飞行器 GNC 试验子系统新技术及验证

于萍^{①*}, 王鹏基^{①②}, 胡洪凯^①, 钟红军^①, 于国庆^①, 张洪华^{①②}

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: pp1pp@sina.com.cn

收稿日期: 2014-12-01; 接受日期: 2014-12-22

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 飞行器 GNC 试验子系统是月地高速再入返回飞行器制导导航与控制(GNC)分系统的 3 个子系统之一, 由中心控制单元、小型星敏感器、星敏防尘机构 3 台新研产品组成. 同时, 飞行器 GNC 试验子系统也是探月三期着陆上升组合体 GNC 子系统的一个产品子集. 为满足探月三期的重量与功能需求, 中心控制单元采用了可编程片上系统(SoPC)技术进行集成化设计以减轻重量, 并为适应空间辐射环境进行了多重防护设计; 小型星敏感器采用非球面光学系统及高速处理电路等技术有效地减少了产品重量; 星敏防尘机构以微型步进电机为核心, 优化了结构、阻尼等细节设计, 在满足功能要求的同时做到了重量的优化. 为了更为真实地利用飞行器任务对上述产品进行在轨验证, 设计了一种“虚拟卫星控制系统”的在轨验证方法, 在试验子系统没有执行机构和真实受控的航天器对象的条件下, 构造了被试验产品的在轨闭环验证环境. 本文详细介绍了上述新研产品的关键技术和系统验证方法, 并结合在轨验证情况给出了新研产品的验证结论.

关键词

探月三期
月地高速再入
返回飞行器
飞行器 GNC 试验子
系统
虚拟卫星控制系统

1 引言

月地高速再入返回飞行器是我国探月工程^[1]三期的首发航天器. 飞行器制导导航与控制(GNC)试验子系统是月地高速再入返回飞行器 GNC 分系统的 3 个子系统之一, 与 GNC 服务舱子系统和 GNC 返回器子系统不同, 飞行器 GNC 试验子系统没有用于控制探测器姿态与轨道的执行机构, 不参与探测器姿态和轨道的控制. 其研制目的是利用飞行器的任务机会对探月三期着陆上升组合体 GNC 子系统(下文简称组合体 GNC 子系统)的部分新研单机进行在轨的演示验证.

组合体 GNC 子系统的任务是: 1) 控制着陆上升组合体(由着陆器和上升器组成)完成着陆任务; 2) 在月面采样完成后, 控制上升器以着陆器为平台进行月面起飞, 携带月面采集的样本进入环月轨道; 3) 控制上升器与留在环月轨道上的轨道器完成交会对接, 为样品传递给返回器提供保障条件.

探月三期探测器系统复杂、产品众多, 要求器上产品必须进行轻小型化设计, 以满足探测器的重量约束. 为此, 组合体 GNC 子系统在项目的关键技术攻关阶段应用了大量的新技术, 研制了一批新产品. 为了确保这些新产品能够在探月三期任务中按照设计预期开展工作, 结合飞行器任务特点, 选定部分新

引用格式: 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

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, doi: 10.1360/N092014-00482

研单机组成 GNC 试验子系统进行在轨演示验证。

2 系统技术方案

飞行器 GNC 试验子系统由中心控制单元、小型星敏感器及星敏防尘机构组成。3 个产品均安装在飞行器的服务舱上。

2.1 中心控制单元

中心控制单元是试验子系统的核心控制器, 该产品的设计功能与组合体 GNC 子系统的中心控制单元相同。在探月三期任务中, 组合体 GNC 子系统中心控制单元用于采集着陆上升组合体(和上升器)的各种与姿态或轨道相关的信息、进行实时的数据处理、控制律计算及各种控制信号的输出。同时中心控制单元还具有电源、遥控、遥测集中管理等功能。

为了节约重量, 中心控制单元采用基于可编程片上系统(SoPC)技术, 将常规星载计算机的处理器及部分外围逻辑控制功能(如 1553 控制器)采用 FPGA 器件实现。同时为了避免空间辐射环境造成产品工作故障, 在中心控制单元设计上采取了多重防护措施。此外, 在飞行器中心控制单元中还利用 SoPC 技术进行中心控制单元硬件功能在轨动态调整进行了试验, 为未来 GNC 系统功能在轨调整提供了新的技术途径。

1) 空间辐射防护设计

中心控制单元采用基于 SRAM 型 FPGA 通过 LEON3 处理器容错 IP 核实现了中心控制单元的功能, 由于 SRAM 型 FPGA 器件易受单粒子翻转影响, 在产品设计上采用 3 种措施进行了单粒子翻转效应防护。首先, 在整机层面上采用了三机热备份设计^[2], 即中心控制单元中有 3 个 SoPC 计算机, 这 3 个计算机通过数据交互及 3 取 2 表决选取当班机, 只有当班机的指令和信息可以传递系统外围产品; 其次, 在 SoPC 单机层面: 采用容错处理器 IP, 以及 TMR 综合^[3]的方式, 提高了单机的 SEU 防护能力; 最后, 在 FPGA 芯片层面, 通过对 FPGA 配置数据进行回读、校验和刷新技术缓解 SEU 对 FPGA 的影响。

2) 硬件功能调整设计

GNC 系统以中心控制单元的硬件环境为基础, 运行 GNC 系统的算法软件。目前的 GNC 系统在轨运行期间, 要调整系统功能只能通过上行注入修改软件代码的方式实现。SoPC 技术在中心控制单元中的

应用使得在轨修改 GNC 系统硬件功能成为可能, 试验子系统中心控制单元首次成功实现了硬件功能的在轨重构。

首先, 在 FPGA 设计阶段就对可重构的功能模块进行统一规划, 保证可重构功能的模块端口信息相同, 其资源足够实现需重构的多种功能。其次, 在软件产品设计中预留 FPGA 配置信息的星地交换链路。最后, 通过注入指令在 FPGA 配置刷新电路控制下完成 FPGA 配置信息的重新加载, 实现 SoPC 计算机的硬件功能的在轨修改。

上述方法理论上可以实现中心控制单元多种硬件功能的调整, 如总线类型、计数器类型及其他数字逻辑功能的在轨调整。在飞行器任务中, 演示验证了通过在轨注入调整中心控制单元的加法计数器为减法计数器, 并再由减法计数器调整为加法计数器的重构过程。

2.2 小型星敏感器

星敏感器是 GNC 系统用来获取惯性姿态基准的重要敏感器之一。在飞行器任务中, 小型星敏感器的研制目标是突破星敏感器的轻小型化难题。产品的主要的攻关指标为: 重量优于 2.1 kg, 杂光抑制角优于 26°。

试验子系统小型星敏感器属于基于 APS 器件^[4]的星敏感器。在整机结构上采用了“框架组合环绕式”的结构形式, 在装配方便可行的前提下, 使得产品零部件布局更为紧凑合理、成像组件力学稳定性和热稳定性均较好, 实现了整机产品的一体化设计。小型星敏感器采用非球面光学系统设计方法达到了简化光学系统的目的, 光学系统的玻璃片数由第四代国产星敏感器的 8 片减小为 5 片。遮光罩选用了吸收型一级挡光环式遮光罩, 内部涂覆有高消光比涂层。在高速处理电路方面研制了基于 FPGA+RISC 的任务协同处理的数据处理系统, 为提高捕获速率、优化敏感器性能奠定了基础。产品的攻关指标经地面实测和在轨测试均满足产品设计要求。从表 1 的国内外情况对比来看, 飞行器小型星敏感器已达到国际先进水平。

2.3 星敏防尘机构

星敏防尘机构主要功能是: 在着陆上升组合体着陆过程中、上升器上升过程中保护星敏感器光学系统免于受到发动机工作时激起的月尘的污染。

表 1 飞行器小型星敏感器主要技术指标的国内外对比情况

型号	探月二期 APS 星敏感器 ^[5]	飞行器小型星敏感器	ASTRO APS	AA-STR
厂家/国别	502 所/中国	502 所/中国	Jena-Optronik/德国	Galileo/意大利
视场(°)	20×20	Φ20	Φ20	Φ20
测量精度	光轴: 3"	光轴: 3"	光轴: 3"	光轴: 7.2"
重量(kg)	3.5(LEO)/4.3(GEO)	2.1	1.98	2.6
结构形式	分体式	一体式	一体式	一体式
遮光罩(°)	28 阳光抑制角	26 阳光抑制角	26 阳光抑制角	26 阳光抑制角

防尘机构由驱动组件、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. 其中驱动组件为防尘机构的核心部件, 由微型步进电机、谐波减速器和轴系组成, 低速轴承采用固体润滑和谐波减速器采用油脂润滑, 密封采用聚四氟乙烯密封圈接触密封. 电机采用恒流驱动控制方案, 控制电路集成在中心控制单元中.

防尘机构测角功能由行程开关实现. 当防尘盖闭合到位时, 防尘盖的端部触发支撑环上的测角元件, 行程开关闭合, 中心控制单元采集到行程开关闭合的信号后, 驱动组件再继续转动规定的步数, 产生一定的预紧.

阻尼减振装置采用 2 个铍青铜片夹持的被动阻尼方案. 在火箭发射前, 防尘盖由铍青铜片夹持固定, 在振动环境中防尘盖在铍青铜片内往复位移, 通过摩擦耗散振动能量, 避免悬臂结构的超轻型防尘盖在振动中放大损坏. 这种结构在不附加主动抑制的条件下, 局部能量耗散超过 75%, 减振效果显著.

防尘机构与星敏感器之间不连接, 避免相互影响, 防尘机构的 4 根支撑杆与安装星敏感器的支架连接, 将星敏防尘机构整体固定. 防尘机构与星敏感器遮光罩之间留有单边 3 mm 的间隙, 避免振动过程中防尘机构撞击遮光罩. 星敏感器整机采用热控多层整体包覆, 从而封堵月尘通过此间隙污染星敏感器的路径.

防尘机构是根据探月三期任务需求而全新研制的. NASA 的 Altair 任务^[6]规划有相同功能的产品, 其主要指标与飞行器防尘机构的对比情况详见表 2. 从表中可以看出: 飞行器防尘机构没有使用主动的抗振装置(石蜡拔销器), 因此重量更轻. 同时, 飞行器防尘机构可以适应更宽的工作温度范围; 并避免了与星敏感器的直接接触, 安装使用更为方便.

表 2 星敏防尘机构主要技术指标的国内外对比情况

项目	美国 Altair 星敏防尘机构	飞行器星敏防尘机构
重量(kg)	1.5	0.85
工作温度(℃)	-30~+65	-30~+100
抗振方式	石蜡拔销器	无源摩擦阻尼器
安装方式	安装在星敏感器上	与星敏感器无直接接触

2.4 在轨验证方案

试验子系统的工作目标是考核上述 3 个新研产品的在轨工作性能. 由于试验子系统不包含推力器和动量轮, 不能够控制飞行器的运动, 所以试验子系统作为控制系统来说, 组成是不完备的. 如果只是简单地用中心控制单元采集星敏感器数据下传、控制防尘机构的开合; 则对中心控制单元的“信息采集、控制算法运算、执行机构驱动”的核心功能考核不充分, 同时也无法考核星敏感器引入控制系统闭环后的工作效果. 为解决这个问题, 专门设计了一种“虚拟卫星控制系统”, 达到了将星敏感器引入闭环, 同时充分考核中心控制单元性能的目的.

虚拟卫星控制系统以双星编队为应用情景. 双星编队由主副 2 颗卫星组成. 其中主星为真实的服务舱, 副星为虚拟卫星, 运行于中心控制单元中. 控制的目标为副星的姿态跟踪主星姿态. 如图 1 所示, 虚拟卫星控制系统由小型星敏感器和中心控制单元组成. 小型星敏感器作为主星姿态观察器, 向虚拟控制系统提供主星姿态信息. 在中心控制单元中运行有姿态控制模块、虚拟执行机构模块、虚拟卫星动力学与运动学模块和姿态确定模块. 其中, 姿态确定模块模拟了陀螺组合件的功能, 并完成虚拟卫星的姿态确定; 虚拟执行机构模块模拟 6 个 10 N 推力器, 用于产生虚拟卫星的姿态控制力矩; 虚拟卫星动力学与

图1 (网络版彩图)虚拟卫星控制系统组成框图

运动学模块模拟了副星的姿态动力学和运动学。这些虚拟模块均采用数学模型来模拟，运行在中心控制单元中。姿态控制模块负责推力器的喷管选择及相平面控制律运算并产生推力指令。

这样，中心控制单元中不仅运行有常规卫星的姿态确定与控制算法，更为试验子系统提供了被控对象——“虚拟卫星”。虚拟卫星控制系统通过小型星敏感器获取服务舱的姿态信息，与当前虚拟卫星姿态进行比较，得到姿态偏差，经姿态控制模块运算产生推力器的控制指令，驱动执行机构模块产生控制力矩，控制“虚拟卫星”的姿态跟踪服务舱的姿态。从而实现将星敏感器测量信息引入闭环，中心控制单元全面运行控制算法的目的。通过虚拟卫星的姿态控制情况可间接考核星敏感器和中心控制单元的在轨运行情况。

3 在轨飞行情况

2014年10月24日至11月1日，GNC试验子系统参加了飞行器的在轨飞行任务。返回器再入大气

层前，该子系统在轨累计加电时间约158 h。在轨工作期间，该子系统完成了星敏感器测量信息的采集及遥测下传、星敏防尘机构的闭合与开启控制、中心控制单元硬件功能的重构试验及虚拟卫星的在轨运行试验。在轨试验数据表明：该子系统在轨工作正常，试验结果与设计预期相符。虚拟卫星的姿态角偏差稳定运行于相平面的极限环内，进一步说明了小型星敏感器和中心控制单元的功能性能满足了任务需求。

4 结论

为满足探月三期探测器的月面着陆起飞任务需求，GNC试验子系统采用SoPC技术设计并研制了中心控制单元，基于小型化光机结构、高速处理电路等技术设计并研制了小型星敏感器，设计并研制了以微型步进电机为核心的星敏防尘机构。该子系统得到了在轨开环及闭环的验证，说明新研产品的各项关键技术得到突破，为后续任务积累了宝贵的在轨数据与工程实施经验。

参考文献

- 1 叶培建, 黄江川, 孙泽洲, 等. 中国月球探测器发展历程和经验初探. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 543-558
- 2 杨孟飞, 郭树玲, 孙增圻. 航天器控制应用的星载计算机技术. 航天控制, 2005, V0123: 69-73
- 3 Sterpone L, Violante M, Jeremy R, et al. Analysis of the robustness of the TMR architecture in SRAM-based FPGAs. IEEE T Nucl Sci, 2005, 52: 1545-1549
- 4 Bettarini R, Boldrini F, Procopio D, et al. The APS based star tracker after one year of inflight life. AAS 11-085
- 5 钟红军, 卢欣, 李春江, 等. 新型分体式星敏感器设计及其应用. 红外与激光工程, 2014, 43: 1279-1283

- 6 Lee A Y, Ely T, Sostaric R, et al. Preliminary design of the guidance, navigation, and control system of the Altair lunar lander. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Toronto, 2010. AIAA 2010-7717

The new technology and on-orbit validity for GNC demonstration subsystem of CRRS

YU Ping¹, WANG PengJi^{1,2}, HU HongKai¹, ZHONG HongJun¹, YU GuoQing¹ & 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

Guidance, navigation and control (GNC) demonstration subsystem is one of the three GNC subsystems of CRRS (Circumlunar Return and Reentry Spacecraft). It includes three new products, which are central control unit, micro star sensor and dustproof equipment for star sensor. And GNC demonstration subsystem is the partial products of GNC subsystem for land-ascent assembly spacecraft in the following task. To meet the demands of weight and functions in the third phase of China Lunar Exploration Program, central control unit was integrated designed based on SoPC technology to reduce the weight, and multi-layers protection was designed to fit the space radiation environment. Micro star sensor utilized aspherical Optical System and high speed processing circuit to obtain less weight. Based on micro step Motor, dustproof equipment for star sensor realized better architecture and damper design, not only satisfied the function requirement but also achieved the optimization of weight. In order to make on-orbit validity more forcefully and credibly using the CRRS, an on-orbit validity method based on “Virtual-satellite control system” was designed. This method presented an on-orbit and closed-loop test system for the above mentioned new products, without using actuator and real spacecraft. This paper mainly introduces the key technology of new products and the on-orbit validity method for GNC demonstration subsystem. Moreover, this paper makes the positive conclusion for new products according to the on-orbit validity results.

third phase of lunar exploration program, circumlunar return and reentry spacecraft, GNC demonstration subsystem, virtual-satellite control system

doi: 10.1360/N092014-00482