



嫦娥三号探测器地面验证技术

孙泽洲, 张焄, 贾阳*, 吴学英, 申振荣, 任德鹏, 党兆龙, 王闯, 顾征, 陈百超

中国空间技术研究院总体部, 北京 100094

* E-mail: jiayangdoc@sohu.com

收稿日期: 2014-01-15; 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 嫦娥三号的任務目標以及月球表面環境的複雜性對嫦娥三號探測器的地面試驗驗證工作提出了很高的要求, 嫦娥三號探測器的研製過程中, 不但要開展常規航天器必做的試驗項目, 還必須結合任務目標及環境特點開展大量的專項試驗, 地面試驗的充分性保證了任務的順利完成。在介紹了嫦娥三號地面驗證需求及地面驗證試驗的要求之後, 重點介紹了系統級的專項試驗策劃、實施情況, 以及試驗的結果, 最後對嫦娥三號地面試驗方法與試驗技術進行了總結, 對未來深空探測器研製試驗具有重要的參考價值。

关键词

嫦娥三号
着陆器
巡视器
地面验证
试验方法
试验技术

1 引言

前苏联与美国在上世纪的第一次探月高潮期间, 成功发射了“Luna”系列探测器、“Apollo”载人飞船等, 获得了月球探测的大量数据。这些探测器的研制过程中, 在地面开展了大量的试验, 服务于工程的顺利实施。例如, 为“Apollo”工程在休斯顿约翰逊空间中心建立了一个空间环境模拟室(ESL), 以提供“Apollo”时期所有载人航天器和月球车(lunar roving vehicle, LRV)的地面试验, 该模拟器可以进行低重力和真空条件的模拟, 以验证设备在月表环境中的工作性能; 美国航空航天局还在位于德克萨斯州休斯顿的约翰逊空间中心建立了室外的月球地貌试验场(lunar topographic simulation area)^[1]。

在嫦娥三号研制过程中, 结合不同研制阶段的目标, 利用不同阶段的产品, 在大系统级、系统级、分系统级、单机级等不同的层次, 开展了大量的地面验证试验。其中, 不仅包含了常规航天器必做的试验

项目, 更重要的是结合任务目标及环境特点开展了大量的专项试验, 地面试验的充分性保证了任务的顺利完成。

本文对嫦娥三号的地面验证需求、验证试验要求、验证试验实施工作情况进行分析, 对嫦娥三号地面研制试验技术和方法进行总结。

2 嫦娥三号探测器地面验证需求分析

嫦娥三号地面验证的特殊需求主要来自于任务的复杂、月面环境的苛刻。

2.1 任务的复杂性

嫦娥三号探测器经过发射段、地月转移段、环月段和动力下降段的飞行, 在月表选定的区域实施软着陆, 着陆器开展就位探测, 巡视器开展巡视勘察, 并把探测数据传回地面。

每个阶段的具体程序和工作模式设计都十分复

引用格式: 孙泽洲, 张焄, 贾阳, 等. 嫦娥三号探测器地面验证技术. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 369–376

Sun Z Z, Zhang H, Jia Y, et al. Ground validation technologies for Chang'E-3 lunar spacecraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 369–376, doi: 10.1360/092014-38

杂。例如, 动力下降段又可细分为 7 个阶段: 着陆准备段、主减速段、快速调整段、接近段、悬停段、避障段、缓速下降段^[2]。根据任务过程分析, 月面巡视探测设计了感知模式、移动模式、探测模式和充电模式, 分别完成月面环境感知、月面移动、科学探测以及补充能源等任务, 考虑到任务实施过程中可能出现意外或故障, 设计了安全模式; 针对月面光照条件以及进出月夜, 设计了月昼转月夜模式、休眠模式、月夜转月昼模式^[3]。

各阶段的不同任务目标, 各工作模式的探测器工作状态, 使得系统级、分系统级的地面验证工作十分复杂, 必须通过周密地策划, 才能确保地面验证试验覆盖在轨任务的不同需求。

2.2 环境的复杂性

通过对嫦娥一号、二号探测数据的分析, 并参考国外资料, 形成对月球表面环境, 尤其是对着陆区域环境的认识^[4]。验证试验在地面进行, 由于地面环境与月球表面存在差异, 因此试验中需要模拟月表的环境特征。其中影响探测器功能、性能及试验考核目的的主要环境包括:

1) 低重力。由于地面重力环境与月球表面存在差异, 需要在试验中等效模拟月面低重力环境, 才能准确有效地对机构的驱动性能、巡视器的移动性能和着陆器的着陆过程进行模拟验证。

2) 月表地形、地貌。月表的地形地貌包括陨石坑、石块等, 着陆器中机构、导航敏感器的设计, 着陆稳定性的分析, 以及巡视器的通过性分析、环境感知、路径规划设计与验证等, 与月面的地形地貌息息相关。上述环节均是探测器的任务关键环节, 需要在试验场中模拟月表的地形、地貌特征, 以实现准确有效地验证。

3) 月壤。月壤的内聚力、内摩擦角等物理力学参数与地面土壤差别较大, 这直接影响着陆缓冲试验的设计, 影响巡视器轮壤的相互作用和整器的移动性能的考核, 地面试验中需要通过制备工程模拟月壤来实现月壤环境的模拟。

4) 月尘。月表的月尘环境对光学设备表面、机构的性能均有影响, 需要实现月尘的地面试验模拟, 确保设备月面可靠工作。

5) 高低温。着陆地区的温度在 $-180\sim 90^{\circ}\text{C}$ 之间变化, 需要在地面试验过程中, 实现高低温、变温速

率的模拟, 才能对系统和单机热设计的正确性、环境的适应性进行充分的考核。

6) 月表光照。月表光照影响着陆过程对月面的可见光成像, 而巡视器的环境感知是通过提取环境图像的灰度信息并经过视觉处理实现的。地面试验中, 需要构建大面积的灯阵, 并对光源及其位置进行优化, 模拟月表的平行光均匀入射环境和强光照射环境。

月面环境模拟为地面试验设计带来了复杂性, 在地面系统级验证试验中, 环境模拟已成为关键技术, 经过技术攻关才获得突破^[5]。

3 嫦娥三号探测器地面验证试验要求

嫦娥三号探测器的地面验证试验按照试验类别划分为常规试验、专项试验; 按照试验的技术层次, 主要分为单机产品试验、分系统级试验、系统级试验、大系统级试验。

3.1 大系统级试验

大系统级试验主要包括:

1) 以验证探测器系统与运载系统、发射场系统接口的协调性, 以及发射场工作流程合理性为目的的探测器系统与发射场系统合练;

2) 以检验器箭机械接口、电接口的准确性、协调性为主要目的的探测器系统与运载系统的对接试验;

3) 以检验探测器与测控系统的深空站、VLBI 站、测量船上下行射频接口和数据接口匹配性为目的的探测器系统与测控系统的对接试验;

4) 以检验探测器与地面应用系统的地面接收站下行射频接口匹配性为目的的探测器系统与地面应用系统的对接试验。

上述试验, 一般航天器也需要开展, 嫦娥三号任务中涉及 VLBI 等测试项目, 具体不再赘述。

3.2 系统级试验

系统级试验中, 包括整器电性能综合测试、EMC 试验、ESD 试验, 力学试验和热试验(包括热平衡试验、热真空试验), 针对嫦娥三号探测器的特点, 开展了有针对性的试验设计, 但总地说来, 这些试验属于常规试验。除此之外, 针对探测器首次在地外天体软

着陆和巡视勘察任务的特殊性和月面新环境, 安排了悬停避障缓速下降试验、着陆冲击试验、着陆稳定性试验、巡视器内场试验、外场试验、组合面试验等系统级试验验证项目, 具体后文详述。

3.3 分系统级试验

分系统级试验中, 除常规的分系统测试等工作外, 针对特殊的新环境, 安排了百余项分系统专项试验, 包括机构产品低温展开试验、两相流体回路性能测试、可变热导热管性能测试、组合缓冲试验、单腿缓冲试验、 γ 关机敏感器真空标定试验、7500 N 发动机可靠性热试车、推进分系统可靠性热试车、GNC 敏感器挂飞试验、车轮台架性能试验、高低温环境下的移动性能试验、视觉专项试验、休眠唤醒专项试验等专项试验项目。

3.4 单机级试验

对正样单机产品进行了旨在暴露制造潜在缺陷的验收试验, 试验具体内容包括循环老炼、磨合、正弦、随机、噪声、热循环、热真空、高温存储、低温存储、低气压放电等试验项目。

结合月面环境特点, 确定了嫦娥三号单机产品的试验矩阵与试验规范, 其中有特点的试验项目及要求包括:

- 1) 高温存储. 验证探测器月面期间, 组件经历月昼极限高温存储后仍保持正常工作的能力, 舱内一般设备高温存储温度: $+85^{\circ}\text{C}$ (鉴定级)。
- 2) 低温存储. 验证探测器月面期间, 组件经历月夜极限低温存储后仍保持正常工作的能力, 舱内一般设备低温存储温度: -65°C (鉴定级)。
- 3) 月尘试验. 为了验证月尘不会对机构运动造成危害, 对机构类产品安排了月尘试验。
- 4) 颠簸试验. 为了验证巡视器在月面地形崎岖不平环境下行驶时, 颠簸不会对巡视器造成损坏, 安排了移动装置、太阳翼和桅杆等颠簸振动试验。

4 嫦娥三号探测器系统级专项试验

嫦娥三号探测器开展了大量试验验证工作, 其中系统级专项试验包括 6 项: 以 GNC 分系统与推进分系统的协调工作能力验证为目的的悬停避障缓速下降试验; 以考察着陆速度、着陆姿态对着陆稳定性

影响为目的的着陆稳定性试验; 以验证着陆器主结构在典型工况下抗冲击性能为目的的着陆冲击试验; 以典型月面地形下巡视器移动性能测试为目的的组合面试验; 以巡视器移动性能、导航控制性能测试为主要目的的内场试验; 在西北沙漠地区开展了以巡视器遥操作程序验证为主要目的的外场试验。下面对部分系统级专项试验进行重点说明。

4.1 悬停避障缓速下降试验

悬停避障缓速下降试验目的包括: 验证 GNC 分系统测距测速敏感器、三维成像敏感器的静态及动态性能; 考核三维成像敏感器对安全区的识别及其判定算法; 验证探测器姿态、速度控制能力; 验证基于导航敏感器的自主导航控制算法; 全面考核探测器悬停、避障、缓速下降过程中探测器控制能力及工作程序设计。

悬停试验系统主要由探测器子系统、着陆试验架子系统、模拟月表子系统、地面测量子系统、指挥控制子系统和试验保障子系统组成。

试验分为 3 个阶段。

第 1 阶段为变推力发动机不点火状态 GNC 功能测试, 该阶段主要验证 GNC 分系统导航敏感器的静态及动态性能。试验中验证器不加注推进剂, 推进分系统不加电; GNC 处于主动段工作模式状态, 参试的导航敏感器加电工作。验证器通过姿态锁紧杆被固定在快速随动平台上, 试验中验证器与塔架快速随动平台不发生垂直相对位移。第一阶段共完成了 15 个工况的试验。

第 2 阶段为变推力发动机点火状态 GNC 动态测试, 该阶段主要验证推进分系统工作性能, 在发动机点火的条件下验证 GNC 分系统各设备的性能; 验证探测器保持悬停状态的控制能力; 测试不同的导航敏感器组合条件下 GNC 的运动控制能力。第 2 阶段共完成了 3 个工况的试验。

第 3 阶段为全过程试验阶段, 该阶段全面考核探测器悬停、避障、缓速下降过程中导航控制算法、GNC 与推进分系统的协调工作能力及工作程序。试验中验证器加注推进剂, 推进分系统和 GNC 分系统均加电工作, 试验开始后验证器发动机点火并输出所需的推力, 塔架按恒拉力及随动模式控制, GNC 分系统按悬停、避障及缓速下降全过程进行控制, 验证器降至设定高度时发动机关机, 工况结束。第 3 阶段

共完成了 4 个工况的试验。

通过专用试验设施建设, 实现了月面地形地貌模拟, 实现了着陆过程的低重力模拟, 并可实现精密二维随动。在试验设施的保障下, 成功地完成了试验, 达到了试验目的, 为成功落月奠定了坚实的基础, 试验现场如图 1 所示。

4.2 着陆稳定性试验

着陆稳定性试验的目的是考察着陆器着陆时的速度、姿态对着陆稳定性的影响; 验证极限工况下的着陆稳定性; 修正着陆稳定性仿真模型。

着陆稳定性试验系统主要由试验器、倾斜着陆面、试验塔架(含随动天车)、吊挂释放装置(吊绳、摆绳、水平拉绳、释放系统等)和地面测量系统组成。

针对不同的着陆面表面状态、着陆面坡度和着陆方向, 选用极限着陆速度和极限着陆姿态, 共完成了 16 个工况的着陆稳定性试验。试验中初始着陆垂直速度、水平速度、姿态角最大分别达到了 4.19 m/s, 1.63 m/s, 15.72°。

试验过程中主支柱的最大载荷为 31.24 kN, 辅助支柱的最大载荷为 9.32 kN, 载荷未超出允许的范围。

试验过程中主缓冲器最大行程为 261 mm, 辅助缓冲器最大拉伸行程为 127 mm, 辅助缓冲器最大压缩行程为 38 mm, 缓冲行程均在设计的极限缓冲行程范围内。

在各典型着陆工况下, 着陆器均可以稳定着陆; 主辅支柱的缓冲行程均未超出设计值; 稳定性试验达到了考核极限着陆工况下着陆稳定性的目的, 试验现场如图 2 所示。

4.3 巡视器内场试验

巡视器内场试验的目的是: 测试巡视器在模拟月球低重力、月壤和月表地形地貌环境下的移动性能、导航与控制性能, 验证巡视器工作模式和工作程序设计的合理性。

巡视器内场试验系统由巡视器及其附属件、巡视器综合测试子系统、试验场子系统、试验辅助子系统、试验监控子系统、试验保障子系统和任务支持子系统组成。

内场试验项目分为移动性能试验、导航与控制性能试验、巡视器任务支持试验和自主驶离专项试验等 4 大类别, 共 28 个项目。



图 1 悬停避障缓速下降试验



图 2 着陆稳定性试验

4.3.1 移动性能试验

速度能力测试分别在试验场中 4 种工程模拟月壤上进行, 巡视器的前进和后退的最大速度均大于 200 m/h, 平均值为 62.2 mm/s(223.9 m/h)。通过调整石块高度的方法, 测试越障能力, 巡视器在水平地面上越过了 213 mm 的障碍物; 在 8°斜坡上, 也越过了 186 mm 的障碍物。构造陨石坑, 测试越坑能力, 巡视器越过了深度为 233 mm 的模拟坑; 在 8°斜坡上, 巡视器越过了深度为 216 mm 的模拟坑。巡视器在试验场中 8°区, 15°区和 20°区上均能够行进, 最大上坡的角度为 20.6°, 下坡角度为 25.5°。

在试验场中模拟月面区, 测试原地转向能力, 巡视器在水平区和坡道区, 均可实现原地转向和行进间转向能力。在坡道区时, 行进间转向的滑移会增大。

通过进行 4 种模拟月壤上巡视器的挂钩牵引力测试, 可知巡视器的最小挂钩牵引力为 101.4 N, 对应的理论爬坡能力为 27°。利用稳定性测试台测试巡

视起的静态稳定性, 具有俯仰稳定性角度 40° , 侧倾稳定性角度 37° 的能力。

4.3.2 导航与控制性能试验

在平地工况和模拟月面区, 巡视器的移动里程确定精度均优于 10%; 在上坡工况中, 移动里程确定精度较差, 在 20° 坡上时, 已经达到了 102.9%, 但在下坡工况中, 移动里程确定精度为 12.1%。

巡视器航向角控制测试是给定巡视器的行驶路线, 通过巡视器自主的航向角闭环控制, 使巡视器沿指定路径行进, 测试航向角控制精度. GNC 闭环控制下巡视器可沿指定路线前进, 巡视器在越过障碍物后, 巡视器可自主地保持航向角, 最后 20 s 的航向角控制精度为 0.35° 。

自主规划避障测试是指定巡视器的目标点和路径点坐标, 巡视器自主沿路径点移动到目标点. 在巡视器移动过程中, 自主进行环境感知和故障探测, 遇到障碍时进行相应的避障处理. 测试结果表明, 巡视器可自主地行进, 在遇到障碍物时, 可自主地避障, 并行进到目标点。

激光探测避障测试通过激光和避障相机相结合的方式对行进前方的障碍物进行识别. 测试结果表明, 巡视器在遇到行进前进方向的障碍物时, 会自主地停止, 距离障碍物的距离大于 0.5 m, 避障反应时间不超过 10 s。

4.3.3 任务支持试验

巡视器任务支持试验主要测试巡视器在月面工作时与任务支持系统的配合能力, 地面控制对地指向测试中的桅杆动作照片如图 3 所示。

地面任务支持系统具备利用导航相机完成远距离环境感知并进行导航单元规划的能力; 具备地面控制对日定向、对地指向的能力; 具备机械臂运动规划的能力. 巡视器在模拟月面区可寻找到合适的休眠地点. 通过巡视器感知/移动/探测联合过程试验, 确认巡视器月面工作程序设置合理可行, 但需要为机械臂投放等地面规划留有充足的时间。

4.3.4 自主驶离试验

试验结果表明: 巡视器在着陆器顶面上, 可对周围环境进行感知, 获得相关信息; 巡视器可采用直行避障右转驶离和不避障直行驶离两种方式, 驶离阴影区. 其中, 直行避障右转驶离模式可较好地识别障

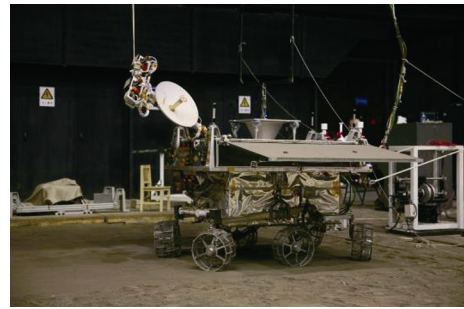


图 3 巡视器内场试验

碍物, 并使巡视器右转. 巡视器在着陆器顶面上各种情况下的挂钩牵引力可达 150 N 以上, 满足两器释放分离过程中两器分离插头强脱的需求。

4.4 巡视器外场试验

服务于巡视器系统验证, 一般采用在野外自然条件下, 寻找类似目标天体地形地貌的试验场区, 进行巡视器的外场试验, 综合验证巡视器的性能、地面操作控制程序, 同时对操作人员进行训练。

巡视器外场试验的目的是: 检验巡视器在未知、复杂、多变的环境下, 按照工作程序, 完成既定任务的能力; 训练和检验按照工作程序, 地面操作人员相互配合、正确操作的能力; 演练巡视器的任务过程, 检验和完善巡视器工作程序。

巡视器外场试验系统主要由巡视器、试验场子系统、试验监控子系统、试验辅助子系统、试验总控子系统、任务支持子系统和试验保障子系统组成。

外场选址的要求包括: 试验区场景单调, 无明显植被覆盖, 无较大的对比度差异; 试验场应为野外开阔地, 表层土壤干燥, 具有一定的石块、风化的碎石和尘土, 地形地貌与月表地形地貌分布尽量接近等. 在对地形地貌、气候等多方面的资料分析的基础上, 组织选址考察队, 最终确定选择敦煌西北 207 km 的库姆塔格沙漠边缘进行试验, 该试验场位于罗布泊地区的东部, 雅丹地貌西侧^[6]。

2011 年 10 月巡视器完成了外场试验, 包括任务规划试验、过夜停靠点试验、短距离移动探测试验、任务过程综合演练共 4 类工况。

4.4.1 任务规划试验

巡视器在模拟着陆点成像, 根据卫星图像、降落相机图像和巡视器相机图像进行巡视器初始状态分

析和信息融合,生成覆盖试验场的地图产品,在此基础上结合星历、光照、通信、巡视器状态(包括着陆点位置、能源状况、温度水平)及科学探测目标点(即任务规划终点)进行任务规划。

根据环境特征是否丰富选择 2 个着陆点位置设计 2 种试验工况,分别为环境特征明显时的任务规划测试,环境特征不明显时的任务规划测试。

按照要求,任务规划试验需要卫星图像和模拟降落相机图像作为试验的输入数据^[7]。试验中利用了美国 Geoeye 卫星影像数据,影像覆盖范围为 2 km×2 km,分辨率为 1.5 m。模拟月面着陆过程降落相机的图像,采用无人直升机进行航拍,获得了着陆过程高度由 1200 m 至距地面 4 m 过程中的图像序列。全景相机拍摄图像 112 对,导航相机拍摄了 36 对图像。

综合上述图像信息,根据巡视器的设计约束,考虑能源、热控、通讯的限制,按照月球星历模型,计算了巡视器 11 d 的工作程序安排,完成任务规划。

4.4.2 过夜停靠点试验

过夜停靠点试验演练巡视器月夜休眠前寻找过夜停靠点的过程。对巡视器在 100 m×100 m 范围内找到合适停靠点的可能性和时间进行摸底,完善巡视器工作程序安排。

以其中 1 个工况为例进行介绍。巡视器起始姿态为俯仰-1.205°,滚动-1.167°,偏航-167.483°,均不满足过夜停靠的要求。巡视器先进行环境感知,共拍摄 7 对导航相机图像。根据导航相机图像进行了全局路径规划,生成控制策略。

巡视器按照指令进行移动,在执行到最后一项指令,并行驶 1 m 左右时,巡视器姿态遥测满足休眠条件,停止后仍然满足条件,工况成功完成。巡视器最终的姿态为:俯仰 0.65°,滚动 0.62°,偏航 -177.36°。

4.4.3 短距离移动探测试验

短距离移动探测试验是在 100 m×100 m 范围内,巡视器按照在轨运行的真实情况进行移动、导航和探测,地面进行全程的任务支持。

短距离移动探测试验分为两类。有卫星图像和降落相机图像支持,需要按照任务规划的结果进行探测;无卫星图像和降落相机图像支持,由试验指挥在全景相机或导航相机图像上指定科学探测目标点。

以其中 1 个工况为例进行说明,巡视器的起始位置为(28.421 m, 29.756 m),科学探测目标点的位置为(43.36 m, 44.28 m)。巡视器首先进行环境感知,导航相机共成像 14 对。根据导航相机图像进行了三维重建和全局路径规划,生成控制策略。在全景相机成像完毕后,进行了红外成像光谱仪探测,随后进行了避障相机支持下的机械臂的展开和收拢,工况结束。

4.4.4 任务过程综合演练

在所有单项测试项目完成后,外场试验进入任务过程综合演练阶段,巡视器进行长距离、大范围(1 km 以上)的移动探测,在过程中演练移动、感知、探测、充电、月昼转月夜等工作模式。除了验证巡视器的综合性能外,该试验还可以训练和检验地面人员的操作技能和团队配合能力,完善地面任务支持的工作流程,提高器地配合能力。

在任务过程综合演练中,巡视器开展了 5 个科学探测点的探测和长距离测月雷达探测,并进行了充电模式、出入测控弧段、太阳高度角大于 33°辅助热控、寻找过夜停靠点等多个模式的演练,如图 4 所示。

5 地面验证技术的发展与推动

由于嫦娥三号探测器与典型的航天器相比,具有较强的特殊性,在开展充分的地面验证试验的过程中,丰富和发展了航天器地面试验验证技术与方法,主要表现在:

1) 多种低重力模拟方法。地面实现低重力环境模拟的方法主要有 3 种,分别是直接模拟法、力平衡法和相似模型法。力平衡法按其试验手段又可分为垂向平衡法和斜向平衡法。

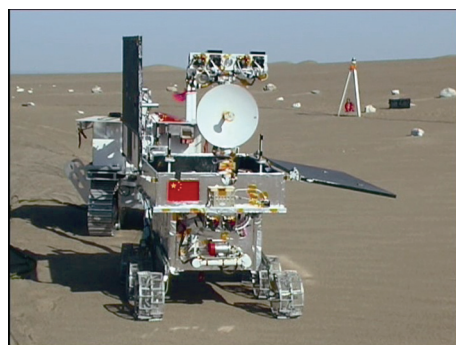


图 4 巡视器外场试验

嫦娥三号探测器地面试验中采用的主要是力平衡法,并在多刚体低重力模拟及模拟精度上有新的发展.

巡视器内场试验中采取在主副摇臂上增加配重,调整吊丝受力点等方法,保证巡视器每个车轮与地面的作用力在平面行驶、爬坡、越障等各种动态情况下均与月面相同.

在着陆器的悬停避障缓速下降试验和巡视器的内场试验中通过精密的视觉定位、力控与二维随动,保证了低重力的模拟精度优于 5%. 在着陆稳定性试验中,采用斜向平衡法也很好地实现了低重力的模拟.

在机构展开试验中,利用配重、氦气球,大量采用了垂直平衡法实现低重力的模拟.

2) 工程模拟月壤的制备与整备. 根据不同的试验目的,发展了多种工程模拟月壤的制备与整备方法,实现月面地形地貌模拟,并符合试验所需要的月壤物理力学性能.

在着陆器的试验中,提高月壤的承载能力,对试验而言是偏保守的,而在巡视器移动试验中,松软的月壤将使巡视器牵引力变小,因此不同的试验,对工程模拟月壤的要求不同. 在制备过程中主要通过粒径级配进行控制,在整备过程中主要通过淋洒、压实过程,利用内摩擦角、内聚力等参数进行控制.

3) 光照模拟方法. 服务于探测器光学敏感器测试的需要,采用多种光源的复合组阵技术,实现了大辐照面积下的所需要的可见光谱段、红外谱段 0.2 太阳常数辐照模拟.

4) 精密定位定姿方法. 服务于巡视器试验中动态、高精度的定位、定姿要求,以及高精度的地形测量要求,将室内 GPS、激光雷达技术引入航天器系统试验,提高了高精度位置、姿态测量,以及微小形变测量的能力.

5) 低温试验温区拓展. 航天器低温及降温速率的模拟,一直没有得到很好的解决,由于月面低温环境及鉴定温度拉偏等原因,嫦娥三号舱外设备需要实现 -215°C 的低温,传统方法无法实现.

采用 20 K 的气氦循环制冷手段代替 100 K 的液

氮低温模拟方式,实行了舱外设备的低温储存试验,拓展了航天器环境试验温度模拟温区范围,提高了我国航天器环境试验设备的能力.

6) 月尘环境方法. 探测器工作在月球表面,不可避免地会受到月尘的影响作用. 月尘环境主要是由 4 个因素导致的,包括发动机羽流喷射、着陆冲击、巡视器移动携带和月表环境自然激扬. 月尘对探测器的影响作用主要为以下几个方面:月尘吸附在光学设备表面,导致其成像性能的降低;月尘进入机构内部,影响其正常运动;吸附在太阳电池阵表面的月尘,会影响太阳电池阵的输出功率;探测器的散热片、热控涂层或隔热多层表面黏附月尘后会导致其性能下降,改变探测器的温度分布;两器释放过程中如转移机构上附有月尘,则影响巡视器车轮与转移机构间的接触状态,影响释放过程的安全性. 发展了机构等舱外设备的月尘试验方法,采取针对性的防尘措施,确保了设备月面环境的可靠工作.

7) 提高了航天器环境模拟的能力与水平. 系统试验中需要对月球表面环境进行综合模拟,按照效应模拟原则,在试验设计、设备研发过程中,突破了大量关键技术,以着陆器的悬停避障及缓速下降试验系统、巡视器内场试验系统为代表的系统及试验设备,以氦流程低温储存试验设备、月尘试验设备为代表的单机试验设备,提高了我国航天器环境模拟的能力与水平.

6 结论与展望

嫦娥三号的试验目标以及月面环境的复杂性对嫦娥三号探测器的地面试验验证工作提出了很高的要求,决定了探测器研制过程中,不但要开展常规航天器必做的试验项目,还必须结合任务目标及环境特点开展了大量的专项试验,地面试验的充分性保证了任务的顺利完成.

这些专项试验的开展同时也推动了航天器试验技术与方法的进步,提高了我国航天器环境模拟的能力与水平,对未来深空探测器研制试验具有重要的参考价值,对试验设计具有重要的指导意义.

参考文献

- 1 YNDON B. JOHNSON SPACE CENTER. Apollo program summary report. National Aeronautics and Space Administration. Houston: Texas, 1975

- 2 孙泽洲, 贾阳, 张焱. 嫦娥三号探测器技术进步与推动. 中国科学, 2013, 43: 1186–1192
- 3 贾阳, 陈建新, 申振荣, 等. 月面巡视探测器. 航空制造技术, 2007, 12: 44–47
- 4 张伍, 党兆龙, 贾阳. 月面数字地形构造方法研究. 航天器环境工程, 2008, 25: 301–305
- 5 贾阳, 陈建新, 张焱. 月面巡视探测器关键技术分析. 航天器工程, 2006, 15: 54–58
- 6 贾阳, 王琼, 王芳, 等. 月面巡视探测器外场试验方法. 航天器环境工程, 2012, 29: 602–607
- 7 李群智, 宁远明, 申振荣, 等. 行星表面巡视探测器遥操作技术研究. 航天器工程, 2008, 17: 29–35

Ground validation technologies for Chang'E-3 lunar spacecraft

SUN ZeZhou, ZHANG He, JIA Yang, WU XueYing, SHEN ZhenRong, REN DePeng,
DANG ZhaoLong, WANG Chuang, GU Zheng & CHEN BaiChao

Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

The Chang'E-3 mission goals and the lunar complicated environment on the moon required high demands for the ground validation of Chang'E 3 lunar spacecraft. During the development of Chang'E-3 lunar spacecraft, a large number of special system-level tests under the condition of Chang'E-3 mission goals and lunar environment are arranged besides the required tests of ordinary spacecraft. The sufficient ground validation tests are carried out to ensure the successful mission of Chang'E-3 lunar probe. Firstly, the requirements of Chang'E-3 ground validation and demands of ground validation tests are introduced. Secondly, the Chang'E-3 special system-level test scheme, process and results are described in detail. Finally, the Chang'E-3 ground tests methods and technologies are concluded. This paper provides important references for the development of deep space spacecrafts in the future.

Chang'E-3, lunar lander, lunar rover, ground validation, test method, test technology

doi: 10.1360/092014-38