嫦娥五号探测器地面试验验证技术

任德鹏¹, 李青^{1*}, 张正峰¹, 杜颖¹, 黄昊¹, 舒燕¹, 彭兢¹, 阮剑华¹, 张伍¹, 张高¹, 杨孟飞²

1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 中国空间技术研究院, 北京 100094

* E-mail: lqcast@163.com

收稿日期: 2021-03-20; 接受日期: 2021-04-28; 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 嫦娥五号探测器月球无人采样返回任务的复杂性和特殊性对探测器地面试验验证工作提出了很高的要求, 试验需求覆盖大系统级、系统级、分系统级、组件级等多个层级, 必须针对采样封装、月面起飞、月球轨道交会对接与样品转移、高速再入返回等关键过程进行地面试验验证, 试验项目多, 试验难度大. 在分析了嫦娥五号探测器地面试验验证的特点、各层级试验需求之后, 重点介绍了主要大型综合试验的试验系统、试验方法、试验结果等, 最后对嫦娥五号探测器地面试验验证技术的创新点进行了梳理, 对未来复杂航天器或深空探测器的地面试验和设计验证具有重要的参考价值和指导意义.

关键词 嫦娥五号, 月面起飞, 采样返回, 地面验证, 试验方法, 试验技术

1 引言

2020年12月17日, 嫦娥五号返回器携带月球样品在内蒙古四子王旗预定区域成功着陆, 标志着我国首次地外天体采样返回任务圆满完成. 在嫦娥五号探测器成功实施月球采样返回之前, 仅有美国和苏联两个国家在20世纪60年代和70年代分别执行过载人登月返回和月球无人采样返回任务. 自1969年Apollo-11任务首次实现载人登月返回起, 美国共执行了6次载人登月任务, 将12名宇航员送到了月球表面, 共返回了约382 kg的月球样品. 苏联成功实现了3次月球无人采样返回任务, 分别是Luna-16(1970年)、Luna-20(1972年)

和Luna-24(1976年), 共获得约380 g月球样品. 美国在Apollo工程中, 针对载人登月任务开展了大量的地面试验验证工作^[1], 包括基于LLRF(Lunar-Landing Research Facility, <https://crgis.ndc.nasa.gov/historic/1297>)的登月舱综合验证试验、基于LLRV(Lunar-Landing Research Vehicle)^[2~4]的月面软着陆和起飞载人操控试验、着陆稳定性试验、着陆冲击试验、羽流模拟试验等. 苏联在Luna探测器研制过程中, 为验证着陆器的强度特性和动力学特性, 设计着陆器投掷试验台进行了模拟月表着陆条件的投掷试验.

自1976年实施Luna-24任务后的44年间, 国际上再无任何国家或组织实施过月球采样返回任务. 嫦娥五

引用格式: 任德鹏, 李青, 张正峰, 等. 嫦娥五号探测器地面试验验证技术. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 778–787

Ren D P, Li Q, Zhang Z F, et al. Ground-test validation technologies for Chang'e-5 lunar probe (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 778–787, doi: 10.1360/SST-2021-0106

号探测器月球无人采样返回任务作为我国探月工程“绕、落、回”三步走的收官之战, 必须突破月面采样封装、月面起飞、月球轨道交会对接与样品转移、高速再入返回^[5]等关键技术, 是我国航天领域迄今最复杂、难度最大的任务之一。为了充分验证探测器系统设计的正确性, 确保任务实施的高可控、可靠和可信性, 在嫦娥五号探测器研制过程中, 开展了大量的地面验证试验, 如采样封装验证试验、着陆起飞综合验证试验、交会对接及样品转移试验、返回器综合空投试验等。

本文对嫦娥五号探测器地面试验验证的特点进行分析, 对验证试验项目和目的等进行综述, 对主要的大型综合试验实施情况进行说明, 对嫦娥五号探测器地面试验验证技术进行总结。

2 嫦娥五号探测器地面试验验证的特点

由于探测器系统任务过程阶段多、设计难度大、面临的环境复杂、不确定因素多、风险高, 因此探测器系统的设计状态需要通过地面试验进行充分的验证。相应地, 探测器地面试验验证具有试验项目多和试验难度大的特点。

2.1 试验项目多

地面试验的设计要满足探测器测试覆盖性的要求, 要实现对探测器发射入轨段、地月转移段、近月制动段、环月飞行段、着陆下降段、月面工作段、月面上升段、交会对接与样品转移段、环月等待段、月地转移段、再入回收段等11个任务过程阶段设计的全面验证, 要对关键技术或关键环节进行充分的考核, 要包络探测器在轨所经历的力^[6]、热^[7]、辐射、月面^[8]等环境。这些要求不可能通过某项试验一次性完成, 因此嫦娥五号探测器的试验验证工作贯穿了型号研制的全周期, 需要结合各个研制阶段的目标、采用不同研制阶段的产品、针对不同的装配级, 开展大量的地面验证试验。

2.2 试验难度大

由于嫦娥五号探测器采用了较多的新技术、影响不确定因素多, 要求试验设计中尽可能模拟多种因素, 实现综合验证。除常规的力、热等环境试验和电性能

测试外, 嫦娥五号探测器需要开展月面采样、着陆起飞、交会对接及样品转移等多项全新的大型综合试验, 以充分验证设计的正确性、考核探测器的适应能力并测试其极限性能。试验中需要模拟探测器在各任务过程阶段的工作状态及其面临的主要环境, 需要突破和掌握地面环境中对真实在轨的低重力、运动状态、光照、月壤等环境的模拟技术; 此外, 这些大型综合试验的试验方法和试验设备等无成熟经验可以参考或借鉴, 需要进行全面的创新, 试验方案设计和实施难度大。

3 嫦娥五号探测器地面验证试验综述

嫦娥五号探测器的地面验证试验按照试验对象的装配级, 主要可分为大系统级试验、系统级试验、分系统级试验和组件级试验。试验项目和目的覆盖整个任务过程设计及环境适应性的验证需求。

3.1 大系统级试验

嫦娥五号探月工程由探测器系统、运载火箭系统、发射场系统、测控与回收系统、地面应用系统等五大系统组成。大系统级试验主要是指探测器系统与其他系统的接口试验。

(1) 与运载火箭的接口试验。该试验包括用于验证探测器与火箭机械接口、电气接口的准确性和协调性、确认分离冲击环境的器箭对接分离试验和用于检验探测器与火箭的电磁兼容性的器箭EMC试验。

(2) 与发射场的合练。该试验演练探测器在发射场的综合加注过程, 验证发射场工作流程的合理性, 验证发射场的技术条件和保障能力, 检验探测器系统与发射场系统接口的匹配性, 检验探测器进场操作规程的正确性和完整性。

(3) 与测控与回收系统的接口试验。该试验验证探测器与测控与回收系统接口设计的正确性, 检验探测器测控相关设备与地面测控站(船)及测控中心联合工作的匹配性、协调性和正确性, 验证探测器系统与测控与回收系统频率兼容性。

(4) 与地面应用系统的接口试验。该试验验证探测器系统与地面应用系统间接口设计的正确性, 检验探测器数传相关设备与地面应用站工作的协调性和匹配性, 并对月球样品容器的交付过程进行演练及验证。

3.2 系统级试验

探测器系统级试验主要包括以下方面。

(1) 噪声试验. 该试验模拟探测器飞行时经历的声环境, 验证探测器经受声环境并能正常工作的能力, 验证组件随机振动试验条件的合理性, 验证不能在探测器级以下的装配级进行噪声试验的组件承受声环境的能力。

(2) 正弦振动试验. 该试验模拟探测器飞行时经历的低频振动环境, 验证探测器经受低频振动环境并能正常工作的能力, 验证组件正弦振动试验条件的合理性, 验证不能在探测器级以下的装配级进行正弦振动试验的组件承受低频振动环境的能力。

(3) 舱段分离试验. 该试验验证探测器器间各对接界面机械接口设计的正确性, 验证分离过程设计的正确性, 考核分离指标的满足性, 确认探测器舱段分离冲击环境。

(4) 真空热试验. 该试验包括用于验证热控分系统设计的适应性、为热分析模型相关性验证提供试验数据的热平衡试验和用于验证探测器各设备在寿命期间内极限高低温环境中工作性能指标是否满足设计要求的真空热试验。

(5) 综合电性能测试. 该试验检查探测器及各分系统和组件电性能和主要功能是否满足设计要求, 检查各分系统之间电接口的正确性和匹配性, 检查探测器的功能和电性能是否满足设计要求。

(6) EMC试验. 该试验通过对探测器的电场辐射发射和电场辐射敏感度特性的测试, 估算探测器各子器内、子器间的电磁干扰安全裕度, 验证探测器各设备和整器电磁兼容设计的有效性。

(7) ESD试验. 该试验考核探测器各分系统中的电子组件承受探测器表面放电干扰的综合能力, 检验探测器表面放电对探测器正常工作及安全的影响, 发现探测器抵抗表面放电干扰的薄弱环节。

(8) RM试验. 该试验通过典型剖面的测试, 获取在探测器各个状态下测控、数传和信标天线的净增益方向图, 并测试各天线间的隔离度数据。

(9) 羽流导流综合试验. 该试验获取月面起飞上升过程中上升器发动机羽流对上升器、着陆器的综合力、热特性及流场分布, 综合验证羽流导流装置导流效果与性能, 验证与修正羽流导流仿真实理论模型。

(10) 起飞稳定性试验. 该试验综合验证在极限着陆工况条件下上升器的起飞稳定性, 考察各种扰动因素对上升器起飞稳定性的影响。

(11) 着陆起飞综合验证试验. 该试验模拟软着陆及月面起飞真实工作过程, 考核探测器的导航性能, 验证GNC分系统的综合控制能力, 考核上升器解锁稳定性以及起飞过程中与着陆器的相容性, 验证软着陆及月面起飞工作程序设计的正确性、匹配性、协调性与连续性。

(12) 着陆稳定性试验. 该试验考察着陆上升组合体着陆时的着陆姿态、着陆速度、着陆面地形和着陆面力学参数对着陆上升组合体着陆稳定性的影响, 考核着陆缓冲机构的缓冲性能, 获得着陆后组合体的典型姿态特征, 验证典型极限着陆工况下的着陆稳定性。

(13) 着陆冲击试验. 该试验考核着陆上升组合体主结构在典型工况下的抗冲击性能, 测量着陆上升组合体关键部位和关键组件连接处的冲击响应, 复核着陆上升组合体组件力学试验条件的合理性, 验证与修正着陆冲击分析模型。

(14) 采样封装验证试验. 该试验验证采样封装机构功能、性能和接口设计的合理性, 验证月面采样工作程序设计的合理性, 在模拟月面环境中、多系统支持下考核完成月面采样任务的可靠性。

(15) 交会对接及样品转移试验. 该试验验证交会对接过程中GNC分系统的导航控制性能, 验证交会对接控制策略, 验证交会对接机构接口的匹配性和交会对接条件适应能力, 验证转移机构执行样品捕获、转移和辅助固定的能力, 验证样品转移过程设计的正确性。

(16) 返回器综合空投试验. 该试验验证返回器回收着陆段飞行程序的正确性, 实测各级降落伞开伞时对返回器造成的冲击与过载, 实测着陆时的着陆冲击载荷环境条件, 实测相关结构产品着陆后的变形情况, 考察正常回收着陆条件下着陆信标的工作情况, 测试伞绳式回收信标天线在落地之后的实际工作效能。

3.3 分系统级试验

探测器分系统级试验主要包括以下方面。

(1) 着陆上升组合体主动热控系统热性能试验. 该试验验证着陆上升组合体以“泵驱动的单相流体回路+水升华器”为核心的一体化主动热控方案^[9]正常工作

的能力, 研究影响泵驱动的单相流体回路与水升华器工作性能的因素以及水升华器与辐射器耦合散热的影响因素, 为“泵驱动的单相流体回路与水升华器”分析计算模型的修正提供试验数据。

(2) 推进热试车试验. 该试验验证探测器推进系统工作的协调性和参数的匹配性, 验证推进系统参数调整的正确性, 验证推进各组件工作性能, 验证推进总装管路布局的合理性, 验证推进系统工作的稳定性和可靠性。

(3) 返回器气动力设计验证试验. 该试验测量返回器亚、跨、超声速以及高超声速气动力系数, 获得返回器配平特性及升阻特性, 明确返回器产生动态不稳定的马赫数区域及阻尼导数值, 研究返回器气动动态特性, 获得不稳定现象速度范围及动稳定导数值。

(4) 返回器气动热防护验证试验. 该试验测量高超声速下典型母线位置返回器表面热流密度值, 验证并修正气动热数值计算结果, 考验防热材料在返回再入过程中热流密度峰值和总加热量的适应能力, 考察防热材料对强气流冲刷导致的剪切剥蚀的抵抗能力。

(5) 返回器着陆冲击验证试验. 该试验验证返回舱结构对着陆冲击的适应能力、考核返回器回收过程对环境的适应能力。

3.4 组件级试验

组件级试验的对象为655台/套探测器组件, 项目包括: 循环老炼、磨合、加速度、冲击、正弦振动、随机振动、噪声、热循环、热真空、低气压放电、高温存储、低温存储、EMC、ESD以及功能/性能验证等试验。

4 嫦娥五号探测器大型综合试验

本节对嫦娥五号探测器在研制阶段实施的主要大型综合试验进行重点说明。

4.1 舱段分离试验

试验系统主要包括: 探测器、停放工装、分离火工品发火控制装置、冲击响应参数测量与处理设备、高速摄像设备、分离运动参数测量与处理设备、低重力模拟试验平台等。

试验前将待分离的两部分(由上至下分别为吊挂

舱段和停放舱段)竖直停放, 吊挂舱段通过吊具与滑轮配重系统相连, 停放舱段放置在停放工装上, 设计配重质量以保证分离面不受力; 试验时分离火工品(爆炸螺栓)起爆, 分离弹簧工作, 将吊挂舱段向上弹起, 完成冲击响应、分离速度等参数的测量后通过缓冲机构使吊挂舱段的速度减为零. 试验现场如图1所示。

探测器顺利通过了舱段分离试验, 达到了试验目的, 为探测器器间各分离面的成功分离奠定了坚实的基础。

4.2 羽流导流综合试验

试验系统包括试验场和验证器两大系统, 其中, 试验场系统由真空舱、羽流压力热流数据采集系统、推进控制系统、羽流扰动力测量系统、试验场温控系统、舱内监控摄像系统、高速摄像系统和纹影仪系统组成; 验证器系统主要由上升验证器和着陆验证器组成。

试验中上升验证器与着陆验证器被安装于高空模拟试车台^[10]真空舱内, 其中上升验证器通过转接装置

图1 (网络版彩图)舱段分离试验照片. (a) 着陆上升组合体与轨返组合体分离试验; (b) 轨道器支撑舱与推进/仪器舱分离试验; (c) 轨道器对接舱与推进/仪器舱分离试验; (d) 返回器与轨道器分离试验

Figure 1 (Color online) Compartment separation test. (a) Separation between the lander-ascender assembly and the orbiter-returner assembly; (b) separation of the orbiter support compartment; (c) separation of the orbiter docking compartment; (d) separation between the returner and the orbiter.

固定垂直安装在承力架上, 着陆验证器被安装于位姿调整装置上, 并可与其一起运动. 通过试验控制子系统远程控制3000 N发动机开关机及位姿调整装置的运动. 试验点火模式有两种: 一种是静态点火, 即调整着陆验证器的位姿, 将两器调整至一定的相对距离和姿态角, 然后发动机点火; 另一种是动态点火, 即发动机点火的同时, 采用着陆验证器向下平动的方式模拟两器间的相对运动特性. 在整个发动机点火过程中, 通过部署在相应位置的热流传感器、压力传感器、热电偶、力矩测量装置、纹影相机等测量羽流场的力、热特性并记录羽流场的分布情况. 试验过程中为降低实时抽真空对发动机羽流场的影响, 采取发动机点火前启动真空泵, 待气压条件满足条件后, 关闭真空泵, 然后再开始发动机点火的模式. 在点火过程中, 需一直启用低温热沉系统以维持环境真空度. 试验过程高速摄像照片如图2所示.

全尺寸羽流导流综合验证试验为国内完成的大发动机(3000 N)系统级羽流环境试验, 试验真空环境满足要求, 试验获取了模拟发动机月面起飞状态的羽流场特性, 并完成了真实材料的羽流环境耐受性验证, 全面评估和考核了月面起飞过程中发动机羽流热效应对起飞上升任务的影响.

4.3 起飞稳定性试验

试验系统包括起飞平台、上升器模拟件、连接解锁装置、试验测量装置、试验保障设备.

试验按两个阶段实施, 首先将着陆器与上升器组合, 并将其以不同的姿态停放在模拟坡面上, 以模拟着陆上升组合体典型及极限的着陆状态, 在此条件下实施两器的机、电、热分离, 以验证着陆上升组合体的停放稳定性; 随后, 对上升器模拟结构施加综合模拟力, 模拟月面起飞上升过程中上升器的受力状态(重

图2 (网络版彩图)羽流导流综合试验照片
Figure 2 (Color online) Comprehensive plume diversion test.

力、发动机推力、扰动力等), 考核起飞稳定性. 试验现场如图3所示.

试验通过月面解锁条件的模拟验证了上升器解锁稳定性, 通过在月面起飞时着陆角度及初始地形、飞行过程运动特性等的模拟验证了起飞稳定性.

4.4 着陆起飞综合验证试验

试验系统主要包括着陆起飞验证器、万向吊具、起飞平台、验证器总控设备、模拟月面、试验塔架、地面测量设备、指挥控制系统等.

着陆试验中组合体验证器参试, 组合体验证器的外形几何尺寸、转动惯量等参数均与着陆上升组合体月面实际工作状态相同; 采用万向吊具提供组合体验证器姿态运动的自由度, 利用塔架吊绳提供拉力平衡组合体验证器的部分重力, 依靠变推力发动机推力输出调节实现悬停、避障、缓速下降过程中组合体运动特征的模拟; 通过地形的设置做到验证器大致运动方向的可控; 通过外测数据辅以器上遥测参数的比对, 对整个试验过程中的控制、执行情况进行综合考核. 起飞试验中上升验证器和起飞平台参试, 利用塔架提供恒定的拉力实现上升器起飞后运动特性的模拟; 采用万向吊具提供姿态运动的自由度; 通过调整初始起飞角, 做到飞行方向的大致可控; 通过外测数据辅以器上遥测参数的比对, 对整个试验过程中的控制、执行情况进行综合考核. 起飞试验现场如图4所示.

验证了月面软着陆过程飞行程序设计的正确性, 在各种模拟故障条件下着陆上升组合体地形识别满足要求、飞行状态控制正确, 最终着陆状态满足要求; 验证了月面起飞过程飞行程序的正确性, 在23°极限条件下上升器正常起飞, 交接班指标满足要求, GNC启控后能够及时修正初始干扰和偏差, 能够顺利控制上升器垂直起飞, 满足任务要求.

4.5 着陆冲击试验

试验系统由探测器、吊具及投放装置、模拟着陆面、力学测量传感器等设备组成.

采用着陆能量等效模拟法在地面对探测器月面着陆冲击过程进行模拟, 根据月面着陆速度确定地面探测器的投放高度; 起吊探测器至设定的高度并设置所需的着陆姿态; 投放探测器至模拟着陆面, 力学传感器测量着陆冲击响应; 结合试验后探测器的状态对试

图 3 (网络版彩图)起飞稳定性试验照片

Figure 3 (Color online) Take-off stability test.

图 4 (网络版彩图)着陆起飞综合验证试验照片

Figure 4 (Color online) Comprehensive verification test for landing and take-off.

验结果进行综合评判. 其中, 倾斜着陆工况的试验现场如图5所示.

着陆上升组合体成功通过了着陆冲击试验的考核, 达到了试验目的; 着陆后, 各机构展开正常、各电子设备工作正常.

4.6 采样封装验证试验

试验系统主要包括着陆上升组合体模拟器、浮空气球、模拟月壤、模拟光照设备、指挥控制系统.

采用气球浮力平衡表取机械臂^[1]的部分重力, 以模拟月面上机械臂的受力状态; 分别设置钻取模拟月壤和表取模拟月壤, 以验证和考核钻取、表取采样装置的采样性能和能力; 着陆上升组合体模拟器加电, 指挥控制系统下发指令, 并按采样工作流程分别实施钻取和表取采样. 试验现场如图6所示.

采样封装产品的功能与性能满足要求, 接口匹配; 月面采样封装工作程序正确、合理; 在各种模拟的状

图 5 (网络版彩图)着陆冲击试验照片. (a) 水平着陆工况, 着陆前; (b) 水平着陆工况, 着陆后; (c) 倾斜着陆工况, 着陆前; (d) 倾斜着陆工况, 着陆后

Figure 5 (Color online) Landing impact test. (a) Horizontal landing case, before landing; (b) horizontal landing case, after landing; (c) oblique landing case, before landing; (d) oblique landing case, after landing.

图 6 (网络版彩图)采样封装验证试验照片. (a) 钻取采样; (b) 表取采样

Figure 6 (Color online) Sampling package validation test. (a) Drilling sampling; (b) surface sampling.

态下, 钻取、表取采样装置均能获得一定的样品, 采样封装设计具有较强的极限适应能力。

4.7 交会对接与样品转移试验

试验系统由大型超平支撑平台、六自由度气浮台、指挥控制系统、地面测量系统、轨返组合体和上升器的等效模拟器等设备组成。

采用气浮、比例配重、惯量模拟以及高精度位姿控制技术实现对轨返组合体和上升器太空失重环境运动状态的模拟。对接机构与样品转移机构主动件安装在轨返组合体等效模拟器上、被动件安装在上升器等效模拟器上; 当两模拟器相对运动至设定初始条件范围后, 主被动模拟件建立初始对接条件后释放自由运动; 综合测试设备控制主动件完成捕获、校正、锁紧动作, 实现对接动力学过程; 对接完成后进行样品容器的转移验证。试验现场如图7所示。

对交会对接过程飞程序设计的正确性进行了验证, 考核了CRDS和激光雷达的单独交会能力和相互备份能力, 验证了GNC子系统的故障处理能力; 验证了样品转移任务相关产品之间接口的正确性、匹配性、协调性; 经验证, 交会对接及样品转移产品设计满足要求、接口匹配、能够完成在轨交会对接及样品转移任务。

4.8 返回器综合空投试验

试验系统由真实的返回器、空投飞机和地面测量设备组成。

空投飞机起飞、达到试验高度并飞行至空投区域后, 打开舱门将已处于加电状态的返回器空投出去, 返回器按既定的飞行程序执行抛舱盖、引导伞及主伞的打开, 缓慢降落至地面。地面测量返回器降落状态参数并与器上遥测数据进行综合分析, 最终对试验结果进行综合评判。试验现场如图8所示。

返回器开伞过程控制正常、回收信号稳定, 返回器再入返回程序设计正确; 着陆后, 返回器状态正常, 能够承受着陆冲击力学环境。

5 地面试验验证技术的发展和创

嫦娥五号探测器相比于以往的航天器或者深空探测器而言, 具有显著的特点。因此, 在其地面试验验证

图7 (网络版彩图)交会对接与样品转移试验照片。(a) 轨返组合体模拟器; (b) 上升器模拟器; (c) 大型超平支撑平台

Figure 7 (Color online) Rendezvous, docking and sample transfer test. (a) Simulator of the orbiter-returner assembly; (b) simulator of the ascender; (c) large super-flat support platform.

过程中, 涉及大量的方法和技术创新, 极大地丰富和发展了航天器地面试验验证技术, 主要包括以下几方面。

(1) 高效准确的航天器正弦振动试验下凹条件制定技术。嫦娥五号探测器为轨道器、返回器、着陆器和上升器构成的四器组合体, 组件多、构型复杂, 故在探测器系统正弦振动试验中需测量和关注的测点较多, 采用传统的试验下凹条件制定方法难以保证试验数据分析的全面性和时效性。为解决该问题提出了程序化的航天器正弦振动试验下凹条件制定方法, 通过下凹条件预示曲线的计算使下凹条件的制定过程更加直观、制定结果更加准确可信、制定效率大幅提高, 保证了探测器正弦振动试验完成的效率和质量。

(2) 航天器器间分离验证技术。常规航天器多由单一的舱段组成, 不存在舱段间的分离环节。神舟系列飞船的多舱段分离过程采用了气浮台在水平方向上实施了验证, 试验的实施复杂且需要专项保障条件的支持。

图 8 (网络版彩图)返回器综合空投试验照片. (a) 主伞打开状态; (b) 着陆状态

Figure 8 (Color online) Comprehensive airdrop test of the returner. (a) Main parachute opening; (b) landing.

由于其试验限定了在水平面上实施, 因此对分离后各项段的相对姿态模拟不够充分. 针对该问题, 提出了采用试验吊具、停放工装、低重力模拟试验平台等模拟分离面受力状态并进行大型多舱段航天器舱段分离试验的地面试验方法, 不仅能够实现对舱段间分离速度的测量, 且不约束舱段姿态运动的自由度, 在保证探测器安全的前提下验证了各舱段分离过程(含分离速度)设计的正确性.

(3) 着陆起飞综合验证技术. 针对探测器着陆起飞过程的试验验证需求, 提出了月面软着陆及起飞的综合地面试验方法: 提出了以探测器合加速度模拟为目标的动态受力模拟方法, 解决了地面状态探测器控制受力状态匹配的难题; 提出了月面地形模拟的修正方法和月表反射特性的模拟技术, 实现了月面环境的快速综合模拟; 提出了利用地面设备并经多重坐标系转换的测量技术, 解决了惯性导航初始位姿获取的技术难题; 制定了着陆起飞综合试验考核评估体系. 实现了探测器月面着陆起飞的地面试验验证, 为嫦娥五号圆满完成工程任务奠定了验证基础.

(4) 月面采样试验验证技术. 构建了任务支持系统, 提出了针对探测器月面采样过程的验证方法: 基

于月表的图像信息, 结合虚实融合技术, 实现了月面环境的三维重构模拟, 攻克了月面地形认知不确定的难题, 实现了月面表取采样区域地形快速重构; 提出了基于靶标的机械臂位置精准引导技术, 采样过程中通过拍摄靶标图像并与地面基准照比对, 快速获得机械臂末端的绝对位置信息, 实现了放样、抓罐、放罐等关键动作的精准控制; 提出了适用于四自由度机械臂的安全避让控制策略, 在机械臂展开、收拢过程中有效避开了探测器器表设备, 保证了采样的安全性; 基于探测器综合遥测数据, 实现了月面采样状态的快速准确判断, 及时生成采样控制策略; 基于当前对月壤的认知, 结合采样具体设计, 提出了3类共27种模拟月壤, 充分考核了采样设计的能力; 基于月面图像信息, 充分考虑表取采样的过程规划, 提出可快速、安全实施表取采样的多点位置及顺序, 确保了月面表取采样的高效性. 基于上述技术的综合应用, 实现了探测器月面采样过程的物理验证.

(5) 交会对接与样品转移验证技术. 提出了交会对接验证试验的系统方法, 完成了探测器月球轨道无人交会对接与样品转移过程的物理验证: 搭建了40 m×30 m的大型超平支撑平台, 负载能力达10000 kg、平面粗糙度优于0.63; 研制了两台六自由度气浮台, 分别模拟轨返组合体和上升器的在轨飞行状态; 构建了试验综合控制系统, 通过配置的高精度IMU、室内GPS系统、真北基准等设备, 模拟了探测器月球轨道飞行的运动学参数, 通过对气浮台喷气的控制等效模拟了轨返组合体和上升器交会对接过程的运动特性.

(6) 综合低重力模拟技术. 在多项试验中均需要对月面或飞行轨道的低重力环境进行模拟, 由于试验实施方案和目的不同, 在不同的试验中各自采取了最适用的低重力模拟方案, 例如: 在交会对接及样品转移试验中采用气浮法, 利用喷射气垫抵消了验证器的重力, 在平面二维运动方向上实现了对探测器运动状态的模拟; 在着陆冲击试验中, 采用能量等效模拟法, 对月面着陆速度进行了模拟; 在采样封装验证试验中, 采用气球浮力法, 抵消了机械臂的部分重力, 实现了对月面机械臂受力状态的模拟; 在着陆稳定性试验中, 利用倾斜面重力分解法在斜面上沿验证器运动方向上实现了月面低重力的模拟; 在着陆起飞综合验证试验中, 利用塔架主动跟随验证器的运动且输出恒定的竖直向上的拉力平衡探测器的部分重力, 依靠发动机推力输出

和调节, 在三维运动空间内实现了探测器月面着陆过程受力状态和运动状态的综合模拟。各种低重力模拟技术在嫦娥五号探测器地面试验中的应用, 均达到各自的试验目的, 成功实现了对探测器设计状态的充分考核和验证。

6 总结

嫦娥五号探测器月球无人采样返回任务的复杂性

和特殊性决定了其地面试验验证具有试验项目多、试验难度大的特点。在这些地面试验中所提出和采用的新方法、新技术丰富和发展了航天器地面试验验证技术, 形成了面向月面采样封装、月面着陆起飞、月球轨道无人交会对接及样品转移等关键过程的地面综合试验验证体系, 推动了我国航天器地面试验验证能力和水平的进步, 为未来复杂航天器或深空探测器的地面试验验证积累了宝贵的参考经验。

参考文献

- 1 Yu D Y. Technology of Lunar Soft Lander (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2016 [于登云. 月球软着陆探测器技术. 北京: 国防工业出版社, 2016]
- 2 George A Z. An analysis and a historical review of the Apollo Program: Lunar module touchdown dynamics. Technical Report. 2013, NASA/SP-2013-605
- 3 Blanchard U J. Evaluation of a full-scale lunar-gravity simulator by comparison of landing-impact tests of a full-scale and a 1/6-scale model. Technical Report. 1968, NASA TN D-4474
- 4 Blanchard U J. Full-scale dynamic landing-impact investigation of a prototype lunar module landing gear. Technical Report. NASA TN D-5029
- 5 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]
- 6 Li Q, Ren D P, Wang C, et al. Study on mechanical environment and test condition design for lunar probes (in Chinese). *Spacecr Eng*, 2018, 27: 137–142 [李青, 任德鹏, 王闯, 等. 月球探测器力学环境研究及试验条件制定. 航天器工程, 2018, 27: 137–142]
- 7 Chen J X, Ma J Y, Zhang B Q, et al. The thermal environment of circumlunar orbit satellite or lunar rovers and influence factors (in Chinese). *Spacecr Environ Eng*, 2019, 36: 629–634 [陈建新, 马巨印, 张冰强, 等. 绕月与月面探测热环境及影响因素研究. 航天器环境工程, 2019, 36: 629–634]
- 8 Chen L, Li F, Ren D P, et al. Lunar surface and near lunar space environments and their effects (in Chinese). *Spacecr Eng*, 2010, 19: 76–81 [陈磊, 李飞, 任德鹏, 等. 月面和近月空间环境及其影响. 航天器工程, 2010, 19: 76–81]
- 9 Ning X W, Jiang F, Zhang D, et al. An integrated thermal management scheme for lunar robotic sampling and return probe (in Chinese). *Spacecr Environ Eng*, 2017, 34: 598–603 [宁献文, 蒋凡, 张栋, 等. 月球无人采样返回探测器一体化热管理方案. 航天器环境工程, 2017, 34: 598–603]
- 10 Ye Q, Shu Y, Zhang X H, et al. Research on simulation and test of vacuum plume diversion technique based on vehicles taking off outside the earth (in Chinese). *J Aerosp Power*, 2020, 35: 1266–1274 [叶青, 舒燕, 张旭辉, 等. 基于地外天体起飞的真空羽流导流技术仿真与试验研究. 航空动力学报, 2020, 35: 1266–1274]
- 11 Ma R Q, Jiang S Q, Liu B, et al. Design and verification of a lunar sampling manipulator system (in Chinese). *J Astron*, 2018, 39: 1315–1322 [马如奇, 姜水清, 刘宾, 等. 月球采样机械臂系统设计与试验验证. 宇航学报, 2018, 39: 1315–1322]

Ground-test validation technologies for Chang'e-5 lunar probe

REN DePeng¹, LI Qing¹, ZHANG ZhengFeng¹, DU Ying¹, HUANG Hao¹, SHU Yan¹, PENG Jing¹, RUAN JianHua¹, ZHANG Wu¹, ZHANG Gao¹ & YANG MengFei²

¹ Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

² China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

The complexity and particularity of Chang'e-5 unmanned lunar sample return missions have high demands for ground-test validation of the Chang'e-5 lunar probe. Test requirements cover multisystem levels, including the large-system, system, subsystem, and component levels. Several difficult ground tests are directed against the key processes, such as sampling and packaging, launching on the moon, rendezvous and docking, and sample transferring in lunar orbit, high-speed reentry. Here, we analyze the features of the ground-test validation for the Chang'e-5 lunar probe and the test requirements of each system level and highlight the testing systems, methods, and results of several large-scale comprehensive tests. Finally, we discuss the innovations of ground-test validation technologies for the Chang'e-5 lunar probe. This article provides important references and guidance for ground tests and design validation for future complex spacecraft or deep space probes.

Chang'e-5, launch on the moon, lunar sample return, ground validation, test method, test technology

doi: [10.1360/SST-2021-0106](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0106)