

“嫦娥三号”探测器软着陆自主导航与制导技术

黄翔宇^{1,2}, 张洪华^{1,2}, 王大轶^{1,2}, 李 骥^{1,2}, 关轶峰^{1,2}, 王鹏基^{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:“嫦娥三号”探测器首次实现了我国航天器在地外天体软着陆,制导导航与控制技术是软着陆任务成功的关键。针对高安全和高可靠软着陆任务的要求,设计了包含接力避障的软着陆飞行程序,提出了单波束分时修正与多波束融合修正的自主导航方法和自适应动力显式制导、无迭代多项式粗避障制导以及内外环结合的精避障制导等方法。实际在轨飞行结果表明,导航算法提供了高精度的状态估计,制导算法实现了高精度状态控制和有效避障机动,确保了软着陆落月的安全性和可靠性。

关键词:“嫦娥三号”探测器; 软着陆; 自主导航; 制导律

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2014)01-0052-08

Autonomous Navigation and Guidance for Chang'e-3 Soft Landing

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

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

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

Abstract: Chang'e-3 implemented its soft landing on the moon which is the first time for a Chinese spacecraft to conduct soft landing on an extraterrestrial body. GNC is the key to achieve successful soft landing. For the desire of high safe and reliable soft landing, the soft landing flight program including rough-fine-relay hazard avoidance is designed, the autonomous navigation method based on single beam time-sharing correction and multi-beams fusion filter, and the self-adaption powered explicit guidance, the non-iteration polynomial large hazard avoidance guidance, the inner-outer-loop small hazard avoidance guidance are presented. The real flight result of Chang'e-3 shows integration that the high-precision states is estimated by navigation algorithm, the high-precision states control and effective hazard avoidance maneuver are implemented by guidance algorithm to ensure the safety and reliability for lunar soft landing.

Key words: Chang'e-3; soft landing; autonomous navigation; guidance

0 引言

利用地面测控网的导航与控制,对于探测地外天体的软着陆动力下降飞行段,在精度、实时性和可靠性等诸多方面都很难满足着陆任务的需求。太阳系内的天体表面大都分布着各种高山、壑谷、陡坡以及各种各样的岩石和陨石坑等,这些都会给安全软着陆带来较大风险。着陆器只有具有识别障碍、高精度导航与制导机动避障的能力才能精确到达确定的安全着陆点,保证软着陆的安全性和可靠性。

“嫦娥三号”探测器的核心任务之一是实施高可靠、高安全的月面软着陆,要求着陆器必需具备自主障碍识别、高精度自主导航与制导机动避障能力。“嫦娥三号”探测器于2013年12月2日1时30分发射入轨,经过5天的飞行到达月球并进入环月轨道,最终于14日21时11分成功软着陆在月球表面,首次实现了我国航天器在地外天体软着陆。本文详细给出了针对“嫦娥三号”探测器软着陆动力下降任务要求提出的高精度自主导航与制导技术以及在轨飞行的结果。

收稿日期:2013-12-25; 修回日期:2014-01-25

基金项目:国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

1 软着陆制导导航与控制系统组成

1.1 导航敏感器

导航敏感器包括星敏感器、惯性测量单元、微波测距测速敏感器、激光测距敏感器、激光三维成像敏感器、光学成像敏感器和伽玛关机敏感器。其中,惯性测量单元、激光测距敏感器、微波测距敏感器和微波测速敏感器用于软着陆动力下降的自主导航;光学成像敏感器和激光三维成像敏感器用于障碍识别,光学成像敏感器用于获取粗避障的光学图像,激光三维成像敏感器用于获取视场内点的斜距,处理得到着陆区三维高程数据,用于精避障;伽玛关机敏感器用于最后缓速下降过程中提供关机信号。

1.2 执行机构

7500 N 的变推力发动机用于轨道控制,10 N 推力器用于姿态控制,150 N 推力器用于避障机动和姿态控制。150 N 水平机动推力器用于水平精避障,粗避障功能通过主发动机和姿态机动实现。

1.3 控制器

控制器包括控制计算机和图像处理单元等,用于导航、制导与控制算法的执行以及光学图像和三维图像数据的处理等。

2 软着陆飞行程序设计

“嫦娥三号”探测器任务对软着陆的主要要求包括:1) 到达预定着陆区;2) 落点安全(自主优选安全着陆区);3) 落月状态安全(姿态、速度和角速度控制精度满足指标要求)。根据这些要求,参考了 Apollo 系列^[1]和 ALHAT 计划^[2]的飞行程序,设计了包括主减速段、快速调整段、接近段、悬停段、避障段和缓速下降段的软着陆飞程序,如图 1 所示。

主减速段消减着陆器初始速度,快速调整段衔接主减速段和后续的接近段。针对软着陆任务对落点安全和状态安全的要求,提出了一种接力避障模式,将自主避障过程分为 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。

2.1 主减速段飞行程序

主减速段主要任务是软着陆制动。利用发动机减速,使着陆器相对月球的速度从 1.7 km/s 左右降至预设值,相对月面高度降至预设值。根据消除较大的动力下降段初始水平速度的任务要求,推进剂消耗优化是主减速段制导律的主要设计目标,另外还要兼顾自主性和实时性以及衔接后续任务状态的设计要求。根据任务要求,主减速段制导目标为高度和三维速度,其飞行轨迹应是利用主发动机减速形成的平缓下降轨迹,航程约 430 km,高度下降约 12 km。

2.2 快速调整段飞行程序

主减速段末期,着陆器姿态仍接近水平,主发动机仍工作在最大推力段,推力加速度也达到最大;而后续的接近段要求着陆器姿态接近垂直,主发动机工作在低推力水平上,高度、速度和加速度要求满足一定关系。可见,主减速段末端状态和接近段初始状态很难直接衔接上。因此,快速调整段主要任务就是衔接主减速段和后续的接近段。根据任务要求,快速调整段需要快速姿态机动到接近段入口姿态,发动机推力逐步减到低推力水平,保证从主减速段末端快速平稳地过渡到接近段入口,高度下降约 600 m,航程约 1 km。

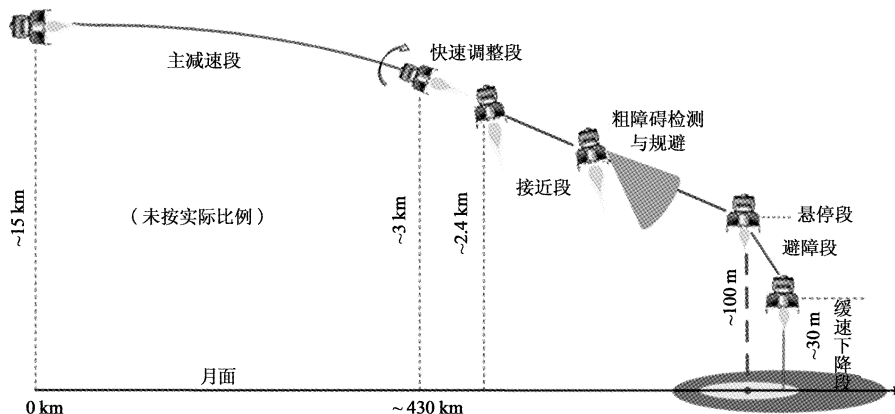


图 1 “嫦娥三号”探测器软着陆动力下降飞行过程

Fig. 1 Powered descent flight procedure for Chang'e-3 spacecraft lunar soft landing

2.3 接近段飞行程序

接近段主要任务是观测预定着陆区进行粗避障。根据粗避障任务的要求,飞行轨迹需要保证: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° 的直线下落方式逐步接近着陆区。

2.4 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。悬停段制导目标为:高度为进入悬停段导航高度,三个方向速度为0 m/s,高度方向加速度为0 m/s^2 。

2.5 避障段飞行程序

避障段的主要任务是精确避障和下降。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。

2.6 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。

3 软着陆自主导航方法

根据软着陆动力下降过程对自主导航的需求,

针对“嫦娥三号”着陆器测距测速导航传感器多波束测量的特点,在惯性导航^[3-4]的基础上,提出了一种单波束分时修正与多波束融合修正的自主导航方法。单波束分时修正解决了多波束直接解算位置和速度时需要克服的波束间时间不同步问题;由于分别对各个波束进行处理,提高了系统的容错能力,降低故障诊断算法的复杂性;另外,采用了按照线性关系变系数修正的方法,一方面避免卡尔曼滤波解算所需要的复杂计算,另一方面修正系数的变化也能够适应惯导精度随时间逐渐变差以及测速、测距传感器精度随高度和速度降低逐渐变好这两种不同趋势对滤波精度的影响,保证了导航算法全程的高精度。多波束融合保证了测量信息的完备性和状态的可观性,提高了导航滤波的收敛速度。

3.1 位置的单波束分时和多波束融合修正

“嫦娥三号”着陆器配置的激光测距传感器和微波测速测距传感器都能够测量各自波束向至月面的距离信息,用于修正惯性导航估计的高度。由于每个有效波束测量时间并不一定同步,所以某时刻只有一个测距波束有效时,就采用单波束修正方式;如果同时有多个波束有效,就采用加权融合修正方式。

1) 单波束修正。若某一测距波束有效且飞行高度符合测距引入范围,则将该数据通过安装矩阵和着陆器姿态矩阵变换求解出高度数据。同时,利用前两个周期的惯导解算,推算测距传感器数据所对应时间点上的着陆器高度。将利用惯导和测距信息分别解算的高度做差,并按照地面确定的修正系数修正高度方向的位置误差。根据惯导性能、测距传感器性能和月面起伏等情况,利用卡尔曼滤波计算滤波增益,再用随高度变化的曲线函数对滤波增益进行拟合,就得到了修正系数。该修正系数随着着陆器高度线性变化,高度越高修正系数越小,高度越低修正系数越大。单波束修正形式为

$$\hat{\mathbf{r}}_l = \mathbf{r}_l + (w_h \delta h_u) \mathbf{r}_l / \|\mathbf{r}_l\| \quad (1)$$

式中, \mathbf{r}_l 为惯性导航解算的位置矢量; $\hat{\mathbf{r}}_l$ 为测距修正后的位置矢量; δh_u 为利用惯导和测距信息分别解算的高度之差; w_h 为某波束对应的测距修正系数。

3) 多波束融合修正。若两个或两个以上测距波束有效且飞行高度符合测距引入范围,则采用融合加权修正的方法。将分别计算出多波束对应的高度修正量,然后进行加权,最后进行位置修正。多波束融合修正形式为

$$\hat{r}_l = r_l + \left(\sum_{i=1}^n \beta_i w_{h_i} \delta h_i \right) r_l / \|r_l\| \quad (2)$$

式中, β_i 是加权系数, 且有 $\sum_{i=1}^n \beta_i = 1$, 加权系数由多波束修正系统对应的卡尔曼滤波方差矩阵的迹确定; n 为有效测距波束个数, $n \geq 2$; w_{h_i} 为第 i 个波束对应的修正系数; δh_i 为第 i 个波束对应的利用惯导和测距信息解算的高度之差。

3.2 速度的单波束分时和多波束融合修正

嫦娥三号着陆器配置的微波测距测速传感器可以提供多个波束的独立测速功能; 根据激光测距敏感器和微波测速测距敏感器的测距信息可以估计垂向速度, 其也能作为一个方向的“波束”引入到测速修正中。同样, 由于多个有效波束测量时间大都不同步, 所以当某时刻只有一个测速波束有效时, 就采用单波束修正方式; 如果同时有多个波束有效, 就采用融合修正方式。

1) 单波束修正。速度修正的信号源分为两种, 一种是测距信号, 另一种是测速信号。当测距信号有效, 并且飞行高度符合测速修正引入范围时, 将连续两次测距信号求解的高度进行差分, 获得垂向速度估计值。同时利用惯导前两个周期的速度计算推算测距信号对应时刻的着陆器惯性速度, 并转换为相对月面的速度。将测距信号获得的速度与惯导获得的速度做差, 并按照一定的修正系数修正垂向速度。同样, 对某一测速波束数据有效时, 修正方法类似, 只不过直接用该速度与惯导解算的速度比较, 并修正该波束方向的速度误差。首先计算不同测速波束下的卡尔曼滤波稳态增益, 然后用随速度变化的曲线拟合确定修正系数。该修正系数随着着陆器速度线性变化, 速度越快修正系数越小, 速度越小修正系数越大。单波束修正形式为

$$\hat{v}_l = v_l + w_v \delta v_u u_{lv} \quad (3)$$

式中, v_l 为惯性导航解算的速度矢量; \hat{v}_l 为测速修正后的速度矢量; δv_u 为利用惯导解算的波束方向速度与测速之差; w_v 为某波束对应的测速修正系数。

2) 多波束融合修正。若两个或两个以上测速波束(含垂向速度估计)有效且符合测速引入范围, 则采用多波束融合修正的方法。考虑到某个测量周期内可能获得的有效波束数量并不相同, 需要对每一个有效测速波束分别计算误差, 然后将它们进行组合, 计算出速度修正误差矢量, 对惯性导航解算的速度进行融合修正。如果同时有 3 个或 3 个以上有

效波束, 就将测速信息转换为完备的三维速度误差修正量, 进行加权融合速度修正。如果有效波束数量是 2 个, 就只能降维修正, 进行二维平面内的加权融合速度修正。多波束融合修正形式为

$$\hat{v}_l = v_l + \sum_{i=1}^n (\delta \tilde{v}_{u_i} \tilde{v}_{l_i}) \quad (4)$$

式中, $\delta \tilde{v}_{u_i}$ 和 \tilde{v}_{l_i} 分别为转换后的速度修正新息和速度修正方向矢量; n 为速度修正的维数, 对于 2 个有效测速波束, $n = 2$, 对于 3 个或 3 个以上有效测速波束, $n = 3$ 。

3.3 软着陆过程的自主导航算法

软着陆动力下降过程采用了基于惯性导航配以单波束分时修正与多波束融合修正的自主导航方法。主减速段初期仅采用惯性导航算法; 为了保证高度方向的安全, 克服初始导航误差和地形不确定性的影响, 保证主减速段准确的对月高度, 主减速末期导航算法引入了测距修正。进入接近段, 着陆器开始保持相对稳定的对月姿态, 提供了良好的测速条件, 速度测量精度逐步提高; 制导对速度估计精度的要求越来越高, 导航算法引入了测速修正。考虑到发动机羽流激起的月尘可能会影响测速和测距敏感器的测量性能, 一旦进入缓速下降段, 也仅采用惯性导航算法。

4 软着陆自主制导方法

根据“嫦娥三号”探测器任务对软着陆的要求, 针对设计的主减速段、快速调整段、接近段、悬停段、避障段和缓速下降段飞行程序的需求, 提出了自适应动力显式制导、无迭代多项式粗避障制导以及内外环结合的精避障制导, 设计了快速调整制导。

4.1 自适应动力显式制导

根据主减速段消除较大的动力下降段初始水平速度的任务要求, 推进剂消耗优化是主减速段制导律的主要设计目标, 另外还要兼顾自主性和实时性以及衔接后续任务状态的设计要求。考虑到常推力线性正切制导律^[5]接近推进剂消耗最优, 且产生的姿态指令接近线性变化, 变化较为平缓, 有利于姿态控制的实现。由于原有的常推力线性正切制导律是针对航天飞机的上升过程提出的, 对终端状态控制精度要求并不高, 所以制导律并没有考虑存在的质量、推力和比冲不确定性的影响。

考虑到软着陆动力下降过程对速度和高度控制精度的要求是随着高度的降低越来越高, 针对此需

求和衔接后续任务状态的要求,提出了一种自适应动力显式制导方法,如图2所示。根据在轨测量信息,采用递推最小二乘方法,在轨估计发动机比冲、制导时间等参数,并通过终端状态和快速调整过程的预测,对制导目标进行自适应修正,以满足进入接近段的初始约束条件。在图2中,参数自适应部分,保证发动机推力比冲和初始推重比的估计值随着加速度测量数据的积累收敛到真值;而目标自适应部分,通过调整目标位置速度使得在末期嵌入了快速调整的主减速过程的预测位置速度不断接近目标位置速度;两部分结合保证了在快速调整后的位置速度收敛到目标位置速度。该制导方法不仅实现了推进剂消耗相对较少,还提高了系统对质量、推力和比冲等不确定性的适应性,提高了对终端目标的控制精度。

4.2 快速调整制导

快速调整段主要任务就是衔接主减速段和后续的接近段。为了平缓地从主减速段过渡到接近段,有必要快速调整着陆器的姿态和推力,保证接近段入口状态的需求。根据主发动机推力和着陆器姿态匀速过渡的要求,设计了推力大小和方向线性变化的制导律,制导参数利用实际的主减速段末端状态和接近段初始状态约束确定。由于主减速段的预测快速调整过程也使用了相同的制导律,保证了快速调整过程实际的状态变化和主减速段预测的基本一致,从而满足了接近段入口状态的约束。快速调整制导可以表达为

$$\begin{aligned} \lambda_p &= \text{unit}(\lambda_v + (t - t_\lambda) \dot{\lambda}_p) \\ a_p &= a_{b,f} + \dot{a}_p \cdot t \end{aligned} \quad (5)$$

式中, λ_p 为指令推力方向, λ_v 为参考推力方向, t 为制导时间, t_λ 为制导参考时间, $\dot{\lambda}_p$ 为指令推力矢量变化率, $\text{unit}(\cdot)$ 表示矢量的单位化, a_p 为指令加速度, $a_{b,f}$ 为主减速段末端加速度大小, \dot{a}_p 为指令加速度大小变化率。制导参数为: $\lambda_v = a_{b,i}$, $a_{b,f}$ 为主减速段末端加速度方向; $\dot{\lambda}_p = (a_{a,i} - a_{b,f})/\Delta t_p$, $a_{a,i}$ 为接近段目标加速度方向, Δt_p 为快速调整段时间,其受姿态机动最大角速度约束,由 $a_{a,i}$ 和 $a_{b,f}$ 的夹角确定; $t_\lambda = 0$; $\dot{a}_p = (a_{a,i} - a_{b,f})/\Delta t_p$ 。

4.3 无迭代多项式粗避障制导

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0。接近段需要保证光学成像敏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^[6],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,保证了光学成像敏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。综合考虑光学成像敏感器视场、推力大小、下降高度和接近段时间等约束,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

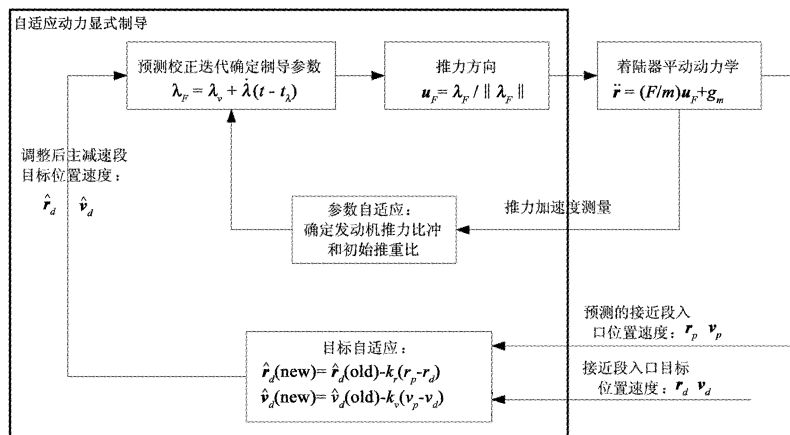


图2 自适应动力显式制导律示意图

Fig. 2 Diagram of adaptive powered explicit guidance law

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

$$a_{t_{Gz}} t_{go}^2 - (3v_{t_{Gz}} + v_{Gz}) t_{go} + 4(r_{t_{Gz}} - r_{Gz}) = 0 \quad (6)$$

式中, $r_{t_{Gz}}$, v_{Gz} 和 $a_{t_{Gz}}$ 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

$$a_{cG} = 12(r_{tG} - r_G)/t_{go}^2 - 6(v_{tG} + v_G)/t_{go} + a_{tG} \quad (7)$$

式中, r_{tG} , v_{tG} 和 a_{tG} 分别为制导系的位置、速度和加速度制导目标, r_G 和 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。

4.4 内外环结合的精避障制导

为了保证悬停及后续任务段制导的适应性和鲁棒性,悬停及后续任务段采用内外环结合的制导方式。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。

4.4.1 外环制导

1) 垂向控制

垂向采用PID控制方式,指令加速度为

$$a_{cmd_r} = c_{I_x}(r_c - r) + c_{P_x}(v_{r_c} - v_r) + c_{D_x}(a_c - a_r) + g_m \quad (8)$$

式中: c_{P_x} , c_{I_x} 和 c_{D_x} 为垂向PID参数, r_c 为制导目标高度, r 为导航高度, v_{r_c} , v_r 分别为垂向的指令速度和导

航速度, a_c 和 a_r 分别为垂向的指令和导航加速度。

垂向控制也可仅控制速度和加速度而不控制高度,能够适应悬停、避障和缓速下降段制导的需要。对于避障段,在垂向设计了基于时间的高度、速度、加速度跟踪目标轨迹,避障下降过程中实时跟踪该目标轨迹,可以更好地控制避障段的终端状态。

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

$$a_{cmd_h} = c_{P_h}(-v_{mL_h}) + c_{D_h}(-a_{L_h}) \quad (9)$$

式中, c_{P_h} 和 c_{D_h} 为水平方向PD参数, v_{mL_h} 和 a_{L_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指令加速度,就可以确定外环合加速度制导指令。

4.4.2 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^[7]的思想,水平方向采用了位置和速度的相平面控制方式,具体算法为:

1) 计算着陆点相对着陆器的位置

$$S_{ERR} = A(q)(r_{LI} - r_I) \quad (10)$$

式中, r_{LI} 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), 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

$$\dot{S}_{ERR} = A(q)(v_I - \omega_{I_m} \times r_I) \quad (11)$$

式中, ω_{I_m} 为月球自转角速度(惯性系), v_I 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。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。

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 “嫦娥三号”探测器软着陆飞行结果

2013年12月14日20时59分52秒,“嫦娥三号”探测器顺利进入着陆动力下降的主减速段,主发动机开启并达到最大推力状态,快速消减了水平速度,经过487 s后,速度和高度逐渐达到制导目标;21时08分32秒,进入快速调整段,迅速调整了姿态和推力,达到了预期目标;21时08分49秒,进入接近段,利用光学传感器获取了预定着陆区图像,确定并到达了安全着陆区;21时10分49秒,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;21时11分04秒,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;21时11分28秒,转入缓速下降段,保持了水平位置不变,缓速下降到了月面,最终实现了完美软着陆。

“嫦娥三号”探测器软着陆自主导航与制导的典型在轨飞行结果如图3~10所示。综合分析可知:1)主减速段,俯仰角由接近水平缓慢变化到65°,主发动机保持最大推力,最大效率减速,快速消减了水平速度,垂向速度先增大后减小,速度和高度逐渐接近制导目标;2)快速调整段,俯仰角迅速调整,推力迅速下降,达到接近入口状态;3)接近段,推力基本稳定,开始匀减速,俯仰角保持在设计标称值9°附近,保证了预定着陆区都在光学成像传感器视场内和测速导航传感器观测条件,着陆器逐渐接近并最终到达选定的着陆区上方约100 m高处;4)悬停段,推力与重力达到平衡,速度接近0,姿态基本保持垂直月面,满足了三维成像状态要求;5)避障下降段,推力下降,速度增大,之后推力增大,减速到约30 m,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,自主避障精度优于1.0 m;6)缓速下降段,推力与重力达到平衡,开始匀速下降,姿态保持垂直月面,保证了落月姿态和速度安全;7)引入多波束测距测速修正的自主导航,提供了着陆器相对月面的高度和速度等高精度估计信息,满足了高精度避障制导和落月状态安全的需求。

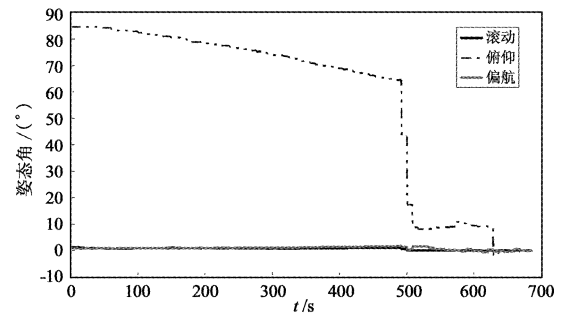


图3 着陆器相对当地天东北系的姿态角

Fig. 3 Lander's attitude angle relative to the local east-north-up frame

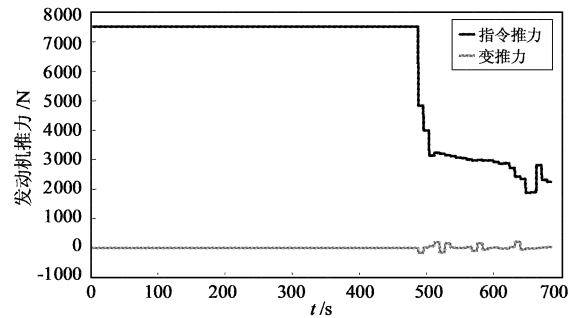


图4 制导推力和变推力指令

Fig. 4 Thrust and varied thrust command of guidance

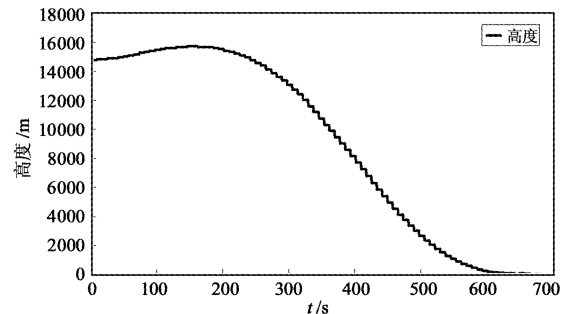


图5 着陆器相对月面的高度

Fig. 5 Lander's altitude with respect to lunar surface

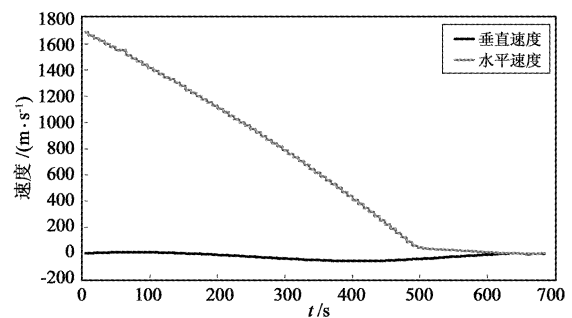


图6 着陆器相对月面的速度

Fig. 6 Lander's velocity with respect to lunar surface

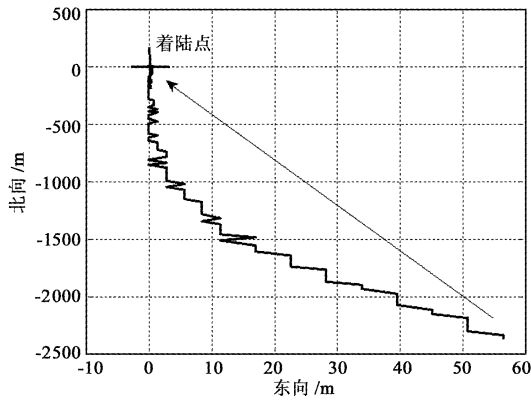


图 7 接近与粗避障过程着陆器相对着陆点水平位置

Fig. 7 Lander's horizontal position relative to the landing site for approach and large hazard avoidance phase

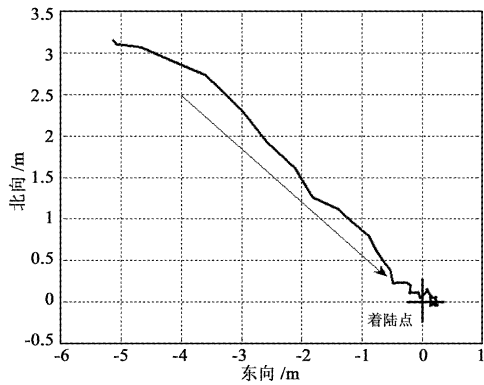


图 8 精避障过程着陆器相对着陆点的水平位置

Fig. 8 Lander's horizontal position relative to the landing site for small hazard avoidance phase

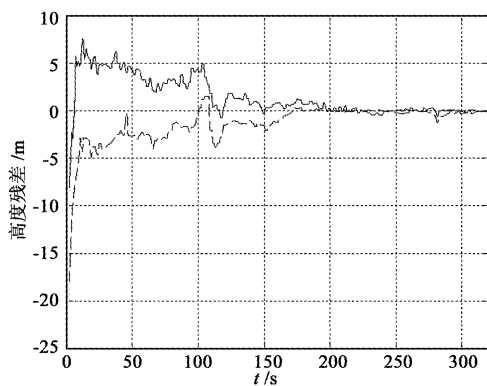


图 9 自主导航高度残差

Fig. 9 Altitude residual for autonomous navigation

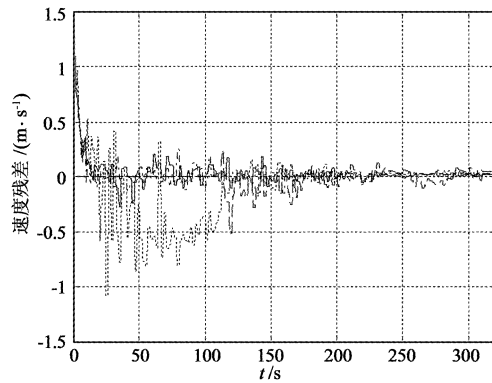


图 10 自主导航波束向速度残差

Fig. 10 Beam direction velocity residual for autonomous navigation

任务的成功实施。“嫦娥三号”探测器在轨自主导航与制导实际飞行结果表明:导航算法提供了高精度的状态估计,制导算法实现了高精度状态控制和有效避障机动,确保了软着陆落月的安全性和可靠性。

参 考 文 献

[1] Klumpp A R. Apollo guidance, navigation and control [R]. NASA R-695, 1971.

[2] Thomas F. Lunar landing and ascent trajectory guidance design for the autonomous landing and hazard avoidance technology (ALHAT) program[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2010, 136:2317-2336.

[3] Savage P G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design part 1: attitude algorithms [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(1): 19-28.

[4] Savage P G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design part 2: velocity and position algorithms [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(2): 208-221.

[5] McHenry R L, Brand T J, Long A D, et al. Space shuttle ascent guidance, navigation, and control [J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 1979, 27(1):1-38.

[6] Klumpp A R. Apollo lunar descent guidance [J]. Automatica, 1974, 10: 133-146.

[7] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1998: 168-175. [Tu S C. The satellite attitude dynamics and control [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1998: 168-175.]

作者简介:

黄翔宇(1976-),男,高级工程师,博士,主要研究方向为深空探测航天器自主导航、制导与控制。

通信地址:北京 2729 信箱 20 分箱(100190)

电话:(010)68744774

E-mail:huangxyhit@sina.com

6 结 论

“嫦娥三号”探测器设计了包含接力避障的软着陆飞程序,提出了高安全高可靠的自主导航与制导技术,确保了我国航天器首次在地外天体软着陆

(责任编辑:高莎)