嫦娥五号着陆上升组合体GNC系统设计与实现

于萍^{1*}, 张洪华^{1,2}, 李骥^{1,2}, 关轶峰^{1,2}, 王立¹, 赵宇¹, 陈尧¹, 杨巍¹, 于洁¹, 王华强¹, 王志文¹, 王泽国¹, 王磊¹, 张晓文^{1,2}, 陈上上^{1,2}, 胡洪凯¹, 徐建¹

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: yup123yup@163.com

收稿日期: 2021-03-20; 接受日期: 2021-04-30; 网络版发表日期: 2021-07-08

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 嫦娥五号(CE-5)着陆上升组合体实现了我国首次月球着陆并起飞的任务, 着陆上升组合体的制导、导航与控制(GNC)系统是最重要的分系统之一。为了满足任务的重量要求、安全性要求和智能需求, GNC系统开展了轻量一体化设计, 单一控制系统即可满足着陆、起飞、交会的全过程任务需求; 以分层控制器为核心构建了高速鲁棒视觉避障系统, 有效地节约了燃料并确保了着陆安全; 在上升任务中首次实现了月面定姿定位及轨道自主入射, 而交会过程主要依靠轮控保证姿态稳定度; 此外, 系统还具有全功能冗余和自主管理能力, 提升了故障检测率和故障隔离能力。本文介绍了着陆上升组合体GNC系统的设计要点和实现情况。

关键词 嫦娥五号, 着陆上升组合体, GNC, 月球

1 引言

嫦娥五号探测器完成了月面无人自动采样返回任务, 标志着探月工程^[1]圆满收官, 中国全面掌握了月面无人自动采样返回技术。嫦娥五号探测器由返回器、轨道器、着陆器和上升器组成。月面着陆和上升是任务中的关键一环, 由着陆器和上升器在着陆上升组合体GNC系统的控制下完成的。着陆上升组合体(着陆器+上升器)在2020年12月1日完成了月面软着陆, 上升器在2020年12月3日完成了月面起飞, 并于2020年12月6日作为被动飞行器与轨道器完成了交会对接。着陆上升组合体的成功运行, 使得嫦娥五号成为继苏联

1976年Luna-24号之后, 21世纪首颗完成月面着陆及上升任务的无人航天器, 也是我国第一个具备月面着陆、起飞和被动交会对接功能的航天器。

月面起飞入轨只有苏联和美国实施过。苏联月面上升入轨的控制目标是直接月地返回, 控制系统较简单。而美国月面上升任务是在有航天员参与的条件下去进行的。嫦娥五号任务是世界上首次无人控参与的精确进入环月交会轨道的任务, 对GNC系统的性能与自主性要求更高。

嫦娥五号是我国最复杂的探月航天器, 对可靠性和重量都有着非常严苛的要求: 着陆与上升过程的不可逆性要求GNC系统具有高度的自主性; 下降过程中

引用格式: 于萍, 张洪华, 李骥, 等. 嫦娥五号着陆上升组合体GNC系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 763–777

Yu P, Zhang H H, Li J, et al. Design and implementation of GNC system of lander and ascender module of Chang'e-5 spacecraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 763–777, doi: 10.1360/SST-2021-0104

要执行智能避障任务来确保着陆安全性。为此, GNC系统开展了轻量一体化设计, 单一控制系统即可满足着陆、起飞、交会的全过程任务需求; 以分层控制器为核心构建了高速鲁棒视觉避障系统, 有效地节约了燃料并确保了着陆安全; 首次执行了月面定姿定位和自主轨道入射任务, 并作为被动飞行器实现了与轨道器的环月轨道对接。此外, 系统设计有全功能冗余和自主管理能力, 以提高故障检测率和故障隔离能力。

2 任务要求

2.1 着陆上升组合体的飞行过程

嫦娥五号探测器的飞行全过程与着陆上升组合体GNC系统有关的主要飞行阶段有: 环月飞行段、着陆下降段、月面工作段、月面上升段和交会对接段。

(1) 环月飞行段: 从探测器系统进入环月圆轨道, 至着陆器动力下降起始点。

(2) 着陆下降段: 从着陆器距月面15 km动力下降起始点, 至着陆到月面。

(3) 月面工作段: 从着陆上升组合体着陆在月面, 至上升器点火起飞。

(4) 月面上升段: 从上升器点火起飞, 至上升器到达15 km×180 km的目标轨道。

(5) 交会对接段: 从上升器进入15 km×180 km轨道, 至上升器与轨道器分离。

2.2 功能需求与分析

着陆上升组合体GNC系统的主要功能有: 环月太阳定向、轨道机动、月面软着陆控制、月面定位定姿、上升入轨控制、环月定向交会等。

相对于CE-3着陆器, CE-5着陆上升组合体GNC系统新的功能需求主要有以下4点:

- (1) 需具备月面定姿(定位)能力;
- (2) 需完成动力上升段的自主制导、导航与控制任务;
- (3) 需完成交会对接被动目标器(上升器)的姿态与轨道控制;
- (4) 需完成多航天器(着陆上升组合体)和单一航天器(上升器)的制导、导航与控制任务。

根据CE-5着陆上升组合体GNC子系统相对CE-3任务新增功能需求情况, 分析新增设计需求如下。

(1) 动力下降

动力下降过程, 在CE-3产品配置的基础上, 为适应有可能的崎岖着陆航程, 并提高系统测速功能的可靠性, 避免对微波单一体制产品的依赖, 增配激光测速敏感器。此外, 需要在CE-3的基础上开发快速图像处理系统, 压缩悬停避障时间以节约燃料。

(2) 动力上升与月面定姿(定位)

从对国外相似型号^[2]的上升及月面任务的产品配置的调研情况来看, 动力上升和月面定姿(定位)使用陀螺、加速度计和星敏感器可以完成任务, 不需要增配新的敏感器。但考虑到着陆过程中存在月尘污染, 需要对星敏感器进行防尘保护, 需增配星敏防尘机构。以着陆器为平台进行起飞, 考虑到着陆器本身落月姿态的偏斜, 需要较大角速度的陀螺以迅速调整上升器姿态。动力上升过程与着陆过程可复用显示制导律。考虑到入轨后仍有机会通过轨道调整来保证交会对接远程导引精度, 因此上升过程仅依靠惯导系统进行导航, 不需要引入其他测量敏感器。除产品新增配置需求外, 还需要开发月面定姿定位算法和上升入轨算法。

(3) 交会对接的目标飞行器控制

根据交会时0.001°/s的姿态稳定度控制要求, 系统不能像CE-3着陆器那样只配置推力器, 而是需要增配动量轮, 考虑到上升器惯量较小, 可配置4个4 N·ms动量轮。同时, 需配置交会对接敏感器。

在新增功能和产品的同时, 因着陆上升组合体GNC系统的重量要求与CE-3着陆器GNC系统相当, 而可靠度要求却有显著提升。显然, 系统的轻小化和高可靠设计是着陆上升组合体GNC系统设计的要点。

3 系统设计

3.1 功能分配原则

探测器从环月轨道着陆至月面时有效着陆质量与所需燃耗比近似为1:1, 从月面上升回到环月轨道时有效上升质量与所需燃耗比近似为1:1。据此, GNC系统设计的一个基本原则是: 交会所需功能中, 着陆上升用不到的, 应尽量分配给轨道器完成; 着陆所需功能中, 上升用不到的, 应分配给着陆器。只有当同一功能“在轨道器上实现所需质量”与“在着陆器上升器上实现所需质量”的比值超过4:1时, 才考虑在着陆器上升器上

实现. 只有当同一功能“在着陆器实现所需质量”与“在上升器上实现所需质量”的比值超过2:1时, 才考虑在上升器上实现.

GNC系统设计时, 遵照了上述原则. 例如, 着陆上升组合GNC系统作为被动目标飞行器, 而不是主动追踪器. 这样可以避免着陆上升组合体携带大量交会对接设备和燃料去完成动力过程, 而额外消耗动力燃料. 而着陆过程使用的产品均应布置在着陆器上, 以减小月面上升时的系统重量.

3.2 一体化系统架构

着陆上升组合体GNC系统需要完成着陆器+上升器的组合体状态控制, 也需要完成上升器的单器控制. 在系统设计上, 采用了一体化的设计思路(图1).

(1) 着陆上升组合体GNC系统采用了主从式控制系统结构, 主控制器(中心控制单元CCU)和从控制器(图像处理单元IPU)分别是上升器和着陆器的控制核心. 通过合理划分控制器功能和产品配置, 优化了系统重量(含燃料)分配.

主控制器负责飞行全过程的制导、导航与控制, 及上升器产品供配电等管理功能; 从控制器负责月面地形感知及着陆器产品供配电等管理功能.

上升器配置惯性传感器、动量轮及主控制器; 着陆器上仅配置着陆传感器及从控制器, 复用上升器的惯性传感器及主控制器.

(2) 控制器采用热备份冗余方式, 确保可靠性和实时不间断.

根据动力过程的不可逆与实时性需求, 主控制器采用三机热备份的控制器来保障, 确保故障下制导、导航、控制计算无间隙切换.

从控制器采用双机热的方式, 确保故障时可以快速切换至备份控制器, 相对于冷备份, 有效地减小了探测器悬停(月面地形识别时传感器工作保障条件)时间, 节约能耗.

(3) 区分信息传播路径的关键性度, 在优先确保动力过程可靠性的前提下, 进行必要的信息路径整合.

着陆敏感器信息、推进控制等动力过程关键信息, 即便产品位于着陆器, 也不通过从控制器进行梳理, 而是采用冗余路径直连主控制器, 避免关键环节的节点增加降低可靠性.

供配电及遥控遥测等动力过程关键度低的信息通过从控制器梳理整合统一管理, 去冗余以减少系统重量.

(4) 动力过程关键敏感器全部采用异构备份, 且选用不同生产商, 最大限度避免共因失效, 提升系统的可靠性和环境适应能力.

IMU采用激光陀螺和光纤陀螺, 测速信息采用激光和微波两种体制, 测距信息采用激光和微波两种体制, 障碍识别采用光学图像和激光高程两种体制, 关机敏感器采用伽马测高和触地开关两种方式. 考虑到着陆地形对着陆安全性的重要影响, 配置了两个光学障碍识别敏感器, 生产厂家亦不同. 考虑到关机信号的重要性, 伽马测高信号为3路冗余备份, 触地开关信号为4路, 每路都是双触点备份.

(5) 基于时间表的双异步串口并行调度策略: 出于继承性考虑, 敏感器接口设计上采用了异步串口. 系统增配较多产品后, 按照串口依次通信的传统做法会导致系统控制周期时序裕度不足. 为解决这一问题, 组合体GNC系统设计上采用了两个异步串口, 1个异步串口与上升器产品通信, 另1个异步串口与着陆器产品通信. 由于上升器产品和着陆器产品在着陆过程中都需使用, 为节约通信时间, 软件上设计了基于时间表的调度策略, 使得两个异步串口同步并行工作, 节约通信时间.

(6) 执行机构的复用: 根据减重的基本原则, 结合整器构型布局和控制力矩需求情况, 着陆过程和上升过程共用上升器的10 N姿控发动机.

3.3 产品配置与信息流

综合任务需求和设计原则, 着陆上升组合体GNC系统配置的产品如下所述.

图1 (网络版彩图)着陆上升组合体构型与月面起飞示意图
Figure 1 (Color online) Configuration of the lander and ascender module and the scheme of lunar lift off.

(1) 传感器: 太阳敏感器组件、星敏感器3个、激光IMU(内含3个陀螺和3个石英加速度计)、光纤IMU(内含3个陀螺和3个石英加速度计)、微波测距测速敏感器、激光测距敏感器、激光测速敏感器、激光三维成像敏感器、光学成像敏感器、着陆地形敏感器和伽马关机敏感器, 此外安装在着陆缓冲足垫上触地开关也为GNC提供关机信号。

(2) 执行机构: 上升器配置一个3000 N的变推力发动机用于轨道控制; 8个120 N推力器用于大干扰下的姿态控制, 小干扰下的姿控使用12个10 N推力器。着陆器配置一个7500 N的变推力发动机用于轨道控制; 8个150 N推力器用于水平机动控制和8个150 N推力器用于大姿态干扰下的姿态控制, 小姿控推力器复用上升器的10 N推力器(图2)。4个动量轮用于交会时姿态控制, 2个防尘机构用于星敏遮蔽月尘。

(3) 控制器: 中心控制单元、图像处理单元(图3)。

CCU直接采集并处理上升器上的传感器信息, 进行制导导航控制算法的运算, 输出动量轮控制电压, 驱动星敏防尘机构, 通过着陆器和上升器上的推进综合控制单元, 控制着陆发动机、上升发动机及推力器开关。

IPU接收CCU发送的安全点识别所需的辅助数据、着陆导航敏感器的加断电控制指令, 根据CCU指令信息控制着陆导航敏感器的加断电, 对光学图像数据与激光地形数据进行处理, 产生着陆安全点信息, 根据指令将安全点信息提交给CCU。

此外, CCU还是上升器上GNC产品的供配电及遥测遥控管理中心, IPU也是着陆器上GNC产品的供配电及遥测遥控管理中心。

3.4 主要产品及技术指标

着陆上升组合体GNC产品配置有激光IMU和光纤IMU, 陀螺的短时零偏稳定性指标要求均为 $0.05^\circ/\text{h}$ (3σ), 加速度计的短时零偏稳定性指标要求均为 $3 \times 10^{-5} g_0$ (3σ)。产品重量分别为7和6.4 kg。

小型星敏感器^[3](图4)基于APS器件和FPGA+RISC电路设计, 采用“框架组合环绕式”的结构形式, 实现了 $3''(3\sigma)$ 的测量精度, 重量2 kg, 阳光抑制角 26° 。

星敏防尘机构^[3]由驱动组件、防尘盖、支撑环、支撑杆、中间梁、弹性限位、行程开关、硅橡胶密封圈等组成。与星敏感器之间不直接连接, 与星敏遮光罩之间留有3 mm的间隙, 此间隙被星敏整机热控多层整体包覆, 封堵月尘在此间隙通过的路径。

激光测速敏感器为全光纤结构(图5), 使用1550 nm光纤激光器, 基于相干测量的方法, 实现3个波速方向的分时速度测量。作用距离: $4 \text{ m} \sim H$ ($H \geq 3 \text{ km}$); 速度小于15 m/s时精度优于15 cm/s (3σ); 速度大于15 m/s时精度优于 $1\%V$ (3σ); 重量6 kg。

微波测距测速敏感器(图6)工作在Ka频段, 具有点频连续波测速和脉冲多普勒测距能力。具有3个测速波束, 2个测距波束(近距离测距波束在小距离下兼具测速功能)(表1), 用于动力下降过程中向CCU提供相对

图2 (网络版彩图)着陆器(a)和上升器(b)推力器布局图

Figure 2 (Color online) Thruster mounting of the lander (a) and ascender (b).

图 3 (网络版彩图) GNC系统的信息流图

Figure 3 (Color online) Message flowchart of the GNC system.

月面的速度和距离信息。产品由26个子部件组成,通过整器装配后形成完整功能产品,总重14 kg。

激光测距敏感器基于激光脉冲式测距原理,工作波长1064 nm,实现了两个正交波束(近距波束和远距波束)的距离测量。测量波束方向与微波测距测速敏感器的测距波束同向。近距15 m~4 km,远距1.5~25 km,测量精度0.2 m ($R \leq 500$ m), $0.15 \text{ m} + 0.0001R$ ($R \geq 500$ m) (3σ)。产品重量7 kg。

激光三维成像敏感器采用1064 nm的光纤激光器(图7),利用二维扫描和多元接收方案获得视场内各点的斜距。视场 $30^\circ \times 30^\circ$,全视场扫描时间250 ms。平面分

辨率优于 $0.2 \text{ m} \times 0.2 \text{ m}$ (100 m高度),斜距测量精度优于0.15 m (3σ)。重量12.5 kg。

光学成像敏感器(图8)工作在可见光频段,波长600~800 nm,视场 $30^\circ \times 30^\circ$ 。当组合体距月面约1 km高度时,光学成像敏感器根据IPU控制指令工作,提供特定着陆区域的月面图像数据,图像处理功能集成在IPU中。产品重量1 kg。着陆地形敏感器的功能用途与光学成像敏感器完全相同,但研制单位及设计有所不同,以规避共因故障。

伽马关机敏感器由发射器和接收处理器组成,安装在探测器底板。发射器中的 γ 源向月面辐射 γ 光子,

图 4 星敏感器与防尘机构模型图
Figure 4 Star tracker and cover model.

图 5 激光测速敏感器波束指向与模型图
Figure 5 Beam pointing and model of laser velocimeter.

图 6 微波测距测速敏感器波束指向及整器安装示意图
Figure 6 Beam pointing and mounting schme of radar altimeter and velocimeter.

表 1 微波测距测速传感器指标

Table 1 Requirements for the radar altimeter and velocimeter

波束	作用距离	最大入射角 (°)	精度要求(1σ)
R1/R2/R3	2 m~6 km	60	速度测量精度: 0.33% V (15~300 m/s, -100~-15 m/s) 0.05 m/s (-15~15 m/s)
R4	1.9~16 km	45	距离测量精度: 0.33% R
R5	15 m~6 km	60	距离测量精度: $R>121$ m时为0.33% R ; $R\leq 121$ m时为0.4 m 速度测量精度小于0.2 m/s ($15\text{ m}\leq R\leq 2100\text{ m}$)

图 7 激光测距敏感器和激光三维敏感器模型图
Figure 7 Laser altimeter and laser three-dimensional imager model.

图 8 光学成像敏感器和着陆地形敏感器模型图
Figure 8 Optical sensor and landing terrain sensor model.

接收处理器三份冗余线路捕获光脉冲信号, 在约3 m的特定高度向CCU发出发动机关机指令。

IMU、防尘机构及小型星敏感器均在CE-5T^[4]中

进行过首飞在轨验证。激光测速产品是国际上首个在轨应用的激光体制着陆测速敏感器, 美国的ALHAT^[5]也有类似产品规划。其余敏感器主体继承于CE-3任务,

图9 (网络版彩图) GNC系统避障功能逻辑框图

Figure 9 (Color online) Avoidance function chart for the GNC.

但进行了减重设计。

3.5 关键环节设计

着陆上升组合体GNC系统的主要任务就是在CE-3着陆器功能的基础上实现月面起飞、被动交会对接,并尽可能节约系统重量。

在减重方面,除了设计一体化系统架构和硬件产品重量需要降低外,节约燃耗是系统设计中必须要考虑的重要设计因素。在着陆上升组合体GNC系统的设计中,一方面,在着陆过程中设计了高速鲁棒视觉避障系统,减少探测器着陆过程的悬停时间来达到节约燃耗的目的;另一方面,在上升过程中复用了着陆过程的显示制导的次优制导律,实现了上升过程的燃料优化。

本节重点介绍高速鲁棒视觉避障系统、月面定位与对准算法、上升过程的制导、导航与控制算法、被动交会对接控制方案。

3.5.1 高速鲁棒视觉避障系统

为了提高安全着陆的概率,着陆过程必须要实施基于机器智能的避障机动。GNC系统的避障功能逻辑

如图9所示。相对于CE-3着陆器,着陆上升组合GNC系统设计了安全点识别速度更快、系统更为鲁棒的视觉避障系统。

着陆避障过程^[6]由接近段的粗避障和悬停段激光精避障构成。与CE-3任务不同的是,为了减少着陆避障过程中姿态的调整幅度,粗避障高度较之CE-3任务提高1~1.2 km,精避障仍是百米高度。

视觉避障系统由光学成像传感器、着陆地形传感器、激光三维成像传感器、IPU和CCU构成(图10)。为了提高系统的鲁棒性及快速性,CE-5任务较之CE-3增加了着陆地形传感器,用于粗避障光学机理的障碍识别,并使用单独的图像信息处理器IPM进行安全点算法运行。这样,当光学成像传感器的结果不可用时,可以迅速从IPM获取安全点信息,减少系统等待时间,并增加系统鲁棒性。IPU除给出安全点信息外,还会给出安全概率评价,而CCU则根据安全点可用的其他约束,确保安全点信息引入不会导致系统运动状态超出设计的安全范围。

此外,为了提高着陆安全点信息的获取速度,并保证空间环境适应性,采用了如下技术手段。

(1) 图像处理器采用热冗余,保证在主份故障时可

图 10 高速鲁棒视觉避障系统功能框图

Figure 10 Fast robust optical avoidance system function chart.

以快速从备份处理器获取安全点信息。

(2) 程序运行于PROM, 只有图像处理时启用处理器中的高速Cache. 为了避免Cache受单粒子效应影响产生运算错误, 一方面采用定时器控制其开启时间不超过2 s, 通过减少使用时间降低单粒子效应发生的概率; 另一方面用热备份图像处理器的处理结果进行比对, 一致时才引入使用。

(3) 悬停段图像处理时序优化: 为确保着陆安全, 悬停段的精避障要具备三次安全点获取能力. 通过指令优化编排, 使得三次安全点获取过程中的拍图、传图和图像处理从串行时序变为并行时序。

(4) 图像数据传输速率由4 Mbps提升为10 Mbps.

通过上述措施, 三次安全点获取流程时间由CE-3的30 s压缩至10 s内, 可节约燃料约20 kg.

自主障碍识别与安全着陆区选取算法^[7]运行在着陆图像处理单元中, 分为基于光学图像和基于三维图像两种方法。

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. 月面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. 光学图像的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; (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。

基于三维图像的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, 采用从星下点开始顺时针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。

3.5.2 月面自主定位和对准

月面自主定位和对准分为前期辅助、落月后的定位与重力场评估、起飞前的对准3阶段的工作, 具体流程如图11所示。

(1) 前期辅助

着陆上升组合体的惯性测量系统由3个星敏感器、2个IMU构成. 由于各个产品在整器安装于不同的位置, 且不同温度下结构的变形也会影响到产品及产品内组件的安装指向. 前期辅助工作, 主要是解决惯性测量系统的基准统一与参数的准确性问题。

在动力下降前, 着陆上升组合体环月飞行阶段. 系统实施了数次星敏互标、陀螺全系数标定^[8]和加计零偏标定。

星敏互标的作用是将不同星敏的同一控制周期的测量值通过惯导外推补偿后, 换算到同一时刻, 再以1个星敏为基准, 其他星敏通过与之比较同时刻的惯性

图 11 (网络版彩图)月面起飞定位和对准工作流程

Figure 11 (Color online) Work flowchart for the lunar lift off and alignment.

姿态测量值,修正其他星敏的安装矩阵。

陀螺全系数标定(探测器绕正交三轴顺序旋转,利用星敏传感器对陀螺安装误差、常漂以及刻度系数误差的标定)主要目的是以星敏安装矩阵为基准,修正IMU的安装矩阵,以消除星敏和IMU之间的安装误差。其中,标定IMU的安装对于落月后的定位和对准至关重要。通过这一步骤,可以提高月面自主定位和对准时的精度。

加计零偏标定,就是利用在轨的“零重力”环境,统计非喷气期间加速度计的输出,以进行加计的零偏滤波估计。动力下降前的零偏标定,是落月后实施落点重力场模型评估的前提。

(2) 落月后的定位与重力场评估

落月后组合体GNC系统工作约1 h。着陆后CCU自动执行自主定位程序。自主定位依靠星敏和IMU完成。其原理是利用加速度计获取探测器本体坐标系下的重力矢量测量值,然后借助星敏传感器获取的惯性姿态,将重力矢量转换到惯性系下。再利用月球历表信息,可以进一步转换到月固系下。因为月球重力矢量近似与探测器在天体表面的位置矢量反向,所以可以计算出上升器所在位置的经纬度。而重力的大小与月心距有关,因此也可以通过重力大小的测量值计算探测器相对参

考月面的高度。计算中使用二体引力场模型,并对非球引力摄动和自转产生的向心加速度导致的误差进行了补偿。

在落月后组合体GNC系统工作的1 h内,IMU、星敏数据通过遥测下传地面。在地面测控系统得到上升器的精确位置后,利用这些数据进行重力场评估:一方面,将加计获得重力加速度测量转换到当地坐标系下;另一方面,根据着陆点位置,使用高阶引力场模型得到落点当地重力加速度的理论值。当实测重力加速度与理论计算值的偏差在加计测量误差以内时,判定引力场模型是准确的,可以用于后续对准。

(3) 起飞前的对准(定姿)

在起飞前8 h, GNC系统再次上电。按照飞行程序安排,星敏在起飞前3 h轮流加电,每个星敏工作1 h,在起飞前1 s系统停止使用星敏数据。GNC系统需要在起飞前完成惯导粗对准、精对准、陀螺零偏标定、加计零偏标定等工作,以获得起飞前初始姿态和精确的惯导系统参数。

惯导粗对准 它是利用太敏和IMU完成的。基本原理是,使用太阳敏感器获得探测器本体坐标系下的太阳矢量,使用IMU获得本体坐标系下重力加速度的方向矢量。由于上升器在月面的位置已知,根据太阳、

月球历表可以得到太阳在当地的方向以及重力加速度的方向. 根据双矢量定姿, 可以确定出上升器在当地固联坐标系下的姿态. 由于太阳传感器精度有限, 将此过程称为惯导粗对准. 粗对准是使用遥测数据在地面进行解算的. 粗对准的意义在于, 可以不使用星敏感器即可获得探测器姿态. 因为起飞前, 星敏处于高温环境, 不能过早加电, 粗对准可以解决起飞前早期的姿态对准问题.

惯导精对准 它是利用星敏和IMU完成的. 基本原理与星敏滤波估计陀螺等效零偏^[9]方法基本一致. 即以星敏测量为输出, 滤波得到陀螺预估姿态的误差和陀螺零偏, 并修正探测器惯性姿态和陀螺零偏. 精对准是在器上自主完成的, 地面仅进行监视和确认.

加计零偏标定 为了确认加速度计零偏在经历近 2 d 的月面环境后是否有变化, 需要再次进行加计的零偏标定. 基本原理是, 利用已经确认的着陆点位置、重力加速度矢量和姿态数据, 计算每个加计头部的理论输出. 再与实测数据相比较, 计算出各个加计的零偏. 该过程使用遥测数据在地面进行解算.

3.5.3 上升过程的制导、导航与控制

(1) 上升飞行轨迹

月面上升过程分为三个阶段: 垂直上升段、上升调姿段和轨道入射段. 其中, 垂直上升段的主要目的是脱离着陆器上升到安全高度, 并校正起飞平台倾斜

带来的飞行初始姿态的倾斜; 上升调姿段是一个衔接段, 上升器纵轴在目标上升轨道平面内匀速向下旋转, 以产生轨道面内的前向水平速度, 并使得发动机推力方向满足后续动力显式制导上升的需要; 轨道入射段则是在动力显式制导的控制下上升, 获得期望的飞行高度以及飞行速度后关机. 上升过程飞行轨迹如图12所示.

(2) 上升过程的导航

上升过程采用的是基于星敏和IMU的惯性导航. 姿态和速度外推采用了优化四子样算法^[10], 以适应上升动力过程的动态. 上升器安装有3个星敏, 其中2个在起飞前使用防尘机构对镜头进行遮蔽, 以防止月尘的影响. 为保证另一个未被遮蔽的星敏在上升入轨过程中能全程工作, 在进入轨道入射段之后, 按照事先设定的滚动角进行旋转, 使得该星敏视场不受到日、地、月杂散光的影响.

(3) 上升过程的制导

垂直上升段制导指令保证推力加速度的方向应与月心方向相反, 姿态角速度指令为0.

上升调姿段制导是保证推力方向在入射平面内以 $3^\circ/\text{s}$ 的角速度匀速转动. 同时用显示制导方法计算入射目标角, 当与轨道入射制导要求的初始推力方向相匹配时转入轨道入射段.

轨道入射段制导采用与着陆过程相同的自适应动力显式制导方法^[11], 这种制导律的核心是双切线性制

图 12 (网络版彩图)上升过程飞行轨迹和阶段划分

Figure 12 (Color online) Phase definition for the ascent trajectory.

导律, 嫦娥着陆器系列均使用了该制导律。

(4) 上升过程的控制

上升器以着陆器为平台起飞, 由于发动机点火初期两器距离较近, 为避免上升器姿控过早引入造成两器碰撞, 系统姿态控制是在机械分离开关有效1 s后才启动的。在上升器与着陆器分离1 s内, GNC系统不进行姿态控制, 由探测器总体设计保证在GNC起控时, 相对点火起飞前, 上升器的姿态角和姿态角速度变化小于 5° 和 $5^\circ/\text{s}$ 。

1 s后, GNC系统使用10和120 N推力器进行姿态控制。俯仰和偏航因受3000 N发动机干扰力矩的影响, 使用120和10 N姿控推力器进行联合控制, 而滚动通道仅使用10 N推力器控制。控制方法与CE-3^[6]基本一致的。

3.5.4 被动交会的控制方案

对于交会任务, 组合体GNC系统的主要任务是四次远程导引的轨道控制和近程交会时的对月定向姿态控制, 其他时间维持太阳定向。

远程导引期间, 轨道控制的GNC方案继承于CE-1^[12]。远程导引采取预先注入开机时间的自主程控点火, 轨控关机采用速度增量关机, 即加速度计测得的速度增量达到预定值时, 关闭轨控发动机。为实现高精度的远程导引控制, 轨控推力由上升器的10 N推力器提供。10 N推力方向与探测器机械系+X方向夹角为 75° , 轨控时探测器机械系+X方向指向轨控速度增量方向; 10 N发动机在轨控时成对使用, 以保证在提供轨控推力的同时避免对姿态产生扰动。这样就可以提供更小的轨控推力(见图2), 进而提高轨控速度增量的控制精度。

近程导引期间, 上升器保持三轴定向的对月定向姿态, 使用星敏+陀螺的方式进行姿态确定。目标姿态保证交会对接面指向轨道速度反方向; 另外两轴的标称指向在轨道系内也保持恒定(由交会对接传感器的需求决定)。姿态控制精度由四飞轮(3正交1斜装)控制来保证。在使用过程中, 需要通过角动量管理避免第四次远程导引后发生喷气卸载。这主要是因为: 一方面, 太阳定向期间姿态保持控制使得动量轮吸收了太阳光压等干扰, 整器偏离零动量; 另一方面, 在建立对接姿态的机动过程中, 如果调姿角速度过大会导致动量轮角动量饱和, 进而引发喷气对动量轮角动量进行

卸载。这会对交会对接轨道产生影响。因此, 在实施过程中, 通过监视和合理选择姿态机动的角速度来避免喷气卸载。

3.6 全功能冗余与自主管理

高可靠系统的重要基础是故障的可检测与可隔离。为实现高可靠的自主运行与故障重构, 在着陆上升组合体GNC系统的设计中, 我们实现了功能模块的全功能冗余。特别是在着陆和上升过程中, 所有功能模块均可在轨检测与自主切换, 确保了动力过程的高可靠性。

系统的鲁棒性一方面要靠算法设计保证, 另一方面还要保证算法运行的硬软件载体的可靠性。GNC系统的制导、导航与控制算法运行在中心控制单元中, 其中的计算机模块采用三机热备份^[13], 软件运行的一致性和正确性由三机数据交互比对及计算机单机自检信息来确认。此外, 在系统可靠性设计中, 我们更关心进入到制导、导航与控制算法核心模块前的基本功能模块的冗余和可检测可隔离。系统设计上通过传输链路冗余、同功能产品冗余, 结合继电器切换、熔断限流、单机状态自检、通信检查、硬件滤波、数据融合检测等多种方法, 实现了惯性姿态、惯性角速度、相对月面速度信息、相对月面距离信息、安全点信息等功能的冗余、切换隔离及数据源的在轨自主选用。

着陆上升组合体GNC系统在不同的飞行阶段, 选择使用不同的产品组合构成实际运行系统, 完成不同阶段的控制任务。采用“着陆器模块+上升器模块”产品执行着陆上升组合体状态下的在轨任务, 包括环月降轨、动力下降任务; 采用“上升器模块”产品执行上升器单器状态在轨任务, 包括月面定位定姿、月面上升、远程导引任务。在系统设计中, 采用了自主管理技术, 基于时间触发、事件触发、时间/事件融合触发的三种工作方式程式化操作动作, 实现了轨控(含环月降轨、远程导引)、动力下降、月面上升、交会对接的星上自主运行, 大大简化了地面上行操作, 降低星地时延带来的风险。

4 系统实现情况

2020年12月6日5:41:35, 在着陆上升组合体GNC系统的控制下, 上升器(被动飞行器)完成了与轨道器

的交会对接, 标志着着陆上升组合体GNC系统圆满完成飞行任务.

着陆上升组合体GNC系统在功能增加、产品增配的情况下, 最终飞行产品总重(不含交会对接产品)仅比CE-3着陆器GNC系统重2 kg.

着陆过程用时833 s, 着陆精度2.33 km; 粗避障规避障碍移动约101 m (图13), 精避障规避障碍移动7.6 m (图14), 悬停段安全点获取用时4 s (从时序判断, 悬停段第一次精避障安全点就获取成功) (图15).

上升过程用时360 s, 入轨时与上升目标轨道共面度偏差 0.1248° 、半长轴误差4.14 km、偏心率误差0.0024. 远程导引轨控速度增量控制精度为0.03 m/s, 近程交会时姿态稳定度为 $0.0002^\circ/\text{s}$ (图16).

在轨任务期间, 着陆上升组合体GNC系统全部产品工作正常, 系统自主管理调度正常, 飞行过程控制与在轨检测情况与设计预期相符.

5 结论

作为嫦娥五号复杂航天器中的重要分系统之一, 着陆上升组合体GNC系统采用了一体化的设计原则,

图 13 粗避障光学图像、安全区及安全点

Figure 13 Optical image, safety region, and safety site for the coarse avoidance.

复用了部分产品; 基于分层控制器设计了高速鲁棒视觉避障系统, 减少了避障燃耗; 构建了全功能冗余和自主管理系统, 确保了任务的可靠性; 并实现了月面自主起飞与月球轨道被动交会对接的功能, 为采样返回任务的圆满成功做出了重要贡献.

图 14 (网络版彩图)精避障三维地形、安全区及安全点

Figure 14 (Color online) Three-dimensional terrain, safety region, and safety site for the fine avoidance.

图 15 (网络版彩图)着陆过程航程及高度

Figure 15 (Color online) Flight range and altitude during descent.

图 16 (网络版彩图)上升过程航程及高度

Figure 16 (Color online) Flight range and altitude during ascent.

参考文献

- 1 Ye P J, Peng J. Deep space exploration and its prospect in China (in Chinese). Eng Sci, 2006, 8: 13–18 [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 Allan Y L, Todd E, Ronald S, et al. Preliminary design of the guidance, navigation, and control system of the altair lunar lander. AIAA Paper No. 2010-7717
- 3 Yu P, Wang P J, Hu H K, et al. The new technology and on-orbit validity for GNC demonstration subsystem of CRRS (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 193–197 [于萍, 王鹏基, 胡洪凯, 等. 飞行器GNC试验子系统新技术及验证. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 193–197]
- 4 Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 111–123 [杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 111–123]
- 5 Carson III J M, Robertson E A, Pierrotet D F, et al. Preparation and integration of ALHAT precision landing technology for morpheus flight testing. In: Proceedings of the AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition. San Diego, 2014
- 6 Zhang H H, Li J, Guan Y F, et al. Autonomous navigation for powered descent phase of Chang'E-3 lunar lander (in Chinese). Control Theory Appl, 2014, 31: 1686–1694 [张洪华, 李骥, 关轶峰, 等. 嫦娥三号着陆器动力下降的自主导航. 控制理论与应用, 2014, 31: 1686–1694]
- 7 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 [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]
- 8 Li J, Zhang H H, Zhao Y, et al. In-flight calibration of the gyros of the Chang'E-3 lunar lander (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 582–588 [李骥, 张洪华, 赵宇, 等. 嫦娥三号着陆器的陀螺在轨标定. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 582–588]
- 9 Liu Y W, Chen Y Q. Star-sensor measurement model and its application to the spacecraft attitude determination system (in Chinese). J Astronaut, 2003, 24: 162–167 [刘一武, 陈义庆. 星敏感器测量模型及其在卫星姿态确定系统中的应用. 宇航学报, 2003, 24: 162–167]
- 10 Ignagni M B. Efficient class of optimized coning compensation algorithms. J Guid Control Dyn, 1996, 19: 424–429
- 11 McHenry R L, Brand T J, Long A D, et al. Space Shuttle ascent guidance, navigation, and control. J Astronaut Sci, 1979, 27: 1–38
- 12 Zong H, Wang S Y, Han D, et al. Orbit maneuver control during cislunar-transfer phase for CE-1 spacecraft (in Chinese). Aerospace Control Appl, 2008, 34: 44–50 [宗红, 王淑一, 韩冬, 等. 嫦娥一号卫星的地月转移变轨控制. 空间控制技术与应用, 2008, 34: 44–50]
- 13 Hua G X, Wang G L, Yu K, et al. Onboard computer using triple variable structure RISC (in Chinese). In: Proceedings of the Chinese Society of Astronautics Technical Committee for Computer Applications Symposium in 2004. Beijing, 2004. 25–30 [华更新, 王国良, 于坤, 等. 三机变结构RISC星载控制器. 见: 中国宇航学会计算机应用专业委员会2004年学术交流会. 北京, 2004. 25–30]

Design and implementation of GNC system of lander and ascender module of Chang'e-5 spacecraft

YU Ping¹, ZHANG HongHua^{1,2}, LI Ji^{1,2}, GUAN YiFeng^{1,2}, WANG Li¹, ZHAO Yu¹, CHEN Yao¹, YANG Wei¹, YU Jie¹, WANG HuaQiang¹, WANG ZhiWen¹, WANG ZeGuo¹, WANG Lei¹, ZHANG XiaoWen^{1,2}, CHEN ShangShang^{1,2}, HU HongKai¹ & XU Jian¹

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

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

The lander and ascender module of Chang'e-5 spacecraft achieved China's first lunar landing and ascent mission. The guidance, navigation, and control (GNC) system is one of the most important subsystems. To meet the weight, safety, and intelligence requirement of the mission, light-weight integration designs are implemented in the GNC system, so that a single control system could meet the mission requirement of landing, ascent, and rendezvous. Moreover, a high-rate robust optical obstacle avoidance system is applied with a hierarchical controller, and landing security is enhanced while fuel consumption is minimized. Furthermore, autonomous attitude determination on the lunar surface and orbit insertion are achieved during the lunar ascent phase, and momentum wheels are relied on to obtain good attitude stability for the spacecraft during the rendezvous phase. Finally, the GNC system has fully functional redundancy and autonomous management, which significantly increases the fault detection and isolation capabilities. Here, we present key design specifications and implementations in the GNC system of the lander and ascender module.

Chang'e-5, lander and ascender module, GNC, moon

doi: [10.1360/SST-2021-0104](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0104)