aerospace Conference, 2006 Mar 3-10, Big Sky, MT. 1467
- 4 Kubota T, Hashimoto T, Kawaguchi J, et al. Guidance and navigation of Hayabusa spacecraft for asteroid exploration and sample return mission. SICE-ICASE International Joint Conference, 2006 Oct 18-21, Bexco, Busan. 2793-2796
- 5 Klumpp A R. Apollo lunar descent guidance. Automatica, 1974, 10: 133-146
- 6 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制. 北京: 宇航出版社, 1998. 168-175

Autonomous hazard avoidance control for Chang'E-3 soft landing

ZHANG HongHua^{1,2}, LIANG Jun¹, HUANG XiangYu^{1,2}, ZHAO Yu¹, WANG Li^{1,2}, GUAN YiFeng^{1,2},
CHENG Ming¹, LI Ji^{1,2}, WANG PengJi^{1,2}, YU Jie¹ & YUAN Li¹

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

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

Chang'E-3 is the first mission of Chinese soft landing on celestial body outside Earth. Chang'E-3 firstly implements the autonomous hazard avoidance of soft landing using the onboard measured image data. For the feature of autonomous hazard avoidance mission, Chang'E-3 firstly presents the relay hazard avoidance control method including the large hazard avoidance of gray-scale-safe & attitude maneuver and the fine hazard avoidance of altitude-safe & position-attitude maneuver. The real flight results of Chang'E-3 show that in the powered descent process the safe landing site is acquired, the precise hazard avoidance maneuver is achieved perfectly, and the safety of touch point for soft landing is insured. The autonomous hazard avoidance control and onboard flight results for Chang'E-3 are described.

Chang'E-3, soft landing, autonomous hazard detection, autonomous hazard avoidance

doi: 10.1360/092014-51