探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现

杨孟飞^{①*}, 张高^②, 张伍^②, 彭兢^②, 王勇^③, 王晓磊^③, 陈春亮^②, 杜颖^②, 张正峰^②

① 中国空间技术研究院, 北京 100094;

② 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

③ 北京控制工程研究所, 北京 100190

* E-mail: yangmf@bice.rog.cn

收稿日期: 2014-12-02; 接受日期: 2014-12-26

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 探月三期月地高速再入返回任务是我国首个深空探测再入返回任务, 研制目的是突破和掌握月地高速再入返回关键技术, 为嫦娥五号任务研制奠定基础. 本文给出了月地高速再入返回飞行器的任务特点, 进行了任务概貌和研制过程介绍, 阐述了双平台和多目标飞行器方案设计 & 飞行过程设计情况, 并给出了在轨飞行结果. 结果表明, 月地高速再入返回飞行器所有功能性能均满足任务要求, 在轨飞行状态正常, 技术设计正确可行.

关键词

探月三期
月地返回
高速再入
双平台

1 引言

2014 年 10 月 24 日, 探月三期月地高速再入返回飞行器成功发射, 在轨运行约 8 d 后, 于 2014 年 11 月 1 日, 返回器在内蒙古四子王旗地区着陆. 月地高速再入返回任务是我国首个深空探测再入返回任务, 标志着我国深空探测领域技术的又一次重大进步.

我国的探月工程分“绕、落、回”三步开展研制实施. 探月工程三期的目标是实现月面无人自动采样返回, 并开展月面就位探测和月球样品地面分析研究^[1]. 月地高速再入返回飞行器任务目标是: 突破半弹道跳跃式再入气动、热防护、再入制导导航与控制 (GNC) 等关键技术, 为嫦娥五号任务研制奠定基础.

月地高速再入返回飞行器由服务舱和返回器两部分组成, 采用长征三号丙改 II 型运载火箭在西昌

卫星发射中心发射. 再入返回飞行器在轨经过发射段、地月转移段、月球近旁转向段和月地转移段飞行过程后, 服务舱与返回器分离. 返回器分离后以 11 km/s 的速度再入地球大气, 经过大气减速和降落伞减速后以安全速度着陆, 实现可靠回收; 服务舱分离后通过规避机动抬升近地点至安全高度, 继续在轨飞行, 开展拓展探测任务.

本文对月地高速再入返回飞行器的任务特点、概貌和研制过程进行了介绍, 重点对飞行器双平台和多目标方案设计、飞行过程设计等进行了描述, 给出了在轨飞行结果.

2 探月三期月地高速再入返回任务特点

月地高速再入返回飞行器是我国首个深空再入

引用格式: 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
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, doi: 10.1360/N092014-00484

返回航天器,与以往的近地轨道航天器和深空探测航天器相比,具有以下特点:

1) 返回器再入速度大. 返回器以 11 km/s 的速度再入地球大气,再入速度远远超过返回式卫星和神舟飞船,任务过程气动不确定性大,气动力热环境严酷,给返回器设计带来了较大的难题.

2) 返回再入过程热流密度大,加热时间长,总加热量大,跳跃式再入使得返回器经历两次气动加热过程. 严酷的气动热环境对防热结构设计、返回器热控设计及相应的地面分析和试验方法带来了较大困难,对返回器轻小型化设计带来了较大挑战.

3) 再入航程长. 最长再入航程达到 7100 km , 导致返回器舱器分离后自主飞行时间长,对返回器高精度导航建立和高精度自主控制提出了很高的要求.

4) 飞行器降轨发射、升轨返回. 月地高速再入返回飞行器采用了西昌卫星发射中心降轨发射、升轨返回四子王旗落区的实施方案,发射和返回的轨道倾角差值超过 70° ,对轨道设计提出了严格的约束条件.

5) 返回器体积小、重量轻. 返回器在重量和外形方面受到严格限制,并且由于气动参数设计要求,返回器质心配置精度要求较高,对返回器构型布局设计和总装实施提出了很高的要求.

6) 设备轻小型化设计. 返回器器上设备需进行轻小型化设计. 轻小型化给设备高密度集成设计、元器件和原材料选用、工艺研究和制造带来了难题.

3 月地高速再入返回飞行器简介

3.1 系统组成

月地高速再入返回飞行器由返回器和服务舱组成,包含结构、机构、热控、供配电、数管、测控数传、天线、GNC、推进、回收和工程参数测量等 11 个分系统.

3.2 主要技术指标

3.2.1 包络尺寸

月地高速再入返回飞行器发射状态包络尺寸为: 直径 3200 , 高度 4216 mm .

3.2.2 主要技术指标

月地高速再入返回飞行器主要技术指标见表 1.

3.3 基本构型

月地高速再入返回飞行器发射状态、太阳翼展开后在轨飞行状态、舱器分离后服务舱在轨飞行状态和返回器在轨飞行状态及返回器开伞后在轨飞行状态的构型示意图如图 1 所示.

4 月地高速再入返回飞行器研制过程

探月三期月地高速再入返回飞行器研制工程于

图 1 月地高速再入返回飞行器典型飞行状态构型图

(a) 发射状态; (b) 在轨飞行状态; (c) 舱器分离状态; (d) 返回器开伞后飞行状态

表 1 月地高速再入返回飞行器主要技术指标

序号	项目	指标要求
1	发射重量	不大于 2450 kg
2	轨道	月地自由返回轨道 轨道进入方式: 直接进入 返回再入轨道倾角: $45^{\circ}\pm 0.1^{\circ}$
3	再入速度	10.66 ± 0.05 km/s
4	再入角	$-5.8^{\circ}\pm 0.2^{\circ}$
5	再入航程	5600~7100 km
6	可靠性	不小于 0.85
7	横向/纵向基频	分别大于 10 Hz/30 Hz
8	在轨飞行时间	不小于 3 个月
9	服务舱重量	不大于 2115 kg
10	服务舱最大包络直径	不大于 $\Phi 3650$ mm
11	服务舱母线输出电压	29 ± 1 V
12	太阳电池阵输出功率	不小于 1600 W (光照期)
13	姿态控制精度	对日定向时: +X/-X 轴与太阳矢量之间的夹角小于 6° 轨道机动时: 滚动、俯仰方向 0.6° , 偏航方向 0.9° 舱器分离时, 姿控精度: 优于 1.0° (各向)
14	推进剂携带量	1065 kg
15	服务舱测控体制	USB+VLBI
16	服务舱遥控码速率	125 bps
17	服务舱遥测码速率	512/1024 bps (信道编码后)
18	服务舱数传码速率	6, 3 Mbps, 23.4375 kbps
19	舱器分离相对速度	0.5~0.7 m/s
20	返回器重量	不大于 335 kg
21	返回器气动外形升阻比	不小于 0.2
22	再入过载	不大于 $7g$
23	返回器母线输出电压	28 ± 3 V
24	蓄电池容量	40 Ah
25	返回器测控体制	USB+着陆标位 243 信标+卫星救援示位标
26	返回器遥控码速率	1 kbps
27	返回器遥测码速率	4/32 kbps(编码后)
28	返回器数据存储容量	不小于 3.2 Gbits
29	开伞点地面高度	不低于 10 km
30	垂直着陆速度	不大于 13 m/s
31	返回落点范围	航向 ± 95 , 横向 ± 55 km
32	落地回收重量	不小于 310 kg

2011 年 1 月正式获得国家批复立项, 于 2014 年 10 月发射. 在此之前, 从 2009 年 7 月开始, 中国空间技术研究院组织开展了探月工程三期探测器系统及月地高速再入返回飞行器的相关关键技术的预先研究, 为后续工程立项奠定了坚实基础^[1].

月地高速再入返回飞行器研制过程包括关键技术攻关与方案设计、初样和正样三个阶段^[2]. 关键技术攻关与方案设计阶段以突破关键技术、明确顶层规范为重点, 确保方案的正确性和可行性; 初样研制阶段充分识别技术风险, 开展了充分的鉴定和试验验

证工作,验证初样设计的正确性;正样研制阶段完成正样产品的研制和试验验证工作。

4.1 关键技术攻关与方案设计阶段

月地高速再入返回飞行器于 2011 年 1 月至 2012 年 6 月完成了关键技术攻关和方案研制工作。该阶段主要完成了飞行器指标论证、顶层规范制定、服务平台选型、总体方案设计、关键技术攻关、重要单机试制及整器技术状态基线的确定等工作,给出了合理可行的技术方案。

4.2 初样阶段

月地高速再入返回飞行器于 2012 年 7 月至 2013 年 12 月完成了初样阶段的研制工作。主要开展了初样详细设计、初样产品研制、电性器、结构器、热控器与辐射模型器的总装与试验验证、专项试验验证、技术风险识别与控制、新工艺和新产品鉴定、系统级和分系统级试验验证等工作,验证了初样设计的正确性。此外,初样阶段还开展了正样先行件的研制。

4.3 正样阶段

月地高速再入返回飞行器于 2014 年 1 月至 2014 年 10 月完成了正样阶段的研制工作。主要开展了正样详细设计、正样产品研制、分系统级试验验证、正样器总装厂总装与试验验证、专项试验验证、技术风险识别与控制、故障预案设计及演练、发射场总装与测试等工作,对飞行器器上产品功能性能进行了充分的测试和验证。月地高速再入返回飞行器于 2014 年 10 月 24 日成功发射入轨。

5 双平台和多目标飞行器方案设计

探月三期月地高速再入返回飞行器采用服务舱和返回器的双平台并行运行的方案,服务舱作为服务平台为返回器提供结构支撑、电源供给、测控通信、姿态与轨道控制等服务功能,以保证返回器安全可靠及高精度再入。舱器分离后,通过服务舱轨道规避机动,保证返回器飞行安全,同时实现服务舱重返月球继续开展拓展试验任务。另外,以验证后续航天任务将要使用的部分新技术、新设备为目标,设计了多项新技术验证项目,实现了一次任务多目标的设计方案。

5.1 飞行轨道方案设计

5.1.1 绕月自由返回轨道设计

月地高速再入返回飞行器采用绕月自由返回轨道飞行,实现了西昌卫星发射中心降轨发射,升轨再入并着陆在四子王旗地区的目标,完整模拟了嫦娥五号返回器的再入返回过程。月地高速再入返回飞行器在月球近旁转向段借助地球引力改变轨道倾角,倾角改变量超过 70° ,从设计上减少了一次依靠大推力长时间轨控改变倾角的需求,提高了任务可靠性。自由返回轨道的轨道参数如表 2 所示,飞行过程示意图如图 2 所示。

5.1.2 服务舱规避机动设计

为保证舱器分离后返回器的飞行安全且能够利用服务舱继续进行拓展试验任务,舱器分离后利用服务舱实施规避机动,将服务舱飞行轨道的近地点高度由约 60 抬升至 130 km 以上的安全高度。为保证服务舱在分离后快速、可靠规避,将飞行器在月地转移过程至距地面约 5000 km 高度处设为舱器分离点,采用全局优化方法,将规避机动轨控姿态优化设计

表 2 月地高速再入返回器飞行轨道参数

序号	轨道参数	参数值
1	地球出发近地点高度	200 km
2	地球出发轨道倾角	28.5°
3	地球出发轨道类型	降轨发射
4	再入点轨道倾角	45° (相对地球固连系)
5	再入点高度	120 km
6	再入角	-5.8°
7	地球返回轨道类型	升轨返回

图 2 绕月自由返回轨道飞行过程示意图

为指向近地点矢量偏置 13° , 同时将服务舱轨控姿态机动速度由 $0.2^\circ/\text{s}$ 调整为 $0.75^\circ/\text{s}$, 490 N 发动机开机前推进剂沉底准备时间由 240 改为 40 s. 服务舱规避机动后的近地点高度大于 137 km. 服务舱规避机动设计结果如图 3 所示.

5.1.3 月地高速再入返回飞行器轨道中途修正策略设计

针对返回器再入角 $-5.8^\circ \pm 0.2^\circ$ 的高精度再入走廊要求, 采用一次变轨同时瞄准再入点高度、倾角、再入角及开伞点对应轨道平面的修正策略, 飞行器每次修正后均瞄准再入点预期参数, 中途修正控制目标逐步逼近收敛. 另外针对飞行过程中确定性的影响(如舱器分离速度等)采取预偏置策略, 降低已知因素对再入角偏差的影响. 月地高速再入返回飞行器在轨安排了 6 次中途修正, 保证了返回器准确进入再入走廊.

5.2 舱器接口及双平台并行运行设计

5.2.1 舱器接口设计

1) 机械接口设计

服务舱通过四套火工锁实现与返回器的连接、解锁, 返回器大底底部设置 4 根钛管, 服务舱一侧的返回器支架上设置了火工锁接口. 服务舱通过 4 套弹簧分离推杆实现与返回器分离, 返回器大底上设置了 4 个弹簧推杆作用点垫块, 返回器支架设置了推杆的

安装接口.

返回器与服务舱之间设置了 2 套机械分离信号装置, 分别为服务舱、返回器提供机械分离信号.

2) 电接口设计

整器状态下, 服务舱与返回器之间通过压紧的电分离摆杆机构及快速分离电连接器实现电气连接. 返回器与服务舱电分离时, 首先起爆电分离摆杆机构上的压紧释放火工装置, 之后在分离弹簧的作用下分离摆杆摆开, 从而实现快速分离电连接器断路. 返回器一侧为快速分离电连接器的插座端, 对与该插座相连的返回器内部电路进行了防短路设计, 以防再入过程气动烧蚀引发电气故障.

在供电接口方面, 在舱器联合飞行阶段, 服务舱为返回器供电. 分离前通过切换开关转为返回器蓄电池组供电. 在信息接口方面, 设计了穿舱 1553B 总线, 返回器数管计算机经该总线连入服务舱 1553B 总线主干网, 通过多体制数据系统融合设计解决了舱器异构数据系统间信息交互的难题. 在舱器联合飞行阶段, 通过该总线实现舱器间信息交换; 当舱器分离时, 通过服务舱总线开关实现总线变结构切换, 确保分离后服务舱网络工作正常. 另外, 设计了少量穿舱电缆, 用于服务舱向返回器发送采集部分重要指令和工作状态.

3) 热接口设计

服务舱与返回器采用隔热设计, 返回器支架与服务舱的连接面采用隔热垫进行隔热.

5.2.2 双平台并行运行设计

月地高速再入返回飞行器由服务舱和返回器双平台构成, 通过双平台并行运行设计, 提高了系统工作可靠性, 确保了高精度再入返回任务的实现. 具体设计情况如下:

1) 舱器协同工作实现返回器惯性测量单元(IMU)标定. 通过服务舱三轴姿态机动策略设计和 IMU 标定滤波算法设计, 利用服务舱高精度星敏感器信息对返回器 IMU 安装偏差和测量误差进行在轨标定, 进一步提高返回器导航精度;

2) 舱器联合可靠建立返回器分离状态. 通过服务舱姿态机动提供合适的返回器分离姿态, 缩短返回器独立导航工作时间, 进一步提高导航精度; 将服务舱高精度姿态和时间信息作为返回器导航初值建立的基准, 保证导航初值高精度建立; 利用服务舱信

图 3 服务舱规避机动过程示意

道完成返回器分离状态建立所需指令和数据注入, 并完成返回器下行遥测及舱器分离状况图像监视传输, 确保返回器分离状态高可靠建立;

3) 舱器联合实现上行信道备份. 舱器联合工作期间, 将服务舱测控信道作为与地面站通信的主要通道, 提供月地高速再入返回飞行器在轨测控服务, 服务舱接收并转发来自地面站上行的返回器控制信息及来自返回器的下行遥测信息; 另外也设计了利用返回器上行测控信道接收地面站上行注入的服务舱指令数据并转发给服务舱的备份功能.

5.3 舱器分离过程设计

月地高速再入返回飞行器在月地转移过程至舱器分离点时, 进行服务舱和返回器分离. 舱器分离过程的工作程序如下:

1) 分离前 40 min, 飞行器调姿机动, 建立舱器分离姿态. 分离姿态定义如图 4 所示. 飞行器+X轴指向飞行反方向, 与飞行速度负方向的夹角为 30° , 指向地球一侧; +Z 轴位于轨道平面内, 并指向地球一侧.

2) 分离前 10 min, 返回器转内电, 由自身携带的蓄电池提供整器电源, 返回器测控、回收、推进等一次电源接通, 做好舱器分离准备.

3) 分离前 5 min, 服务舱照明灯打开, 分离监视相机工作, 开始执行分离监视程序.

4) 舱器分离前返回器 GNC 完成导航建立, 为舱器分离后惯性导航提供初始导航数据.

5) 舱器分离过程首先服务舱数管发送电分离摆杆摆开指令, 实现电分离. 发送指令后, 服务舱数管连续三次向服务舱 GNC 发送停控通知.

图 4 分离姿态示意图

6) 返回器数管单元(SMU)和 GNC 控制器(GNCC)各使用两个通道采集电分离信号. 返回器数管采集到电分离信号后发送返回器电分离信息给 GNCC.

7) 服务舱数管远置单元(RTU)B 和远置单元 D 采集舱器电分离信号, 远置单元 D 采集电分离摆杆摆开到位信号, 形成遥测下传, 供地面站监视分离情况.

8) 电分离摆杆摆开指令发出 625 ms 后, 服务舱数管发送火工锁解锁指令, 实现舱器机械分离, 返回器 SMU 采集机械分离信号并将分离信号发送给返回器 GNCC. 服务舱远置单元 A 和远置单元 D 采集机械分离信号, 形成遥测下传, 供地面站监视分离情况.

9) 返回器 GNC 分系统根据采集的电分离信号以及数管转发的机械分离信号和电分离信号, 采取三取二的方式判断舱器分离情况, 确认分离后延时 4 s 启控.

10) 服务舱 GNC 分系统收到数管停控通知后, 延时 6 s 启控.

舱器分离信号采集及时序设计如图 5~7 所示.

5.4 新技术试验设计

在完成高速再入返回任务的基础上, 充分利用服务平台的能力, 开展了后续航天任务使用的新技术、新设备在轨飞行验证设计. 新技术试验方案的制定充分考虑了新技术试验的必要性、服务舱的可用能力和本次飞行任务的特点. 具体设计如下:

1) 对可编程片上系统(SOPC)星上控制计算机、小型星敏感器和星敏防尘机构及轻小型化相机和双分辨率相机进行飞行验证试验, 考察低等级元器件对空间环境的适应性, 验证相关设备对飞行环境的适应性, 为后续任务奠定基础;

2) 针对再入返回过程测定轨精度要求高, 新技术试验安排了能够接收地球对面 GPS/GLONASS 卫星漏导航信号的导航定位设备, 开展高轨定位试验, 为深空探测再入返回器和高轨道卫星的导航定位提供新的技术手段;

3) 新技术试验开展的时机以不影响正常飞行任务执行为前提来确定, 在正常飞行程序中择机安排新技术试验, 同时设计了专门的配电控制设备, 定义了全新的数据组织协议, 确保新技术试验设备与服务舱其他设备的协调性;

图 5 电分离信号采集示意图

图 6 机械分离信号采集示意图

图7 舱器分离时序

4) 充分利用自由返回轨道的特点,在地月转移段初期、月地转移后期及后续拓展任务中设计了导航定位设备开机试验,实现由近及远和由远及近的不同飞行高度和飞行速度下的定位测试,同时设计了2个导航信号全向接收天线和器上数据存储功能,确保导航试验不受飞行器姿态大范围变化和下行数据通道临时中断的影响;

5) 小型星敏感器和星敏防尘机构高温考核测试利用飞行器姿态指向调整的时机,在小型星敏感器和星敏防尘机构长时间处于阳光照射时设计了开机试验,充分考核设备对在轨高温工况的适应性;

6) 利用飞行器在月球近旁转向飞行的时机,综合考虑光照条件和月球与地球的相对关系,设计开展新技术试验相机在轨测试,完成特定条件下的地月合影。

6 月地高速再入返回飞行过程设计

根据月地高速再入返回飞行器采用的地月自由返回轨道特性,将月地高速再入返回飞行器飞行过程划分为6个飞行阶段,分别为发射段、地月转移段、月球近旁转向段、月地转移段、再入返回段和回收着

陆段。飞行器飞行过程任务剖面如图8所示。

6.1 发射段

发射段是指从运载火箭起飞开始到器箭分离为止的飞行阶段。月地高速再入返回飞行器在西昌卫星发射中心发射,通过运载火箭直接送入地月转移轨道入口点。飞行器在该段由结构承受主动段载荷,器上设备处于主动段工作模式。

6.2 地月转移段

地月转移段是指从器箭分离开始到飞行器到达距离月球约66200 km的影响球^[3]边界为止的飞行阶段。全过程飞行时间约81 h,飞行器在该段完成对日定向、太阳翼展开、服务舱推力器标定、返回器GNC分系统IMU标定试验、新技术试验和3次轨道中途修正。

6.3 月球近旁转向段

月球近旁转向段是指从飞行器进入月球影响球开始到飞行器飞出月球影响球为止的飞行阶段。飞行器在该段借助月球引力改变自身相对地球的轨道倾角,同时开展新技术试验任务,全过程飞行时间约32 h。

图 8 月地高速再入返回飞行器飞行过程

6.4 月地转移段

月地转移段是指飞行器从飞出月球影响球开始到舱器分离的飞行阶段. 飞行器在该段完成返回器 GNC 分系统 IMU 标定、新技术试验和 3 次轨道中途修正, 并根据需要进行再入航程调整, 同时完成返回器与服务舱分离的准备工作, 全过程飞行时间约 83 h.

6.5 再入返回过程

再入返回段是指月地高速再入返回飞行器从舱器分离点到返回器弹射开伞的飞行阶段. 返回器在该阶段首先滑行飞行, 并以再入姿态进入地球大气层. 其后采用半弹道跳跃式方式飞行, 到达开伞高度时自主开伞. 全过程飞行时间约 40 min.

从舱器分离后到 10 km 开伞点, 返回器再入返回分为 4 个阶段, 如图 9 所示.

6.5.1 自由飞行段

自由飞行段是从舱器分离点至返回器距地面 120 km 高度的飞行阶段, 该段的主要任务是在舱器分离后建立并保持飞行姿态, 从舱器分离点至返回器距地面 300 km 高度的飞行过程中, 确保返回器卫

星导航信号天线指向天顶, 距地面高度 300 km 处建立配平姿态, 做好再入大气的准备.

6.5.2 一次再入段

一次再入段是返回器从距地 120 km 再入大气至重新跳出大气层的飞行阶段, 该阶段返回器通过大气减速, 降低返回器飞行能量, 同时通过防热材料烧蚀带走产生的热能, 一次再入过程中返回器通过升力控制, 保证返回器二次再入大气的再入点状态满足二次再入走廊的要求.

6.5.3 跳出段

跳出段是返回器跳出大气层至二次进入大气层的飞行阶段, 该阶段返回器沿开普勒轨道飞行, 通过一次再入过程控制该阶段的飞行路径来调整再入航程. 返回器在该阶段完成一次再入大气过程的数据下传, 在卫星导航可用的情况下完成对返回器 GNC 导航偏差的修正.

6.5.4 二次再入段

二次再入段是返回器二次再入大气层至距地面 10 km 高度开伞点的飞行阶段, 返回器在该阶段进一

图 9 再入返回飞行过程示意图

步减速，降低飞行能量，通过耐热材料进一步烧蚀带走产生的热能。返回器通过升力控制保证返回器开伞点精度，在开伞时控制返回器飞行姿态满足开伞要求，确保正常开伞。

6.6 回收着陆过程

回收着陆段是指返回器从弹射开伞开始到着陆并成功回收为止的飞行阶段。其中由弹射开伞至返回器着陆的飞行时间约 10 min，返回器着陆后回收信标的最长工作时间为 48 h。

回收着陆过程中返回器依次完成减速伞和主伞的拉出和展开，通过降落伞进一步减速，返回器按照预定的速度安全着陆，自主开启回收信标和卫星救援示位标，做好回收准备。回收着陆过程的主要飞行事件如图 10 所示。

7 主要在轨飞行结果

7.1 轨道控制

月地高速再入返回飞行器在轨完成了 3 次轨道

中途修正，分别为预定的第一次、第二次和第五次中途修正，其余中途修正取消。完成第五次中途修正后返回器再入角偏差 0.024° ，再入点处轨道倾角偏差 0.004° ，实现了高精度再入走廊进入。

服务舱在舱器分离后成功实现规避机动，规避完成后服务舱近地点高度为 138 km，服务舱成功拉起，继续开展在轨试验。

7.2 舱器分离

2014 年 11 月 1 日 5 时 53 分 44 秒，服务舱和返回器分离。舱器分离前 40 min，月地高速再入返回飞行器完成了分离姿态建立，分离姿态建立正确，姿态偏差小于 0.1° ，均满足要求。

舱器分离过程中，返回器三轴姿态角速度小于 $0.6^\circ/\text{s}$ ，分离相对速度为 0.591 m/s，舱器分离过程正常，分离偏差满足指标要求。

7.3 返回再入

舱器分离后返回器进入返回再入飞行过程，返回再入飞行过程状态良好，各项指标均满足要求。返

图 10 回收着陆过程示意图

图 11 舱器分离过程成像监视结果

(a) 分离监视相机 A 舱器分离成像; (b) 分离监视相机 B 舱器分离成像

回器再入过程中各项指标实现情况如表 3 所示.

7.4 回收着陆

返回器飞行至距地面 11.29 km 高度时, 自动执

行了开伞程序, 开伞后飞行状态良好, 着陆速度满足要求, 着陆后无变形和破坏, 状态良好. 各项指标均满足要求. 回收着陆过程中各项指标实现情况如表 4 所示. 返回器着陆后的状态如图 12 所示.

7.5 新技术试验

月地高速再入返回飞行器进行了后续任务相关设备的在轨飞行试验, 实现了新技术的突破与验证.

1) 完成了 SOPC 星上控制计算机、小型星敏感器和星敏防尘机构在轨试验验证. 飞行结果表明, 相关设备在轨工作状态良好, 能够适应在轨飞行环境条件.

2) 完成了能够接收漏卫星导航信号的导航定位设备的高轨定位试验. 飞行结果表明星载导航设备性能良好, 地月转移段在 11000~53000 km 完成定位,

表 3 返回再入过程主要指标实现情况

	指标要求	实现情况
再入过程过载	<7g	最大过载小于 5g
内壁温度	从初始再入至着陆地面, 返回器金属结构内壁温度不大于 200℃	返回器着陆时刻金属结构内壁最高温度 28.5℃, 最大温升 76.4℃.
防热烧蚀	返回器再入大气过程中, 防热材料烧蚀后退量越小越好, 应满足气动外形要求.	返回器结构表面平整、平滑, 表面开孔、凹坑、缝隙、突起物等烧蚀状态良好, 烧蚀情况符合预期, 气动外形满足要求.
开伞点精度	±30, ±20 km	偏差量 509 m

表 4 回收着陆过程主要指标实现情况

	指标要求	实现情况
开伞高度(km)	不低于 10	11.29
开伞轴向过载(g)	不大于 7	最大开伞过载小于 5
着陆速度(m/s)	<13	11.7
落点精度(km)	$\pm 95, \pm 55$	偏差量 2.92

图 12 返回器着陆后状态

月地转移段在 50000~5000 km 完成定位, 定位精度优于 100 m.

3) 完成了新研的技术试验相机和双分辨率相机的飞行试验. 飞行结果表明, 相机设备对空间环境适应性良好, 正常完成了对地球拍照和地月合影. 相机拍照结果如图 13 所示.

8 结论

探月三期月地高速再入返回飞行器设计约束条件多、任务模式多、技术难度大、复杂程度高、新研产品多, 此次任务的圆满成功, 表明我国已经全面突破和掌握了高速再入返回技术, 为探月三期嫦娥五号任务的顺利实施奠定了坚实的技术基础. 型号研制过程中取得了一批具有自主知识产权的创新科研成果, 这些成果可用于载人登月和行星际探测任务, 有力的促进了深空探测领域航天技术的发展, 同时带动了其他相关学科和领域的技术进步, 推动了我国科技自主创新能力的提升.

图 13 搭载相机在轨成像结果

(a) 技术试验相机月地合影; (b) 双分辨率相机对地拍照; (c) 双分辨率相机地月合影

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 褚桂柏, 张熹. 月球探测器技术. 北京: 中国科学出版社, 2007
- 3 杨嘉墀. 航天器轨道动力学与控制(上). 北京: 中国宇航出版社, 2005

Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program

YANG MengFei¹, ZHANG Gao², ZHANG Wu², PENG Jing², WANG Yong³, WANG XiaoLei³,
CHEN ChunLiang², DU Ying² & ZHANG ZhengFeng²

¹ China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

² Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

³ Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China

The circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program is the first deep space reentry mission of China. The purpose of the mission is to break through the key technique of moon-earth hyper speed reentry, and lay foundations of the Chang'E-5 probe. This report introduces the characteristics, overview and development history of the mission, gives a comprehensive to the double-platform and multi-target scheme, on-orbit procedure, and presents on-orbit results of the mission. The on-orbit results show that all function and capacity meets the requirements of the mission, the spacecraft is in good condition when flying, and the scheme design is correct and feasible.

3rd phase of Chinese lunar exploration program, circumlunar return, hyper speed reentry, double-platform

doi: 10.1360/N092014-00484