嫦娥三号着陆器动力下降的制导导航与控制

张洪华^{①②}, 关轶峰^{①②*}, 黄翔宇^{①②}, 李骥^{①②}, 赵宇^①, 于萍^①, 张晓文^{①②}, 杨巍^①, 梁俊^①, 王大轶^{①②}

① 北京控制工程研究所, 北京 100190;

② 空间智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100190

* E-mail: guanyifeng163@163.com

收稿日期: 2014-01-20; 接受日期: 2014-03-01

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(CE-3)着陆器实现了我国首次地外天体软着陆任务, 着陆器的制导、导航与控制(GNC)系统是最重要的分系统之一. 为了保证着陆的高安全性, 对动力下降过程中的制导、导航、避障和姿态控制都提出了很高的要求. 针对 CE-3 着陆器的任务特点, 本文提出了自适应动力显式制导、多波束容错导航、分区四元数控制技术. 实际在轨飞行结果表明, 这些算法合理可行, 着陆器着陆精度高, 着陆姿态和速度优于需求, 圆满完成了软着陆任务. 本文全方位地介绍了 CE-3 着陆器在动力下降阶段, GNC 系统的要求、组成、算法以及典型在轨飞行结果.

关键词
嫦娥三号
着陆器
GNC
软着陆
月球

1 引言

月球是距离地球最近的天体, 是人类深空探测的第一站. 20 世纪 60 年代的月球探测达到了高潮, 1969 年, Apollo-11 飞船首次实现了载人登月. 20 世纪 90 年代, 各航天大国纷纷制定了月球探测计划. 我国探月工程总体规划, 在 2020 年前探月工程设想分为“绕、落、回”3 个发展阶段, 循序渐进实施^[1]. 2007 年, 嫦娥一号卫星实现了“绕”月目标.

嫦娥三号(CE-3)着陆器于 2013 年 12 月 2 日 1 时 30 分发射入轨, 14 日 21 时 11 分成功软着陆在月球虹湾地区, 实现了我国首次地外天体软着陆任务. GNC 系统自主完成了着陆器动力下降过程的制导、导航、避障和控制任务.

相对于美国和前苏联的月球着陆器, CE-3 着陆器有其自身的特点. 着陆器总质量约 4 t, 携带推进剂约 2 t, 动力下降制导律的设计要重点考虑推进剂消耗问题. 本文提出主减速制动阶段自适应动力显式制导, 在保证燃耗接近最优的同时, 提高系统对质量和推力等的适应性. 为了提高导航系统的可靠性, 系统配置了激光测距敏感器和微波测距测速敏感器, 在多冗余测距、测速信息处理方面, 提出了多波束容错导航来提高导航精度. 不同于 Apollo 飞船, 系统配置的 7500 N 变推力发动机, 其推力方向不可调节, 不能提供垂直推力方向的姿控力矩. 本文提出一种分区四元数控制方法, 抵消发动机干扰力矩的同时, 实现了制导目标姿态的高精度跟踪. CE-3 着陆器软着陆在月球指定区域, 各项指标优于需求, 验证了上

引用格式: 张洪华, 关轶峰, 黄翔宇, 等. 嫦娥三号着陆器动力下降的制导导航与控制. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 377–384
Zhang H H, Guan Y F, Huang X Y, et al. Guidance navigation and control for Chang'E-3 powered descent (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 377–384, doi: 10.1360/092014-43

述算法的有效性.

2 GNC 要求和系统概述

2.1 CE-3 着陆器飞行过程

CE-3 着陆器整个任务过程分为 5 个阶段: 发射段、地月转移段、环月段、动力下降段和月面工作段, 如图 1 所示.

1) 发射段. 从运载火箭地面点火到器箭分离之前的飞行过程.

2) 地月转移段. 与运载火箭分离到执行近月制动前的飞行过程.

3) 环月段. 从近月制动开始到动力下降前的飞行过程.

4) 动力下降段. 从高度 15 km 发动机开机至抵达月面的着陆过程.

5) 月面工作段. 发动机关机后进入月面工作段.

2.2 任务要求

CE-3 着陆器总体对 GNC 系统提出的动力下降主要任务要求如下.

1) 完成软着陆制动和下降任务, 着陆区域月面纬度 $44.1 \pm 1.5^\circ \text{N}$, 经度 $18.2 \sim 34.6^\circ \text{W}$, 着陆点精度要求在 6 km.

2) 具备一定程度上的安全着陆区域自主优选能力.

3) GNC 分系统自主控制变推力发动机和推力器工作确保着陆安全.

4) GNC 分系统设计需考虑推进剂排放不均匀等因素的影响.

5) 距离月面 1 km 以下, 着陆器姿态应满足中增益天线数据传输要求.

6) 着陆器着陆月面时, 姿态、速度和角速度控制精度满足指标要求.

2.3 动力下降过程和工作模式

月球着陆器动力下降过程, 一般要经历减速制动、障碍规避、缓速下降等若干过程^[2,3]. CE-3 着陆器规划的动力下降过程如下.

1) 主减速段. 距参考月面(启动着陆前选取的着陆区地形参考面)高度从约 15 到约 3 km, 进入主减速模式. 该段主要任务是减速制动, 减小着陆器约 1.7 km/s 的速度至约 70 m/s, 高度下降至约 3 km.

2) 快速调整段. 距实际月面高度从约 3 km 到约 2.4 km, 进入快速调整模式. 该段主要任务是快速衔接主减速和后续的接近段, 快速姿态机动到接近段入口姿态, 发动机推力同步减到低推力水平.

3) 接近段. 距实际月面高度从约 2.4 km 到约 100 m, 进入接近模式. 该段主要任务是粗避障. 根据粗避障的要求, 为了保证光学成像敏感器视场对准着陆区域, 设计了满足特定姿态和下降轨迹要求的接近目标着陆区轨迹, 着陆器采用 45° 接近直线下降方式逐步接近着陆区, 通过光学成像敏感器检测大障碍, 确定安全着陆区并避障, 最终到达着陆区上方约 100 m 高度, 相对月面速度接近于 0 m/s.

4) 悬停段. 距实际月面高度 100 m 左右, 进入悬停模式. 该段主要任务是对着陆区域的精障碍检测. 保持着陆器处于悬停状态, 利用三维成像敏感器对着陆区进行观测, 选择安全着陆点.

5) 避障段. 距实际月面高度从约 100 到约 30 m, 进入避障模式. 该段主要任务是精避障和下降. 根据选择的安全着陆点, 着陆器下降到安全着陆点上方 30 m, 相对月面下降速度为 1.5 m/s, 水平速度接近于 0 m/s.

6) 缓速下降段. 距实际月面高度从约 30 m 到约 2 m, 进入缓速下降模式. 该段主要任务是消除水平速度, 保证着陆器姿态垂直月面, 平稳缓速下降, 着陆月面的速度和姿态满足要求.

7) 自由落体. 距实际月面高度从约 2 m 到接触月面, 进入无控模式. 在高度 2 m 处收到关机敏感器信号后, 关闭发动机和推力器, 着陆器自由下降到月面.

图 1 (网络版彩图) CE-3 着陆器飞行过程示意图

2.4 系统组成

1) 传感器. 星敏感器、陀螺、加速度计、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。

2) 执行机构. 1 个 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 推力器用于水平机动控制和姿态控制。

3) 控制器. 中心控制单元(CCU), 包括控制计算机、图像处理、二次电源、分系统供配电。

GNC 系统的结构框图, 如图 2 所示。

3 制导

动力下降各个阶段, 根据任务需求, 设计了不同的制导律。

3.1 主减速段制导

主减速段是软着陆过程用时最长、推进剂消耗最多的任务段。该段的主要任务是消除较大的动力下降段初始水平速度(约 1.7 km/s), 因此推进剂消耗优化是该段制导律的主要设计目标, 另外还要兼顾自主性和工程可实现性要求。线性正切制导律^[4]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。基于线性正切制导律, 主减速段提出了一种自适应动力显式制导方法, 如图 3 所示。根据在轨加速度测量信息, 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。该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。

图 3 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而收敛到真值; 目标自适应部分, 通过调整目标位置速度, 使得主减速末期嵌入了快速调整过程后, 预测的终端位置速度不断接近目标位置速度; 两部分相结合, 保证了在快速调整后的位置速度逐步收敛到目标值。

3.2 快速调整段制导

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。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, 提出了利用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。由于主减速段预测快速调整过程时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。

3.3 接近段制导

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 m/s。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^[5], 接近段提出了一种改进的多项式制导算法, 在满足多约束的情况, 可解析计算出了制导时间, 不需要迭代求解, 简化了计算过程, 提高了算法的稳定性; 同时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。经过对月表图像的分析, 重置安全着陆点, 实现一定范围内的着陆机动, 完成粗避障。

图 2 GNC 系统的结构框图

图3 主减速段自适应动力显式制导示意图

3.4 悬停段制导

悬停段的主要目的是利用三维成像敏感器对着陆区域进行精障碍检测, 给出安全着陆点相对成像时刻着陆器下点的位置信息. 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, 三个方向目标速度为 0 m/s , 高度方向加速度为 0 m/s^2 . 为了保证悬停及后续任务段制导的适应性和鲁棒性, 悬停及后续任务段的制导采用了外环制导(PID)和内环制导(采用位置和速度的相平面控制)相结合的方式. 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.

3.5 避障段制导

避障段的主要任务是精确避障和下降. 根据悬停段给出的安全着陆点相对位置信息, 水平机动到选择的安全着陆点上方, 控制终端水平速度为 0 m/s ; 着陆器下降到着陆点上方约 30 m , 终端相对月面下降速度为 -1.5 m/s . 避障段制导律与悬停段制导律类似, 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. 避障段初始, 在垂直方向上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.

3.6 缓速下降段制导

缓速下降段主要考虑到着陆安全性, 为了保证着陆月面的速度和姿态控制精度, 尽可能以较小的设定速度匀速垂直下降, 消除水平速度和加速度, 直到收到关机敏感器信号. 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 . 缓速下降段制导律与悬停段制导律结构形式一样, 区别在于制导参数不同. 水平方向目标速度为 0 m/s , 位置控制目标为进入缓速下降段初始时刻的着陆器位置. 垂直方向, 高度 20 m 以上控制速度和加速度; 高度低于 20 m , 只控加速度且指令加速度稍小于当地月球引力加速度, 以提高着陆器安全下降的可靠性.

4 导航

动力下降段采用惯性导航配以测距测速修正的导航算法, 如图4所示. 动力下降初期采用纯惯性导航; 为了克服地形不确定性的影响, 保证主减速结束后准确的对月高度, 主减速后期引入测距修正; 快速调整段结束后, 着陆器保持相对稳定的对月姿态, 速度精度要求越来越高, 此时引入测速修正; 缓速下降段, 由于着陆器距月面高度较低, 发动机羽流激起月尘对测速和测距传感器会造成不利影响, 因此这一阶段又恢复为纯惯性导航.

图4 自主导航算法流程

4.1 惯性导航

动力下降过程采用的基本导航方法是惯性导航。依靠着陆器配置的 IMU(含陀螺和加速度计)提供的角速度和非引力加速度测量数据,使用平动和转动运动学方程积分,外推计算着陆器的姿态、位置和速度。惯导系统中主要的误差源包括:

1) 初始基准误差。初始位置和速度是由地面测控系统给出,位置精度约 1 km,速度精度约 1 m/s。初始姿态是由星敏感器给出,误差约几十角秒。

2) IMU 误差。包括 IMU 安装误差以及测量误差。CE-3 着陆器在地月转移期间对 IMU 的各种误差进行了在轨标定。

3) 引力场模型误差。引力场模型选用的是二体模型,对于动力下降短暂的 12 min 来说,二体引力场模型的误差造成的高度计算误差不超过 60 m,在可接受范围内。

4) 积分步长带来的误差。从提高惯导精度的角度,希望 IMU 的采样周期越短越好。受限于着陆器设备的能力,不可能做到很高的采样频率,因此对于姿态解算采用了四子样算法^[6]。

4.2 测距修正和多波束融合

CE-3 着陆器配置了 1 台激光测距敏感器和 1 台微波测速测距敏感器,2 台敏感器都可以测量各自波束向至月面的距离,用以对惯导高度进行修正。

对于某波束来说,建立着陆器垂直通道的运动学方程和测距敏感器量测方程,采用卡尔曼滤波方法计算增益矩阵。根据惯导性能、测距敏感器性能和月面起伏情况,针对不同高度计算稳态增益矩阵,用随高度变化的曲线函数对它们的变化趋势进行拟合,得到装订在控制计算机上的增益矩阵函数。

当激光和微波测距敏感器都有有效信号输出时,采用融合加权修正的方法:将两者各自计算出的高度修正量进行加权平均,然后再用于位置的修正。加权系数是根据 2 套修正系统卡尔曼滤波方差矩阵的迹来进行计算的。

4.3 测速修正和多波束融合

CE-3 着陆器的速度修正,是通过微波测距测速敏感器中测速波束的数据来进行的,该敏感器能够提供三个独立的测速波束和一个兼具测距和测速功能的波束。另外,4.2 节高度估计算法中也能提供垂直速度的估计值,该垂直速度估计也可以作为一个方向的“波束”被引入到测速修正中。由于有多个波束的存在,每一个时间点上获得的波束数量并不一定相同,因此在测速修正策略上,采用单波束计算误差-多波束组合修正的方式来实现。

单波束误差的计算。建立着陆器运动学方程和微波测速量测方程,采用卡尔曼滤波方法计算增益矩阵。与测距修正类似,首先获得不同测速波束下的稳态增益,然后用随速度变化的曲线对它们进行拟合,最终获得增益矩阵的装订函数。

多波束的组合修正。根据飞行状态的不同,每一个测量周期内可能获得的有效波束数量并不相同。对每一个有效波束分别计算误差,然后将它们进行组合,计算出速度修正误差矢量,对着陆器的速度进行修正。显然,一个周期内若有 3 个或 3 个以上有效波束时,可以得到完备的三维速度误差修正量。当有效波束数量降低到 3 个以下时,只能获得降维的速度修正:2 个波束有效时,可以获得二维(平面内)速度修正;1 个波束有效时,只能获得一维(单方向)速度修正。

5 控制

CE-3 着陆器软着陆期间的姿态控制,具有以下特点:由于着陆过程推进剂消耗较多,带来惯量时变的质量特性;贮箱推进剂消耗不均匀性导致质心变化,或者发动机推力方向偏斜,都会产生较大且变化的干扰力矩;制导律在不同模式下,根据任务功能需求给出不同的制导目标姿态,动力下降期间俯仰姿态机动约 90°,姿态控制需要尽快跟踪制导目标姿态;姿控系统配置了 10 N 和 150 N 推力器,控制律应充

分发挥两种推力器协调工作的能力. 基于上述特点, 设计了如下姿态控制律.

5.1 分区四元数控制

已知着陆器当前姿态四元数, 制导律给出目标姿态四元数, 计算误差四元数, 得到本体三轴的角度控制偏差. 将姿态控制的相平面划分为 2 个区域: 标称角速度控制区、角度和角速度控制区, 如图 5 所示. 姿态角偏差大于某阈值 θ_m 时, 进行目标为 $d\theta r$ 的角速度控制, 采用角速度偏差的 PI 控制; 否则, 采用姿态角偏差的 PID 控制律.

5.2 积分项的考虑

对于 PID 控制系统, 积分项的作用主要是用于抵消低频缓变的干扰力矩, 改进系统在低频扰动下的行为. 动力下降前, 根据前一次轨控结束时积分项的保留值, 对本次积分项初始值进行调整, 则可以有效减少稳态过渡过程时间, 提高姿控精度. 当相点由角速度控制区进入角度控制区后, 将角速度偏差的积分项作为角度偏差积分项的初值, 可以缩短系统进入稳态的时间.

5.3 喷气控制实现

文献[7]中提出了一种脉宽调制(PWM)方法, 其在功能上可以代替伪速率调制器(PRM). CE-3 着陆器 PID/PI+PWM 姿控系统框图如图 6 所示.

5.4 10 N 推力器+150 N 推力器联合控制

根据 PID/PI 计算所需要的控制力矩, 分 3 种情况进行脉宽调制.

图 5 分区控制示意图

图 6 CE-3 着陆器动力下降姿控系统框图

1) 若计算控制力矩小于 10 N 推力器提供的姿控力矩, 则进行 10 N 推力器的脉宽调制, 150 N 推力器脉宽设置为 0.

2) 否则若计算控制力矩小于 150 N 单份推力器提供的姿控力矩, 则 10 N 推力器脉宽设置为 0, 进行 150 N 单份推力器的脉宽调制.

3) 否则, 10 N 推力器脉宽设置为 0, 进行 150 N 双份推力器的脉宽调制.

CE-3 着陆器动力下降姿态控制律的详细设计分析和参数选取等将另文发表.

6 典型飞行结果

6.1 动力下降前的飞行过程

2013 年 12 月 2 日 1 时 30 分, CE-3 着陆器由运载火箭直接送入到地月转移轨道; 12 月 2 日 15 时 50 分, 采用 8×150 N 推力器进行了第一次中途修正; 12 月 3 日 16 时 20 分, 采用 7500 N 发动机进行了第二次中途修正; 12 月 6 日 17 时 47 分, 采用 7500 N 发动机实施了近月制动, 着陆器进入半长轴 100 km 的环月轨道; 12 月 10 日 21 时 20 分, 采用 8×150 N 推力器实施了环月降轨, 着陆器进入 $100 \text{ km} \times 15 \text{ km}$ 的环月轨道; 12 月 14 日 20 时 59 分 52 秒, 动力下降开始.

6.2 初始状态

着陆器动力下降初始状态: 经度 19.0464°W , 纬度 28.9989°N , 高度 14.8 km, 速度 1695.7 m/s, 俯仰姿态角 85° , 着陆器质量 2822 kg, 7500 N 发动机常值推力 7523 N.

6.3 动力下降飞行结果

1) 12 月 14 日 21 时 11 分 17 秒, 着陆器安全着陆月面. 动力下降软着陆过程用时约 685 s, 各模式

的维持时间分别为: 主减速模式 487 s, 快速调整模式 16 s, 接近模式 125 s, 悬停模式 16 s, 避障模式 22 s, 缓速下降模式 19 s.

2) 着陆器机械系(本体系统 X 轴旋转 -45° 得到)相对当地天东北系的姿态角如图 7 所示, 主减速末期俯仰角 65° , 接近段俯仰角在 9° 附近. 本体姿态角控制偏差如图 8 所示, 稳态角度偏差在 1° 以内. 本体角速度如图 9 所示, 稳态角速度在 $0.5^\circ/\text{s}$ 以内.

3) 着陆器高度如图 10 所示, 速度曲线如图 11 所示, 垂直速度向下最大为 56.75 m/s .

图 7 姿态角

图 8 姿态角控制偏差

图 9 角速度

图 10 高度

图 11 速度

4) 发动机指令推力和变推力如图 12 所示, 变推力范围($-162, 214 \text{ N}$). 动力下降过程推进剂消耗为约 1.4 t .

5) CE-3 着陆器实际着陆点为 (19.5116°W , 44.1214°N), 相对于动力下降前预估的着陆点, 着陆精度优于 1 km . 触月时水平速度、垂直速度、角速度和姿态角等均优于指标要求.

7 结论

针对 CE-3 着陆器的任务特点和 GNC 系统的功能性能要求, 提出了自适应动力显式制导、多波束容

图 12 发动机推力

错导航、分区四元数控制技术. 在轨飞行数据表明, 着陆精度高, 着陆姿态和着陆速度满足需求, 圆满完成了我国首次月球软着陆任务.

参考文献

- 1 叶培建, 彭兢. 深空探测与我国深空探测展望. 中国工程科学, 2006, 8: 13–18
- 2 Klumpp A R. Apollo Lunar Descent Guidance, R-695. Cambridge: Charles Stark Draper Laboratory of Massachusetts Institute of Technology, 1971. 1–4
- 3 Lee A Y, Ely T, Sostaric R, et al. Preliminary design of the guidance, navigation, and control system of the altair lunar lander. AIAA 2010-7717
- 4 McHenry R L, Brand T J, Long A D, et al. Space Shuttle ascent guidance, navigation, and control. Journal of the Astronautical S, 1979, 27: 1–38
- 5 Klumpp A R. Apollo lunar descent guidance. Automatica, 1974, 10: 133–146
- 6 Savage P G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design part 1: Attitude algorithms. J Guid Control Dynam, 1998, 21: 19–28
- 7 王寨, 李铁寿, 王大轶. 探月卫星变轨时的姿态控制研究. 航天控制, 2005, 23: 11–14

Guidance navigation and control for Chang'E-3 powered descent

ZHANG HongHua^{1,2}, GUAN YiFeng^{1,2}, HUANG XiangYu^{1,2}, LI Ji^{1,2}, ZHAO Yu¹, YU Ping¹, ZHANG XiaoWen^{1,2}, YANG Wei¹, LIANG Jun¹ & WANG DaYi^{1,2}

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

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

It is the first time for Chang'E-3 lander landing on an extraterrestrial celestial body in China. Guidance, navigation and control system is one of the most important systems. Guidance, navigation, hazard avoidance and attitude control are demanded strictly for safe landing during powered descent. Adaptive powered explicit guidance, multibeam fault-tolerant navigation and partition quaternion control are proposed for Chang'E-3 mission. The results in orbit show that these techniques are reasonable. The landing mission is successful and the performances of landing precision, attitude and velocity are better than the corresponding requirements. This paper presents requirement, composing and technique of Chang'E-3 GNC system and results in orbit.

Chang'E-3, lander, GNC, soft landing, moon

doi: 10.1360/092014-43