



中国月球探测器发展历程和经验初探

叶培建^①, 黄江川^{①②}, 孙泽洲^{①②}, 杨孟飞^①, 孟林智^{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

* E-mail: mlinzhi501@gmail.com

收稿日期: 2014-03-01; 接受日期: 2014-03-31

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 在阐述了我国月球探测活动的实施策略及“绕、落、回”三阶段步骤后, 以探月工程中的月球探测器(卫星)为代表和重点, 系统介绍了嫦娥一号、二号、三号及五号的任务需求与特点、设计思路与要点和技术实现途径. 分析了已成功实现的绕、落任务所取得的技术跨越及成果. 初步总结的工程实践与管理经验对未来深空探测任务规划及实施应具有应用价值.

关键词月球探测
技术发展
嫦娥卫星
探测器

1 引言

月球是距离地球最近的天体, 它蕴藏着丰富的自然资源和能源, 一直是各国开展深空探测的起点和基础, 也是目前人类认识最为深入的地外天体. 在20世纪50年代末60年代初, 苏联和美国相继发射了月球探测器, 特别是美国在1969年阿波罗11号实现了人类的首次登月, 显示了地球人类的智慧和能力.

中国的航天活动是开始于20世纪50年代, 1970年4月24日成功发射第一颗人造地球卫星. 2000年11月22日, 国务院发表了《中国的航天》白皮书, 明确提出了开展以月球探测为主的深空探测发展目标. 2002年起, 原国防科工委组织建立了全国大协作的工程体系框架, 结合国际月球探测的主要特点, 充分考虑我国的技术水平、综合国力和整体发展规划, 提出了我国实施月球探测的发展思路: 坚持“循序渐进、分步实施、不断跨越”的原则, 逐步积累技术和经验, 及时提高运载能力以适应深空探测的发展需求, 分“绕、落、回”三步走, 于2020年前完成我国的

探月工程^[1], 即嫦娥工程.

所谓“绕、落、回”, 即是分别以环绕月球实现全局探测、在月面软着陆并巡视开展精细探测、在月球表层采集样品并带回地球进行实验室研究为核心目标, 逐次实施探月一、二、三期工程; 每一前期工程是后期工程的前提和基础; 工程包括探测器(卫星)、运载火箭、地面测控、发射场及科学应用五大系统, 其中探测器系统代表了工程的主体. 工程总目标分解为工程目标和科学目标; 探月一期初步建立了月球及深空探测基本工程体系, 各期工程在突破并不断提升工程及技术能力的同时, 获取第一手探测数据, 支撑建立、发展月球及行星科学研究的构架.

目前, 我国已圆满实现了探月工程一期“绕”和二期“落”的目标, 正在实施三期“回”的工程研制.

2 一期工程——嫦娥一号卫星

2004年1月23日, 探月工程一期正式获批立项,

引用格式: 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
Ye P J, Huang J C, Sun Z Z, et al. The process and experience in the development of Chinese lunar probe (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 543-558, doi: 10.1360/N092014-00150

揭开了我国开展月球及深空探测活动的序幕. 经过 3 年多的研制, 2007 年 10 月 24 日, 我国发射了第一个月球探测器——“嫦娥一号”卫星, 实现了继人造地球卫星、载人航天之后我国航天活动的第 3 个里程碑, 初步构建了完整的工程体系, 使我国跨入世界上具有深空探测能力的国家行列.

2.1 总体思路

嫦娥一号卫星是我国第一颗对地球以外的天体进行环绕探测活动的航天器, 要求在经验缺乏、时间紧张的条件下发射一颗月球探测卫星, 其技术跨度大、涉及专业多、质量可靠性要求高.

卫星从地球到月球工作轨道, 不仅距离远, 还需经历地球、地-月、月球等复杂环境; 即使对同一天体, 距离不同, 环境也不同, 卫星的控制、管理、热控、供电、通讯等工作模式也可能不同; 在复杂任务背景下, 还具有高可靠、强自主等关系成败的需求, 如逃逸地球和捕获月球均具有控制时机的唯一性.

针对如此复杂的系统工程, 嫦娥一号卫星研制的总体思路是: “充分继承, 勇于创新”. 具体为: 充分继承和采用几十年来航天已具有的技术; 针对遇到的新问题, 突出重点, 坚决攻关; 优化各种技术及其组合; 自主地进行技术上的原始创新、集成创新和流程与管理上的综合创新, 探索符合国情的研制体系构架及流程.

2.2 方案要点

为在短短 3 年时间内(原计划 2007 年 4 月发射)实现中国深空探测零的突破, 嫦娥一号卫星总体设计遵循了“快、好、省”的方针: 考虑到任务飞行距离远和环绕遥感探测的特点, 总体方案充分借鉴变轨能力强的“东方红三号”平台的推进和结构设计, 以及自主能力强的“资源系列”遥感探测卫星平台相关技术, 进行了集成设计; 并在远距离测控通信、高可靠度变轨、复杂条件下温控、环月高精度定姿、多体轨道设计等方面开展原创性设计攻关, 实现适应月球探测任务的全新技术平台.

嫦娥一号卫星发射质量约 2350 kg, 携带 140 kg 的载荷, 在距月面 200 km 的圆轨道运行, 以遥感方式开展科学探测. 卫星物理上共由 9 个分系统组成, 包括有效载荷、结构、热控、制导/导航与控制(GNC)、推进、供配电、数据管理、测控数传、定向天线分系

统; 此外还设有总体设计和综合测试分系统^[2].

1) 飞行轨道设计

轨道设计至关重要, 与工程总任务需求相关, 也属于卫星顶层设计. 基于工程中火箭与卫星技术基础和可靠性分配权重等因素考虑, 嫦娥一号卫星轨道设计最终采用的方案是: 调相轨道在近地点进行 3 次近地点机动, 逐步提高远地点高度, 最终进入地月转移轨道; 地月转移轨道为能量最优轨道, 其间进行必要的轨道修正; 到达月球后首先制动实现月球捕获, 进入大椭圆环月轨道后再进行两次轨道调整, 最终进入 200 km 高的极月圆轨道. 飞行轨道如图 1 所示.

2) 平台设计要点

结构分系统在“东方红三号”平台板筒式箱形构型基础上优化设计, 有效提高了结构承载能力.

推进分系统采用“东方红三号”平台的双组元系统, 配置 1 台 490 N 轨控发动机和多台 10 N 姿控推力器, 针对变轨次数多、短时间内两次启动等任务需求, 开展了针对性的设计改进和可靠性试验验证.

GNC 分系统设计了分布式信息采集、主从式信息处理和集中式控制的结构体系, 攻关研制了星敏传感器、紫外月球敏感器等新产品; 通过星载软硬件功能协同, 实现了高可靠的轨道控制, 以及载荷对月、天线对地、帆板对日的三体定向精确控制.

热控分系统建立了国内第一个月球热环境模型, 采用舱外热管热耦合、等温化设计等新技术, 完成了适应地、月轨道的卫星热设计.

测控数传分系统在当时无深空站条件下, 采用“USB+VLBI 双信标、星载可变增益固放、全向/定向双链路”等技术, 实现了 40 万千米远测控与数据传输.

定向天线分系统配置了我国首次应用的大角度机械扫描天线, 并采用电机和谐波齿轮减速器的高精度展开锁定机构, 保证了在轨可靠展开.

数据管理分系统继承“资源卫星”平台的二级分布式体系, 设计了“多模式自主温控、整星安全应急控制”等新的工作模式, 增强了卫星自主管理能力.

供配电分系统针对复杂的轨道环境变化, 采用全调节双母线、镍氢蓄电池组和太阳电池阵联合供电形式, 配置智能接口单元实现了整星能源的自主控制.

3) 科学载荷配置

有效载荷分系统共配置了 5 类 8 台科学探测仪器,

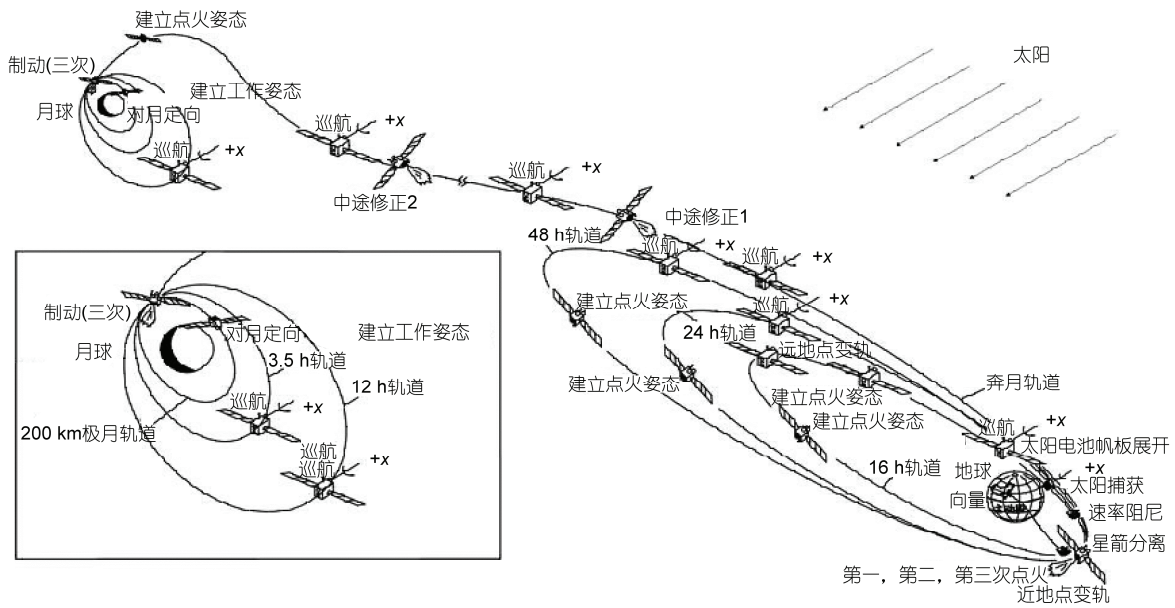


图1 嫦娥一号卫星飞行过程示意图

其能完成的科学目标和探测任务与国际主流一致, 且具有一定的特色, 如利用微波辐射计探测月壤是世界首创。

4) 语音装置

为使全国人民对嫦娥一号的关注有更好的落脚点, 嫦娥一号卫星上配置了录有精选的我国各时代、各民族特色的歌曲 30 首, 在需要的时候, 可以从遥远的月球轨道传回, 供全国民众欣赏。

2.3 技术突破

嫦娥一号卫星起点较高, 圆满实现了我国首次月球环绕探测, 是国际上第二个取得首飞成功的国家, 达到 2000 年后发射的同类探测器先进水平^[3]。

经在轨飞行验证, 嫦娥一号卫星突破了三体轨道设计、复杂环境热控制、自主制导导航与控制、远距离测控数传等一系列关键技术, 完成了预定任务目标。

1) 基于调相、最小能量和多次制动的轨道设计技术

从地球飞往月球进而环月需经历地球、地月转移、近月制动和环绕工作等轨道段。综合运载能力、发射窗口、测控跟踪、可靠实施等因素, 嫦娥一号卫星采用了三次地球调相轨道和多次月球减速制动的方案, 有效地将每月 1 d 的发射机会扩大到每月连续 3 d^[4]; 建立了三体问题下轨道设计的数值方法及模

型, 设计了环绕月球的回归轨道, 制定了环月轨道保持的轨道维持策略。飞行结果表明: 首创的轨道设计方案正确, 兼顾了实施的可行性、任务的安全性等要求。

2) 高精度强自主制导、导航与控制技术

为满足多次复杂轨道控制任务的高可靠、强自主要求, 设计了性能先进、适应深空探测任务的控制体系结构, 解决多类冗余部件进行系统集成的复杂系统匹配问题; 首创提出纯数字相平面和脉宽调制融合的姿态控制、多传感器(紫外敏感器、星敏感器、陀螺)组合定姿、月球轨道实时外推等高性能控制算法^[5], 攻关研制了高精度加速度计、紫外月球敏感器、双轴天线驱动线路等高性能新产品, 突破了全方位惯性定向的高可靠高精度自主轨道控制和环月三体指向自主控制等关键技术。飞行结果表明: 控制系统体系结构具备完成更复杂任务的自主控制能力; 高精度自主三体指向控制满足需求, 大推力轨道控制可靠完成具有时机唯一性的逃逸地球和捕获月球任务, 速度增量精度达到国际先进水平, 沿标称路径完成各次轨道机动。

3) 地月距离的星载测控通信技术

嫦娥一号卫星发射时, 我国尚未建成深空测控站, 仅有经改造后最大口径为 18 m 的天线(国外地面至少都有 35 m 口径天线)。为此, 卫星设计采用了多种技术手段, 如通过异频分路以及合理布局提高全

向天线增益, 提高星载测控系统的 G/T 值和 EIRP 值等. 飞行结果表明: 基于国内的 S 波段航天测控网, 实现了地月 40 万千米距离的可靠测控与数传.

4) 适应月球环绕飞行的宽包络热控技术

不同以往, 嫦娥一号的飞行轨道复杂决定了其外热流变化多而幅度大, 复杂的工作模式带来内热流的不稳定; 卫星在轨飞行受月表红外辐射影响大, 且设计之初并没有确切月球表面温度场模型. 为解决这些难题, 采用了 U 形槽道热管两舱热耦合方案, 形成了大范围的等温化效果; 采用热管和相变贮能技术相结合的方法, 利用相变材料的相变潜热作用, 在一定的温度点上延长温度稳定时间, 改善了被控对象温度波动过大的情形. 经研究、分析和比对, 创建了月球表面温度场分布模型, 填补了国内空白. 飞行结果表明: 月球表面温度场分布模型和热控计算分析正确; 热控设计适应月球探测飞行全过程的热环境, 保证了各飞行阶段的温度控制要求.

5) 大角度机械扫描定向天线技术

为解决嫦娥一号任务的三体定向问题, 要求卫星星载天线需具备二维大角度转动的能力. 定向天线是一个复杂的机、电、热控等多学科组合系统, 可动机构部件多、机电接口复杂. 在充分研究和分析系统各机电组成部件特点后, 开展了一体化设计, 实现满足各项约束条件的系统集成设计; 并成功克服了三自由度二维运动系统的装调测试和试验难点, 为后续同类天线的研制积累了经验.

2.4 科学成果

嫦娥一号卫星开展了多项科学探测^[6], 共获得 1.37 TBytes 的探测数据. 通过对这些数据的分析与研究, 已获得了一系列科学成果, 为推动我国月球与行星科学的研究奠定了重要基础. 主要成果^[6]包括:

1) 实现了月球表面影像的 100% 覆盖, 利用正视影像拼接制作了“全月球影像图”(分辨率 120 m/像素).

2) 利用激光高度计获得了约 916 万个测高数据, 制作了分辨率为 3 km 左右的“全月球数字高程模型”.

3) 利用伽马射线谱仪获得了 1103 轨有效探测数据, 完成“月表 U, K, Th 等元素含量分布图”的编制.

4) 利用微波探测器获得了 1690 轨探测数据, 得到全月球不同光照条件的“四频段微波亮度温度数

据”.

嫦娥一号卫星在轨运行 495 d 后, 于 2009 年 3 月 1 日受控撞击于月球的丰富海区域(东经 52.36°, 北纬 1.5°), 为探月一期工程画上了圆满的句号.

3 二期工程——嫦娥二号和嫦娥三号探测器

2008 年, 按照既定的“三步走”战略, 探月工程二期立项并进入工程实施阶段. 其主要目标是实现在月面软着陆, 开展月面就位探测与巡视勘察. 二期包括“嫦娥二号”、“嫦娥三号”和“嫦娥四号”3 次任务, 其中, 嫦娥三号是我国首个在地球以外天体表面实施软着陆的航天器, 实现探月二期“落”的任务目标. 嫦娥二号为工程先导星、嫦娥四号为嫦娥三号的备份.

3.1 嫦娥二号卫星

在嫦娥一号研制过程中, 考虑到探月的技术风险, 决策研制嫦娥一号备份星, 这即是嫦娥二号卫星的原型. 嫦娥一号圆满成功, 针对嫦娥二号卫星的任务定位开展了多方案论证.

从国际月球探测历程上看, 苏联实现月面软着陆之前, 先后进行了 8 次飞越和绕月飞行, 开展了多次着陆点探测, 直到第 9 次才实现了半软着陆; 到第 14 次, 才实现了着陆和月球车释放. 美国也是在先后进行了多次飞越月球、月球撞击试验和着陆点勘察之后, 到第 18 次才实现了月面软着陆. 即使考虑到技术进步的因素, 实现如此复杂任务, 仍面临艰巨挑战.

因此, 为降低月面软着陆技术风险, 积累工程经验, 经深入论证, 嫦娥二号卫星于 2008 年 10 月正式定位为二期工程先导星, 开展部分关键技术试验验证, 包括直接奔月轨道、X 频段测控、着陆区详察等; 深化月球科学探测, 提高探测精度. 研制初期, 设计团队就在上述既定任务基础上, 拓展思路, 即: 进一步创造条件, 力争让其多干些事, 为推进后续深空探测发展, 开展行星际探测相关试验, 以便取得更多的深空探测经验.

3.1.1 总体思路

嫦娥二号卫星从任务明确至发射窗口, 仅有 2 年的研制周期, 且技术状态复杂, 其产品为直接继承、依据新任务修改和新研制等多种状态混合. 如何兼

顾工程验证与科学探测、既定任务与未来发展、稳妥可靠与技术创新等方面需求是其面临的关键问题. 系统设计的总体思路为: 坚持“体现任务创新, 牵引技术发展”; 一方面通过综合集成创新牵引技术进步和产品研发, 提升系统整体能力; 另一方面为适应短周期, 分阶段推进设计与实现, 寻求技术发展最佳实效和成果最大化^[7].

3.1.2 方案要点

嫦娥二号卫星继承了嫦娥一号的平台构架和分系统, 发射重量 2480 kg, 携带了 166 kg 的载荷(含 136 kg 科学载荷和 30 kg 工程载荷), 在距月面 100 km 的圆轨道上进行技术验证和科学探测.

嫦娥二号卫星针对技术验证任务需求, 升级了平台技术, 提升了系统能力; 相比嫦娥一号, 新增了技术试验分系统, 更换和改进科学载荷, 对轨道方案、飞行程序、热设计等进行了系统设计.

1) 轨道方案设计

嫦娥二号卫星采用运载能力更强的长征三号丙运载火箭发射, 设计了直接地月转移轨道, 将奔月时间由嫦娥一号的 12 d 缩短为不到 5 d. 为满足备选着陆区域成像的时机要求, 充分考虑了月球引力场摄动对 15 km 近月点高度的影响, 建立了高精度轨道外推模型, 设计了满足各种工程约束的 15 km 降轨和升轨控制策略, 完成 100 km×15 km 的椭圆轨道设计.

2) 平台升级设计

根据运载的发射能力, 嫦娥二号卫星发射重量相比嫦娥一号增加了 130 kg, 主要用于推进剂的增加, 提高了卫星推进能力, 能够提供约 2.3 km/s 的总速度增量; 在考虑直接转移和嫦娥一号零窗口发射、高精度控制等因素, 在完成既定任务后, 预计嫦娥二号的剩余燃料及速度增量会更多.

在测控数传能力方面, 新增了 LDPC 编码功能, 相比卷积编码提高增益约 2.5 dB; 新增了工程载荷数据传输通道, 设计了最低为 23.4375 kbps 的多档码速率, 可支持距地 2000 万千米以远的数据传输.

在机动飞行能力方面, 在继承嫦娥一号基于高精度加速度计的轨道控制技术基础上, 在加速度计的测量区间、姿态控制补偿、燃料量预估等方面进行设计改进, 进一步提升了轨道控制精度; 增加了实时和延时强制卸载手段, 实现姿态与轨道的耦合控制; 增加了自主惯性对准功能, 提高了轨道控制自主性;

设计新增大推力轨道维持功能, 在保证可靠的前提下, 提高了控制精度和自主性^[8]. 此外, 将推进系统工作寿命从 3 个月提升到 6 个月以上.

3) 技术试验分系统设计

技术试验分系统主要完成 X 频段深空应答机、轻小型化 CMOS 相机等新技术在轨验证. 其中, X 频段星载测控子系统, 主要用于完成面向深空应用的 X 频段测控体制验证. 核心产品为 X 频段高灵敏度数字化测控应答机. 采用综合电子技术, 新研制了数据处理单元, 主要完成新增设备的配电、遥测、遥控、数据存储、复接控制等功能, 并在轨验证电子设备集成化技术. 视频子系统研制了多台轻小型相机, 用于飞行过程中关键事件的监视成像.

4) 科学载荷设计

嫦娥二号卫星共配置了 5 类 7 台(套)科学探测仪器. 新研制了分辨率更高的 CCD 立体相机, 用于获取月球表面及二期工程备选着陆区的高分辨率图像; 提高了激光高度计的空间分辨率和数据更新频率和. 增加定标源、更换探测晶体, 提高了 γ /X 射线谱仪的探测精度, 扩展探测种类.

3.1.3 技术突破

嫦娥二号卫星于 2010 年 10 月 1 日成功发射, 2011 年 4 月 1 日圆满实现既定六大工程目标, 完成了规定的技术验证项目, 并获取了一大批科学成果. 之后, 通过创新设计, 充分利用卫星剩余资源, 设计了多阶段拓展任务, 通过一次发射任务完成了月球、日-地 L2 点、图塔蒂斯小行星的多目标探测(图 2), 使嫦娥二号卫星成为我国首颗飞入行星际的探测器, 突破了多项关键技术, 取得了“低成本、高质量、高回报”的突出实效, 将中国深空探测事业推进到一个新的高度.

1) 直接地月转移与机动飞行控制技术

嫦娥二号突破了直接地月转移轨道技术; 基于拟冻结轨道理论, 设计了可长期稳定保持的 100 km 环月轨道和 100 km×15 km 虹湾成像轨道, 解决了短时间内轨道高度变化易超标的问题^[9]; 采用自主惯性对准技术, 解决了卫星在太阳定向模式下的惯性快速对准问题, 实现了轨控准备过程的全自主控制. 飞行结果表明, 嫦娥二号卫星轨道设计准确, 实现了月球背面无测控条件下主发动机点火变轨, 轨道控制精度最高达到万分之二.

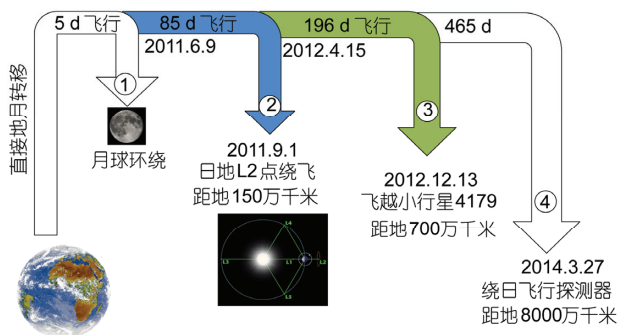


图2 嫦娥二号卫星飞行历程

2) 高灵敏度 X 波段深空应答机技术

攻关研制了基于统一载波体制的 X 频段高灵敏度数字化测控应答机。采用新型分块相干累积的频谱估计算法^[10], 解决了扫描速率 500 Hz/s 条件下 -143 dBm 超低噪比下的信号捕获难题; 采用数字自适应变结构锁相环技术, 解决了极低信噪比下易失锁假锁问题; 采用数字处理的测距音转发幅度自适应控制技术, 解决了全电平下测距音调制动态范围大技术难题。飞行结果表明, 经星地协同验证, 载波捕获灵敏度达到 -140 dbm, 解调灵敏度达到 -136 dbm, 标志着我国航天测控由 S 频段向 X 频段的跨越; 相关技术可应用于火星探测任务的应答机研制。

3) 地外空间高精度延时积分成像技术

嫦娥二号卫星配置的立体相机采用了时间延迟积分(TDI-CCD)作为相机成像器件, TDI-CCD 的使用对卫星平台姿态稳定度要求较高, 需要进行速高比补偿。与地球相比, 对月球轨道的测定轨精度较低, 且无足够精确的月球地形图, 也无法利用 GPS 定位。针对这些技术难题, 从系统角度设计了地面行频数据注入和测高数据辅助两种速高比补偿方法, 突破了地外空间高精度延时积分成像技术。飞行结果表明, 设计的速高比补偿方法正确可行, 成功获取了虹湾区域的 1.3 m 和全月面 7 m 分辨率图像数据。

4) 日地 L2 点轨道设计与控制技术

在地-月-星和日-地-星双三体复杂环境下, 针对日、地引力平动点摄动复杂、轨道设计无解析解、测控距离远等难点, 经过精确求解, 设计了李莎如(Lissajous)平动点轨道^[11]; 突破了距地 150 万千米外的日地拉格朗日 L2 点的转移轨道设计与控制技术, 在国际上首次实现从月球轨道出发至日地拉格朗日 L2 点的飞行探测。在日地 L2 点开展了对地球远磁尾

三维离子能谱和太阳耀斑爆发等观测, 使我国成为继美、欧之后第 3 个实现 L2 点开展空间探测的国家。飞行结果表明, 已掌握了日地平动点轨道捕获和维持设计和控制技术。

5) 小行星交会轨道设计与交会控制技术

利用拉格朗日点伴地绕日特性, 在卫星推进剂、星地通讯距离、地面大天线研制进度等约束条件下, 采用探测目标选取策略, 选定“图塔蒂斯”小行星为目标; 通过遍历搜索和微分修正相结合方法^[12], 解决了最优出发能量的快速高精度求解轨道问题; 发明了逼近飞越控制和高速交会渐远点凝视成像技术, 解决了飞越相对速度快、成像像元少、相对距离不确定等约束下的成像方案^[13]; 突破并验证了交会轨道设计和交会控制等技术。飞行结果表明, 国际上首次实现从拉格朗日点转移并逼近飞越小行星, 在距地 700 万千米以远, 距目标星表面 770 m^[14]成功交会; 获取最高分辨率优于 3 m 的光学图像, 使我国成为继美、欧、日之后第 4 个成功实施小行星探测的国家。

3.1.4 科学成果

嫦娥二号携带了 CCD 立体相机、伽玛谱仪、太阳风离子探测器、高能粒子探测器等科学载荷, 在月球环绕探测期间共获取了 6 TBytes 原始数据, 取得了 7 m 分辨率全月球图像、更精确清晰的月球表面钍元素分布等多项重要科学成果。

在日地 L2 点, 卫星利用太阳风离子探测器、高能粒子探测器、伽马射线谱仪等仪器开展了地球远磁尾的带电粒子探测, 并对太阳 X 射线爆发和宇宙 γ 爆进行了观测, 观测到太阳风离子加速和太阳质子事件。

在飞越图塔蒂斯小行星过程中, 利用星载的 CMOS 轻小型相机(仅 1024×1024 像元, 重 400 g)获得了小行星系列彩色照片, 联合国内外多家单位开展了科学研究, 揭示了该小行星的物理特性、表面特征、内部结构以及可能的起源等新结果(图 3)。研究结果表明, 从最高分辨率光学图像为 2.25 m/像素的图像序列, 估算了小行星尺寸, 结果表明其长度和宽度 4.75 km×1.95 km $\{\pm 10\%$ ^[15]。在飞越探测小行星任务成功一周年之际, 研究结果在 Nature 子刊 Scientific Reports 发表。

目前, 嫦娥二号卫星距离地球距离已超过 8000 万千米, 成为太阳系的一颗人造小行星。

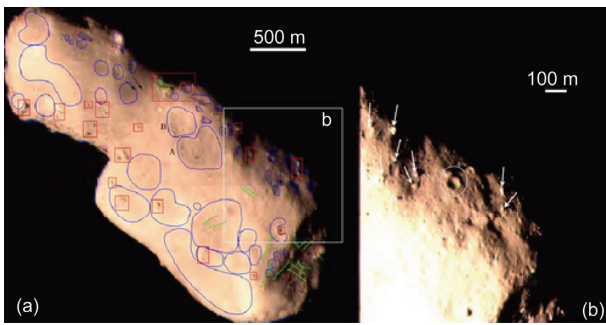


图3 图塔蒂斯表面的各种地貌特征

3.2 嫦娥三号探测器

3.2.1 总体思路

嫦娥三号探测器是一个全新的航天器,是我国第一次在地球以外的天体上进行原位和巡视探测.其研制总体思路^[15]是:瞄准当今世界发展水平,高起点地确定探测器的功能与性能;针对新领域中所遇到的新问题,大胆创新、勤于探索、勇于实践,识别关键技术和技术风险,通过大量的设计分析、关键技术攻关和地面验证试验,突破月球软着陆和巡视的核心技术.

嫦娥三号探测器包括月球软着陆探测器(简称着陆器)和月面巡视探测器(简称巡视器)两个部分.两器分离前,巡视器为着陆器的载荷;分离后,为2个独立的探测器,各自展开月面探测工作.

3.2.2 任务难点

我国以往的航天器主要是地球轨道的航天器,任务形式是环绕地球飞行,航天器进入目标轨道后处于相对稳定的运行状态,一般仅需进行必要的轨道维持和姿态控制.针对返回式卫星和载人飞船的返回任务,主要依靠气动减速,并且对着陆后的姿态没有严格要求,着陆后允许翻倒.嫦娥三号探测器要实现月球表面软着陆和巡视探测两大任务,任务形式与地球轨道航天器和其他天体环绕航天器完全不同.同时,复杂的月面环境也是其他航天器没有面临过的.

针对复杂的环境,嫦娥三号探测器所面临的环境包括空间粒子辐照环境、月球重力环境、月表红外环境、月表地形地貌、月壤、月尘等环境,以及着陆冲击、发动机羽流等环境.这些新环境给探测器的设

计和试验验证带来了巨大的难度和风险.具体表现为:

1) 月面环境的不确定性

在对嫦娥一号、嫦娥二号探测结果进行分析,以及对国外资料调研的基础上,形成对月面环境的认识,包括月面形貌、热流与温度、空间粒子辐照环境等,对着陆冲击、发动机羽流等诱导环境的研究也有了明确的结论.但是月面形貌细节、月尘影响等因素,还存在不确定性.主要影响探测器的设计边界条件和地面试验验证的环境模拟方法,同时是直接影响任务成败的关键环节.如果着陆区域的地形地貌过于崎岖,就可能无法成功完成软着陆任务.通过嫦娥三号获得的探测数据,表明月球表面的地形地貌是非常复杂的.

2) 月面严酷的热环境

月球表面近 300°C 的温度变化范围,尤其是针对长达14 d的月夜低温环境,必须突破同位素能源技术、新型热控技术、机构润滑与密封技术.热控和能源系统是否能够提供有效的功能支持,直接关系到探测器能否在月面极端严酷的温度条件下生存以及器上各种设备能否正常工作,其性能直接影响到月面探测任务的成败.受月面大温差变化、高真空以及月尘环境的影响,探测器所采用的机构,必须采取适当措施,彻底解决润滑与密封问题,才能保障其正常工作.

3) 月球环境的地面试验模拟

月球的重力、温度、光照、月壤等环境与一般地球轨道航天器运行环境不同,为达到总体方案优选、关键技术问题突破、技术途径验证有效等目的,因此地面需配备相应的试验验证和仿真模拟设备,研究相关的试验方法和理论,才能确保地面验证的有效性.其中特殊的并且模拟难度最大的是月球环境的综合模拟试验设施,它主要服务于着陆器着陆悬停试验和巡视器的内场试验.

针对软着陆任务,首先需要提供更多的速度增量进行着陆减速,其次需要针对非合作目标的测量进行自主导航控制,同时还需要保证软着陆后的探测器姿态在要求范围内.为了满足任务形式带来的上述新的需求,对着陆器的总体和相关分系统设计与实现上提出了新的和更高的要求,主要表现在GNC分系统、推进分系统、着陆缓冲分系统、结构机构分系统中新技术的创新应用.任务的特点和难

点表现为:

1) 装载大量的推进剂和复杂的变推力

月球表面无大气, 无法利用气动减速的方法着陆. 实现无大气条件的着陆减速, 探测器需靠自身推进系统减小近 1.7 km/s 的速度, 要求推进系统必须提供足够大的速度增量; 同时由于软着陆过程中探测器质量不断减小, 所受月球重力也随之变化, 因此还需探测器的推力可调, 这些对推进系统的设计提出了很高的要求. 由于速度增量的需求, 需要携带大量的推进剂, 是嫦娥一号卫星推进剂的 2 倍左右(占发射总质量的比例超过 2/3), 从而带来探测器总体设计和结构设计上一系列难题.

2) 着陆段的自主导航控制

月球软着陆的动力下降过程是一个时间短暂、速度变化大、不可逆的过程, 无法依靠地面来实施制导导航与控制. 需探测器自身的 GNC 系统利用基于对月测速、测距和地形识别的敏感器来进行全自主的制导、导航与控制. 同时月球表面地形复杂, 为了提高着陆安全概率, 需具备一定的地形识别和自主避障能力. 因此, GNC 系统需具备自主性好、可靠性高、自主导航方法简单有效、易于工程实现等特点.

3) 着陆冲击的缓冲

着陆在月面时, 着陆器撞击月面会形成较大的冲击载荷. 必须设计相应的着陆缓冲系统, 保证吸收着陆的冲击载荷, 更重要的还需要保证探测器在一定姿态范围内不翻倒、不陷落, 并为探测器系统的工作提供牢固的支撑. 探测器需要配置新型的机构, 要求能够吸收探测器撞击月面时产生的冲击载荷. 同时在着陆缓冲机构的具体设计上还需要兼顾着陆稳定性的要求和发射状态下的包络尺寸的限制.

针对巡视探测任务, 首先需要巡视器在月面非结构化地形上行进, 其次需要实现月面环境感知、障碍识别、局部路径规划及多轮运动协调控制等功能. 为了满足任务形式带来的上述新的需求, 对巡视器的总体和相关分系统设计与实现上提出了新的和更高的要求, 主要表现在 GNC 分系统、移动分系统中新技术的创新应用. 任务的特点和难点表现为:

1) 月面移动

巡视器要完成科学考察, 需要具备在有限能源约束下的前进、后退、转弯、爬坡、越障等移动能力, 以及在复杂月面环境条件下的运动稳定性, 以保证巡视器安全、平稳地行驶. 月面巡视探测器移动性能

的优劣直接影响到科学目标的实现. 面对新型移动系统, 车轮形态、悬架形式、月壤可行驶性、移动性能仿真及评价, 以及轻型机构等一系列新问题均需要解决.

2) 月面巡视过程的自主导航与遥操作控制

在自然地形环境中正常行驶并安全到达预先指定的工作点, 必须具备在环境中识别危险与障碍、确定自身姿态与位置、辨别目标位置、规划到达目标位置的路径、沿规划路径移动, 以及检测和规避障碍等能力. 要求巡视器的 GNC 系统不同于其他航天器, 需要运用环境感知技术对周围自然环境进行三维恢复, 识别障碍, 为地面遥操作、路径规划和避障提供地形信息; 需要基于多种传感器信息融合的路径规划技术实现月面自主运动; 需要研究月面移动驱动、转向控制技术, 实现能量优化控制, 最佳地协调轮子的驱动、转向, 优化驱动效率. 另外, 巡视器月面运行过程是一个器地交互、地面持续支持的过程, 巡视器在轨运行采取自主导航和地面遥操作控制相结合的工作模式.

3.2.3 方案要点

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等过程, 以软着陆方式降落在月球虹湾地区, 之后着陆器释放巡视器, 开展月面探测, 并下传科学数据. 探测器飞行和着陆过程如图 4 所示.

着陆器包括结构与机构, 着陆缓冲, GNC, 推进, 热控, 测控数传, 定向天线, 数管, 一次电源, 总体电路及有效载荷等 11 个分系统以及工程参数测量设备组成. 着陆器携带了降落相机、地形地貌相机、月基光学望远镜、极紫外相机等 4 种科学仪器和月尘测量仪、监视相机 2 种工程测量设备. 巡视器包括结构与机构, 移动, GNC, 综合电子, 电源, 热控, 测控数传及有效载荷等 8 个分系统及遥操作组成. 巡视器携带了全景相机、测月雷达、红外光谱仪、粒子激发 X 射线谱仪等 4 种科学仪器.

着陆器数管、测控数传、定向天线、总体电路、一次电源, 以及巡视器综合电子、电源、测控数传等分系统功能和构架与嫦娥一号和二号卫星相似, 但是在系统集成、轻小型化、新技术应用等方面进行了大量的创新. 其中, 测控数传的频段由 S 频段扩展到 X 频段, 并设计了两器月面 UHF 数传通信链路; 电源

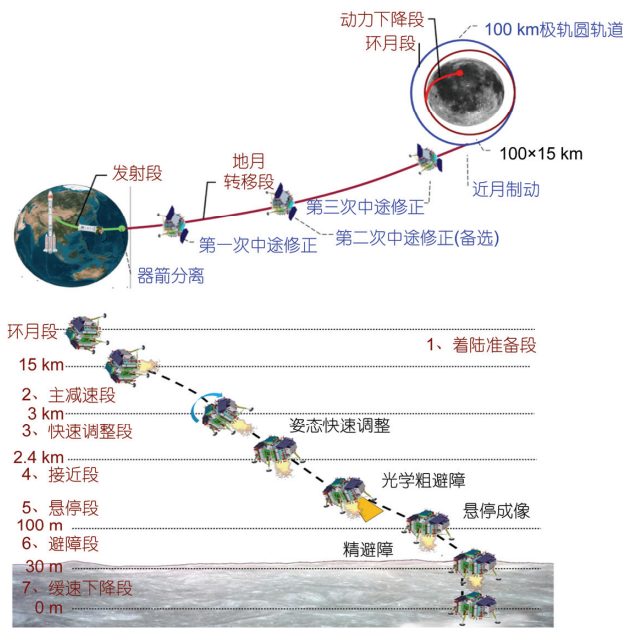


图4 嫦娥三号探测器飞行和软着陆过程

系统应用了高效率三结砷化镓太阳电池、锂离子蓄电池、采用了S4R全调节母线功率调节技术,设计了光照唤醒电路;数管和综合电子系统体现了系统集成的构架,将遥测遥控、热控管理、机构控制等诸多功能集成实现,极大降低了系统资源开销.结构机构分系统和定向天线分系统采用了全新的构形设计,并应用轻小的机构技术实现了多种机构的设计.

针对GNC,推进,热控,着陆缓冲,移动和有效载荷等分系统,为了适应新的任务要求,进行了全新的设计,包括系统方案、软件算法,以及一系列全新的单机产品.分系统的系统功能和构架上与嫦娥一号和嫦娥二号卫星存在很大的不同.着陆器GNC分系统的着陆过程自主导航控制方案为全新设计,配置了微波测距测速敏感器、激光测距敏感器、激光三维敏感器、伽玛关机敏感器等一系列新型导航和障碍识别敏感器,同时控制计算机采用了三机热冗余方案,大大提高了系统的可靠性.推进分系统与嫦娥一号卫星均采用恒压挤压式双组元统一系统,但是由于所携带的推进剂是嫦娥一号卫星的2倍,系统配置更为复杂,系统配置4只570 L金属膜片贮箱(两两并联)、2只100 L,35 MPa复合材料气瓶、1台7500 N变推力发动机、28台姿控推力器.热控分系统在传统的被动(热管,OSR,热控多层)和主动热控(加热回路)手段之外,为应对月面极端的热环境,采用了可变热

导热管和两相流体回路等新型热控手段.着陆缓冲分系统包含4套着陆缓冲机构,每套着陆缓冲机构包括主支柱、多功能辅助支柱、单功能辅助支柱、足垫、压紧释放装置,在主、辅支柱中有相应的主、辅缓冲器,缓冲器通过安装在其内部的缓冲元件来吸收冲击能量.巡视器移动分系统由行进驱动机构、转向驱动机构、差动机构、摇臂和车轮组成,6个车轮全为驱动轮,其中4个角轮安装有转向驱动机构,实现前进、后退、转向、制动等运动功能.

3.2.4 技术突破

嫦娥三号任务是我国航天领域迄今最复杂、难度最大的任务之一.技术突破^[17]表现为:

1) 多学科总体设计技术

嫦娥三号探测器总体设计是一项多学科、多专业交叉与综合的系统工程技术,总体设计能力的高低直接影响到航天器整体的性能和质量.总体设计过程的核心在于综合,综合的关键在于建模.基于嫦娥一号、二号的探测结果,针对任务面临的新环境,自主建立了月球引力场模型、月球表面温度场分布模型、月表地形地貌模型、月壤物理特性模型、月尘模型、月表电磁波传输模型、发动机羽流与月面相互作用模型,并集成当今数字应用、计算机、智能控制、信息通讯等技术,构建了针对多任务目标、多探测方式和全任务周期的月球探测任务系统仿真设计分析和支持平台,在设计阶段开展仿真验证,在任务实施前进行飞行过程预示,在实施后对飞行数据进行分析,为保证方案的正确性和执行过程无差错提供了高效手段.

2) 复杂航天任务的地面试验技术

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,系统地规划了地面验证试验的项目和方案,为后续行星表面的软着陆和巡视探测任务的地面验证试验工作奠定了技术基础.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.同时采用低重力模拟、月面反射特性模拟、月壤模拟制备、二维快速随动、光学和激光的高精度测量等技术,构建了着陆悬停试验场、巡视器内场和外场等试验设施,有力保证了地面验证试

验的完整性和有效性。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;(2)工程模拟月壤的制备与整备;(3)光照模拟方法;(4)精密定位定姿方法;(5)低温试验温区拓展;(6)月尘环境方法。

3) 软着陆的自主制导、导航和控制技术

GNC 系统在方案设计和设计技术方面均突破了较多技术难点。软着陆过程的导航、制导、避障和姿态控制等方面大量控制方法和策略均为国内首次应用,同时实现了微波测距测速传感器、激光测距传感器和激光三维成像传感器等一系列新型传感器的工程应用。为后续地外天体的软着陆任务奠定了基础,带动了激光和微波测量技术的发展。

4) 复杂推进系统设计和变推力发动机技术

通过采用系统流阻匹配技术、防晃防旋技术、系统减压调节技术,解决了系统并联均衡排放、液体防晃、大流量变工况下系统稳定工作等一系列推进系统设计难题;自主研制出我国第一台航天器用高比冲高控制精度的变推力发动机,利用针栓式流量调节装置分别对氧路、燃路和冷却路的流量进行精确控制,实现推力连续可变(1500~7500 N),推力控制精度达到 6.25 N,其突破的大变比流量调节、自适应调节喷注器、大直径薄壁喷管旋压等技术对我国液体火箭发动机及相关技术的发展起到了很大的带动作用。

5) 软着陆缓冲技术

采用了“悬臂式”的构型设计、压紧释放与展开锁定装置与辅助缓冲器的集成设计等创新设计方案,解决了着陆缓冲、着陆稳定性和利于巡视器释放等多方面的问题;研制新型常温超塑性材料,该材料的延伸率超过 70%,解决了拉伸吸能缓冲难题,推动了材料科学的发展。

6) 月面移动技术

通过月面环境条件下的地面力学建模分析,首次提出巡视器运动性能的技术评价体系,从承载能力、动力性能、转向能力、通过能力、稳定性、技术成熟度等方面对巡视器的移动性能进行了综合评价。在移动系统设计方面,提出了多种移动创新形态,并结合月面环境行驶需求进行优化。车轮优化设计方面,根据地面力学的相关理论,构建了轮土动力学模型,并通过试验比较了各种车轮形态的性能及月面适应性,结合巡视器的行驶性能如动力性、通过性和

稳定性等分析结果,确定了车轮的形态。

7) 月面生存技术

针对月夜长时间无阳光照射而引起的探测器低温生存问题,嫦娥三号探测器首次采取了重力辅助两相流体回路,引入同位素热能解决月夜生存难题,着陆器还应用了可变热导热管,丰富了航天器热控制的硬件产品。两相流体回路建模过程中,采取了数学仿真分析、无因次相似分析、根据实验数据进行数学模型修正等技术手段,准确刻画了在不同倾斜角度、 $g/6$ 低重力、不同热源功率条件下的两相流体传热能力,并通过了试验验证。同时创新设计了基于光照的自主唤醒方案,首次实现了我国航天器在轨长期休眠和自主唤醒的工作模式。

8) 自主导航与遥操作控制技术

首次采用立体视觉技术实现月面未知环境的三维恢复与重建,提出了多种适应月面地形特征的启发式路径搜索算法,完成路径规划;提出了基于立体视觉的局部自主避障算法,完成巡视器自主局部路径规划,提高了探测器适应月面复杂地形的能力。巡视器在松软的月表环境下运动,存在严重的滑移、滑转,为此研究了协调车轮驱动、转向的协调运动控制算法,优化驱动效率,实现了能量优化控制。

考虑巡视器的环境复杂性,以及热控、能源、探测目标等复杂的优化约束条件,构建了巡视器任务规划体系结构,通过 3 个层次的规划(任务规划、周期规划、导航规划),确保巡视器在月面高效、安全工作。在月面复杂的自然环境下,巡视器的定位较地面无人自主车辆、移动机器人等的定位具有更大的难度,开发了基于车载视觉系统的图像匹配定位、基于里程计的航位推算法、路标特征匹配法等定位方法,实现了巡视器精确的定位。

以上技术的交叉融合也是嫦娥三号探测器的主要突破点。

4 三期工程——嫦娥五号探测器

2009 年,在开展我国探月二期工程实施的同时,为有机衔接探月工程一、二期,兼顾未来载人登月和深空探测发展,我国正式启动了探月三期工程的方案论证和预先研究。三期工程于 2011 年立项,任务目标是实现月面无人采样返回。工程规划了 2 次正式任务和 1 次飞行试验任务,分别命名为嫦娥五号、嫦

娥六号和高速再入返回飞行试验任务. 其中, 嫦娥五号探测器是我国首个实施月面取样返回的航天器.

4.1 总体思路

嫦娥五号探测器面临的技术挑战是前所未有的, 新技术更多, 试验验证更难. 针对嫦娥五号探测器的研制特点, 探测器系统在研制过程中遵循的思路为: 充分继承嫦娥一号/二号/三号、返回式卫星和载人飞船等航天器的成熟技术和产品; 重视系统的可靠性和安全性设计, 认真开展故障模式及影响分析, 有效识别关键环节, 加强地面试验验证工作, 有效降低技术风险; 加强系统优化设计, 按照功能综合设计, 分区集中实现的思路, 最大限度提高系统集成度和复用性, 降低设备重量, 满足探测器系统总重量要求; 关注探测器各器和各分系统之间的关联, 抓好系统接口设计.

4.2 任务难点

嫦娥五号任务面临“新火箭、新发射场、新探测器”的研制, 探测器系统的难点集中表现为 3 个方面.

1) 飞行阶段多: 探测器有四器组合体、两器组合体、对接组合体、单器等多种工作模式, 整个飞行过程中舱段之间进行多次分离, 飞程序序时序性强, 各个飞行事件环环相扣, 探测器系统工作模式和串联环节多, 对系统可靠性要求高.

2) 关键环节多: 为完成月球采样返回任务, 探测器需完成安全软着陆、月面采样、月面起飞上升、月球轨道交会对接、高速再入返回、多次分离等环节, 对探测器系统设计要求高, 还要考虑新运载火箭和新发射场的影响, 需对飞行过程中各关键环节进行细致任务分析, 并在此基础上开展总体和相关分系统设计.

3) 设计约束多: 系统设计面临着设计约束多和资源受限的问题, 为解决这一问题, 除了采用轻小型化高集成设备、选用高性能轻质材料等手段外, 还需从系统上采用舱段间功能复用等设计减小重量和功耗.

4.3 方案概述

嫦娥五号探测器系统由结构, 机构, 测控数传, 天线, 数管, 供配电, 热控, 采样封装, 工程参数测量, GNC, 推进, 回收, 对接机构与样品转移, 分离

机构和有效载荷共 15 个分系统组成. 在整个飞行过程中的不同阶段, 各分系统相关部件和设备组成不同的舱段和组合体, 完成各自的特定任务.

嫦娥五号探测器系统发射时的构型如图 5 所示, 自上而下分别为上升器、着陆器、返回器和轨道器. 发射质量约 8 t.

嫦娥五号探测器选用新一代长征五号运载火箭在海南发射场发射, 整个飞行过程经历 11 个阶段, 飞行总时间约 1 个月左右.

探测器与运载火箭分离后, 经过约 5 d 的直接地月转移飞行, 到达近月点后进行近月制动, 进入高度 200 km 的环月圆轨道. 探测器分为轨道器和返回器组合体、着陆器和上升器组合体 2 个组合体, 其中轨返组合体在 200 km 圆轨道上继续飞行, 而着陆上升组合体适时减速进入 15 km×200 km 的椭圆轨道, 并择机实施动力下降和月面软着陆.

着陆后, 着陆上升组合体将开展科学探测, 并完成月球样品采集和封装, 以及月面起飞准备, 而留轨的轨返组合体根据需要执行相位调整机动. 着陆器与上升器解锁分离后, 上升器发动机点火起飞, 进入 15 km×180 km 的目标轨道. 随后完成远程导引, 进入目标轨道; 期间轨道器支撑舱与轨返组合体分离, 随后进入自主近程交会过程, 轨返组合体和上升器自主建立对接初始条件, 对接机构主动件完成对接, 并将密封封装装置从上升器转移到返回器样品舱内, 轨返组合体与上升器安全分离.

分离后轨返组合体在环月轨道上停留 10 d 左右, 进行必要的轨道调整. 择机实施加速机动进入月地

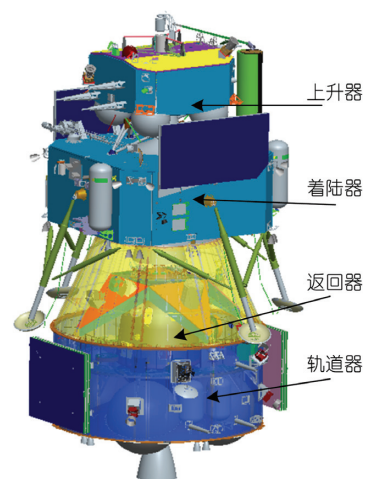


图 5 嫦娥五号探测器发射构型

转移轨道, 经历约 5 d 到达地球附近. 在距离地面高度约 5000 km, 轨返组合体分离, 随后轨道器规避, 返回器单独飞行, 经约 20 min 到达 120 km 高度再入点, 以接近第二宇宙速度的初始条件, 开始以半弹道跳跃式再入大气层, 当高度降低到约 60 km 时, 飞行高度开始增加, 直至最高点 100~140 km, 然后以小于第一宇宙速度开始第二次再入; 当距离地面高度约 10 km 时, 打开减速伞, 随后开主伞, 返回器乘降落伞在四子王旗着陆, 并配合地面完成搜索和回收.

针对三期的任务特点, 嫦娥五号探测器应用了大量的新技术和新产品, 均需在地面进行充分的试验验证. 除了进行比常规航天器更为复杂的力学试验、热试验、电性能综合试验和大系统对接试验等地面试验外, 探测器系统还将开展着陆起飞综合验证试验、全尺寸羽流导流试验、采样封装专项试验、交会对接和样品转移试验、返回器综合空投试验、气动设计验证试验和气动热防护试验等 20 余项专项试验. 这些试验很多在国内都是首次实施, 无论在试验规模、参试设备的数量和状态, 还是在试验方法、试验条件等很多方面, 都将面临在地面环境下如何模拟月面特殊的重力、真空、热环境、月尘等特殊环境的难点, 以及如何通过地面的分析仿真、半物理仿真及全物理仿真等多种形式对真实的飞行过程和飞行事件进行充分验证的困难. 在有限的研制周期内, 设计、策划并实施这些试验, 做到“全面覆盖、验证有效”将是探测器系统研制过程中的难点.

根据任务特点, 也将安排全实物的地-月-地的返回试验, 既高速再入返回飞行试验任务.

4.4 预期成果

通过嫦娥五号的研制和实施, 我国将突破月表自动采样、样品的封装与保存、月面动力上升、采样返回轨道设计、地球大气高速再入、月球轨道交会对接、多目标高精度测控通信、月球样品储存和地面实验室分析等关键技术, 提升航天技术水平; 具备月球无人采样返回的能力, 首次实现我国月面自动采样返回, 实现航天技术的重大跨越; 完善我国的月球探测航天工程体系, 形成重大项目实施的科学的工程管理办法, 为后续载人登月和深空探测工程服务.

通过实施嫦娥五号无人月球采样返回任务, 我国在月球科学研究方面将更进一步, 开展着陆点区域形貌探测和地质背景勘察, 获取与返回样品相关

的现场分析数据, 建立现场探测数据与实验室分析数据之间的联系; 对月球样品进行实验室研究, 分析着陆点月表物质的结构、成分、物理特性, 深化月球成因和演化历史的研究.

5 任务实施经验

1958 年以来, 全世界共经历两次月球探测高潮期, 开展月球探测活动 111 次, 成功和基本成功 55 次, 成功率为 49.5%. 我国的探月工程起步虽晚, 但抓住了以计算机及信息为代表的新技术发展的机遇, 起点较高, 与国际同水准, 并取得了举世瞩目的成就, 连续三次均获成功. 嫦娥一号卫星的圆满成功, 首次实现了我国地外天体环绕探测, 铸就了我国航天事业发展的第三座里程碑. 嫦娥二号卫星的圆满成功, 首次实现多目标多任务探测, 开创了任务新模式, 开辟了行星际探测新领域. 嫦娥三号探测器的圆满成功, 首次实现了我国航天器在地外天体软着陆和巡视勘察, 标志着我国探月工程第二步战略目标的全面实现, 在我国航天事业发展中具有里程碑意义. 这些有序开展探测任务, 推动了深空探测一批共性技术的有序发展, 提升了我国独立开展深空探测活动的的能力, 造就了一批年龄结构合理、业务素质过硬、富有创新精神的航天科研队伍.

我国的三次探月任务均步步圆满成功, 成为我国航天器研制中自主创新和高质量的成功典范. 总结其成功的经验, 主要体现在下述几个方面.

1) 注重体系和步骤谋划, 实践以工程带动技术突破

除在充分继承基础上开展集成创新外, 嫦娥一号的设计还得益于在立项前开展了近十年的预先研究; 与嫦娥一号研制实施同步开展的预先研究, 不仅奠定了软着陆和月面巡视技术突破的基础, 而且对落月任务的技术跨度和工程风险有了清晰的认识; 因此, 在绕月任务圆满成功后, 以降低着陆风险和验证未来探测中共性技术为目标, 增设了二期工程的先导星, 实施嫦娥二号任务. 与二期工程同步, 开展了采样返回任务的预先研究和方案论证; 同时并行研究深空行星际探测任务规划和基于探月工程技术的火星环绕探测器方案论证. 上述行动与步骤体现了科学发展观, 符合中国国情、国际以往经验和技术发展规律, 由小到大、由简单到复杂, 逐次推进, 不

断取得突破;其成功之处已初步得到实践检验.中国是一个大国,经过50年左右的努力,也已成为航天大国,具备一定的经济实力,正在建设创新型国家,提升国际影响力,向科技大国、航天强国的目标迈进.对具有前沿创新特点的深空探测领域而言,保持3年左右一次任务的频度是合理的.从科技创新的角度而言,航天属于前沿行业,深空探测领域处于航天的最前沿、最尖端,对一个大国的国家战略地位及长远发展至关重要.以科技全面领先的美国为例,NASA总体上仅仅直管深空探测项目,且保持年均实施2~3次的任务节奏,2008年经济危机后也是如此.由于各种原因使然,中国的火星探测项目未能正式开展,令人遗憾,使印度有机会先于中国实现其成为世界第三、亚太第一个成功探测火星的国家的目标.

探月一、二、三期工程的实施,体现了创新理念,带动了相关科技的进步,特别是新技术突破和新产品的开发.嫦娥一号的高可靠、高精度自主轨道控制及精确捕获月球的表现和嫦娥三号的着陆规避月表石块、陨坑的机动过程令国人难忘,嫦娥二号独创的逼近飞越技术,实现了距地700万千米外的770 m近距离交会图塔蒂斯,令世人惊叹.如前所述,许多技术属国内首创,覆盖了计算机与信息、控制与导航、结构与机构、热控与环境、光学及图像、电子和软件等学科,许多新产品也得到开发和应用.

2) 强化能力建设与提升,持续推进技术发展及产品升级

嫦娥工程中的各探测器研制,全面提升了航天器产品在高可靠、高精度、强自主及长寿命等方面的相关共性、基础硬软件产品的水平.集以往地球卫星经验、技术之大成,针对新目标带来的新环境、可靠地在唯一时间窗口制动、推进发动机点火次数多、精确地对日地月定向、适应远距离而必备的通讯和自主管理与控制等新的任务需求,嫦娥一号大力开展系统集成创新、技术和产品的原始创新,以完美的在轨表现,开创了适应深空探测任务的基本技术平台.以嫦娥一号为基础的嫦娥二号,全面升级了能力^[18],进而实现了距地超过8000万千米的绕日飞行.

嫦娥一号至五号探测器系统设计和产品实现,也是不断推进光机电等各类产品的轻型化、小型化、低功耗、高集成、数字化、智能化、信息化的历程.嫦娥一号创新研制的紫外敏感器,经技术改进和扩展,成功用于嫦娥二号任务的导航试验;基于紫外敏感

器技术研发的光学图像导航敏感器,在火星自主导航研究项目中得到实验验证,并可作为关键的火星制动段的自主控制,充分而典型地体现了新技术突破和发展的实践活动.以嫦娥一号为背景的RISC64位计算机、中等精度星敏感器等产品和以火星为背景的高集成度控制信息系统已成功应用于多类地球遥感卫星.嫦娥一号也是我国首颗大量应用FPGA技术的卫星.

3) 统筹技术继承与创新,聚焦面向全新任务环境的技术攻关

月球探测任务所面临的新技术和新问题多,且没有可以借鉴的经验.

(1) 新技术:包括轨道设计、月球距离测控通信技术、导航/制导与控制技术、热控技术、先进推进、移动、遥操作控制等.

(2) 新环境:需经历我们未去过的地月之间的空间环境及月球环境.

(3) 新问题:由于条件所限,地面难以进行完全真实环境的试验验证.

团队在研制过程中运用系统工程理论,进行了质量/资源/风险平衡及成本/技术/进度的平衡^[19],综合各种因素进行了价值评估,并在此基础上团队做出了正确的决策:“充分继承成熟技术,科学统筹质量与进度、集中精力攻克关键技术,系统地进行简化和优化,确保任务目标实现”.研制过程中主要采用以下原则.

(1) 总体和各分系统尽量利用现有基础和成熟技术;

(2) 新研制部分尽量借鉴飞行试验验证产品和技术;

(3) 集中优势技术力量和资源投入进行创新项目的研究.

4) 追求真正吃透技术,践行将“审慎细实”做到“极致”

针对月球探测任务所面临的新技术、新环境及新问题,要真正做到吃透技术,就要敢于怀疑自己,敢于否定自己,通过不断地怀疑和否定进一步吃透技术,这一点一定要做到极致^[20],它是确保成功的基础.工作做到极致就是要依照目前的认识和可用资源,把工作做到“无事可挑,无点可疑,无虑可患”.每次任务的研制过程就是通过对新技术、新环境和新问题的不断认知,从而真正做到了吃透技术的过程.举例

如下:

嫦娥一号卫星的轨道设计共进行了三轮。第一轮经过大量仿真、分析, 最终选择了调相轨道和多次减速制动的设计方案; 第二轮组织系统内部专家和外部专家分别对设计的轨道进行了复核; 第三轮总体提出轨道设计要求, 请三个不同的单位分别进行独立的背靠背的轨道设计复核工作, 验证了轨道设计的正确性。

嫦娥一号卫星从发射到环月飞行过程中要受到太阳、月球、月球阴影、月食等的影响, 其热环境较地球轨道卫星有非常大的差异, 且更为复杂。为确保整星热设计的正确性, 通过大胆质疑, 敢于否定自己, 整个热控设计经历了三次大的设计修正; 还组织进行了五次热设计复核; 同时, 将嫦娥一号卫星的热设计结果与俄罗斯提供的“月球卫星外热流环境条件”进行了比对, 确认了嫦娥一号卫星热设计所采用的外热流条件比俄罗斯更加苛刻, 掌握的月球红外模型反应了月球的情况, 热设计可以适应月球环境。

嫦娥二号卫星针对高分辨率图像需求, 配置了时间延时积分 CCD(TDI-CCD)立体相机, 如果速高比与相机行频不匹配, 将影响获取的图像数据质量。为确保相机获取高质量图像数据, 针对相机速高比(月面相对卫星的运动速度与卫星距月面高度的比值)补偿问题, 联合测控系统、地面应用系统, 开展了多轮专题研究, 最终确定了两种可行方案。

嫦娥三号探测器要承受着陆时的冲击, 配置的着陆腿要有足够的强度, 能够承受垂直和水平 2 个方向上的压力和冲击力, 避免其断裂变形, 而倾覆着陆器。在重量、体积严格受限条件下, 团队提出了全新的侧向收拢、自我压紧的着陆缓冲机构收拢方案和全新的拉压组合变形缓冲器。对着陆缓冲机构的可靠性进行了分析验证; 首先对可能出现的上万种工况进行了仿真研究, 分析其可能发生破坏的工况及破坏模式, 找出极限工况。随后, 又制定了量化的可靠性验证方案, 并依此对着陆缓冲机构开展了充分的可靠性验证试验。

5) 集成运用先进技术, 开展充分的地面试验验证

产品设计是否到位? 质量与可靠性能否达到预期的目的? 必需在地面尽最大可能地进行试验验证^[20]。每个月球探测器在研制过程中, 团队均充分评估了新任务过程中的各类风险, 应用计算机与信息、

智能与软件、数学与物理仿真等先进技术, 研制配备专门的地面试验设备、设施, 策划专项试验方案, 设计验证流程。举例如下:

围绕嫦娥一号卫星“月食”任务, 在初样阶段安排了太阳翼弱光发电试验、蓄电池单体低温放电试验、关键设备过月食低温耐受试验等, 并在电池舱热平衡试验、整星热平衡试验中针对月食安排了月食工况的试验验证及测试考核。在整星热平衡试验中又针对月食两个工况安排了专项能力考核试验, 进一步验证了整星适应月食低温环境的能力。

围绕嫦娥三号任务目标, 为了验证探测器着陆过程导航控制算法、GNC 与推进系统的协调工作能力及工作程序的正确性, 建设了大型月球着陆试验场, 研制了跨度 100 m, 高 110 m 的着陆塔架, 研制了着陆验证器, 历时 7 个月, 在地面大气条件下点火, 首次开展了悬停、避障及缓速下降试验; 开展了着陆稳定性试验, 验证了月球重力场下着陆面地形地貌和着陆面力学参数对着陆稳定性的影响; 进行了着陆冲击试验, 获取了器上主要部位的冲击响应, 并对单机力学环境条件的正确性进行了确认; 进行了巡视器分离释放试验, 验证了多种恶劣工况下巡视器释放分离的可靠性; 首次建设了我国第一个大型的巡视器室内试验场, 开展了巡视器内场试验, 系统地验证了巡视器爬坡、越障、转向力、自主避障等性能; 为了验证在未知、复杂多变环境下巡视器完成任务的能力, 在我国西部库姆塔格沙漠无人区设立了试验外场, 历时 1 个月完成了巡视器跑车试验, 达到预期效果。

针对嫦娥一号新而复杂的日地月飞行过程及其月球制动等关键事件保障, 首次提出概念, 明确“飞行控制支持与仿真”设备研制需求和技术要求。以以往分割的数学仿真、物理仿真和系统测试、飞控模拟器等技术为基础, 强化曲线、图像及动态视频等多媒体功能, 投入专项经费开发; 针对预想的各类故障情形, 以工具化为目标提升快速反应时间; 统筹了任务前方案验证与操作演练、任务中事件校核与状态仿真、意外事件后的处理预案验证与操作复核等全过程需求, 为飞行控制操作无差错提供了工具化的技术支持。

6) 以老带新、实践中磨练, 造就一支思想技术素质过硬、状态稳定的研制团队

嫦娥一号卫星发射成功后, 有一个声音引起了

世人的关注:“我们用10年完成的工作,中国同行只要2,3年就完成了。”俄罗斯航天局局长曾对我国一位国家领导人这样感叹到.让国际同行如此评价的正是由于我们拥有一支素质过硬、状态稳定的有力队伍.

针对嫦娥一号这样的国家重大工程项目,团队组建时既充分考虑了内部结构的科学合理性,由已有成功经历的总设计师领衔,吸收了多名具备丰富系统工程经验,参与过资源遥感卫星、东方红通信卫星及载人飞船等系列型号研制的领军人才,形成经验足、精明强干的技术与管理班底,并积极吸纳了一批知识新、有闯劲的年轻人作为技术骨干在工程实践中进行培养.经历完整型号周期后,选拔优秀年轻设计师在后续型号中担当更重的责任;嫦娥二号、三号总设计师原为嫦娥一号副总师;立项时,嫦娥三号总师的年龄不足40岁;嫦娥二号的副总设计师和主任设计师,基本由嫦娥一号的年轻优秀设计师提拔产生,总体主任设计师立项时不足30岁.工程的进展过程,也是这批人“热爱祖国、积极向上、甘于从小事做起、富有团队精神”的品质提升过程.

在项目实施过程中,积极创造机会让青年人参与工程实践,强化设计、试验规范的学习,参与基础性课题攻关,通过岗位工作开展实践练兵活动,提升知识广度和专业技能.而“建设学习型组织”、“构建数字化协同设计平台”等为年轻人提供的成长助力办法,更是让青年骨干人才能够以最快的速度、最科学的方式积蓄技术能量,投入工程实践.通过嫦娥一号至五号探测器的技术攻关和研制,这支队伍年龄层次更

趋合理,专业技术整体水平更高,综合能力更强,技术研究更有创新性.他们有能力在深空中走的更远.

6 结束语

国际上月球与深空探测同属航天前沿技术,比航天其他领域如应用型卫星、载人工程,更具有科学发现、技术发明和工程创新并举的鲜明特征.推进深空探测领域的技术发展,对迈进航天强国、建设创新型国家显然是不可或缺的.

作为我国航天科技工业取得一定成绩的突出展现,难得连中三元,嫦娥一号和三号逐次取得了月球探测环绕和着陆的成功,嫦娥二号打开了行星际探测之门;伴随探月工程三阶段的进展,运载火箭的能力的提升,发射场系统的改进,测控系统深空地面站的建设,科学应用体系的形成,标志着中国已初步具备了更远目标的深空探测能力;然而,基于深空任务以探索未知、往往求新为主要目标,应清醒认识其各种不确定性、高度复杂、完全自主等固有特征而带来的-技术难度和高风险,正确认识与世界一流航天国家还有相当差距.因此,及时总结自身经验,统筹兼顾继承与发展、传承与创新,稳定科研队伍、持续提升技术能力,是保持成功的关键要素;同时,常态化地持续开展科学研究和技术研发,跟踪国际先进技术、把握国际发展态势,对我国着眼跨越式发展、尽快赶超世界先进水平、统筹谋划未来发展具有重要的现实参考价值.

参考文献

- 1 叶培建,孙泽洲,饶炜.嫦娥一号月球探测卫星研制综述.航天器工程,2007,16:9-10
- 2 叶培建,饶炜,孙泽洲,等.嫦娥一号月球探测卫星技术特点分析.航天器工程,2008,17:7-11
- 3 叶培建.嫦娥一号卫星的技术进步点.中国航天,2008,4:9-12
- 4 杨维廉.发射极月卫星的转移轨道研究.航天器工程,1997,6:19-33
- 5 黄江川,张洪华,李铁寿,等.嫦娥一号卫星的制导、导航与控制.空间控制技术与应用,2008,34:29-32
- 6 欧阳自远.嫦娥一号卫星的初步科学成果与嫦娥二号卫星的使命.航天器工程,2010,19:1-6
- 7 叶培建,黄江川,张廷新.嫦娥二号卫星技术成就与中国深空探测展望.中国科学:技术科学,2013,43:467-477
- 8 黄江川,宗红,李骥,等.嫦娥二号卫星高可靠高精度变轨控制技术.中国科学:技术科学,2013,56:727-732
- 9 周文艳,杨维廉.嫦娥二号卫星轨道设计.航天器工程,2010,19:24-28
- 10 黄晓峰,徐宝碧,吉欣,等.嫦娥二号卫星X频段星载测控系统设计与验证.中国科学:技术科学,2013,43:499-505
- 11 周文艳,黄昊,刘德成,等.嫦娥二号卫星日地L2点扩展任务轨道设计.中国科学:技术科学,2013,43:609-613
- 12 乔栋,黄江川,崔平远,等.嫦娥二号卫星飞越Toutatis小行星转移轨道设计.中国科学:技术科学,2013,43:487-492
- 13 黄江川,王晓磊,孟林智,等.嫦娥二号卫星飞越4179小行星逼近策略及成像技术.中国科学:技术科学,2013,43:478-486

- 14 黄江川, 王晓磊, 孟林智, 等. 嫦娥二号卫星飞越 4179 小行星工程参数分析. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 596–601
- 15 Huang J C, Ji J H, Ye P J, et al. The ginger-shaped asteroid 4179 toutatis: New observations from a successful flyby of Chang'e-2. *Sci Rep*, 2013, 3: 3411. doi: 10.1038/srep03411
- 16 孙泽洲, 贾阳, 张焯, 等. 嫦娥三号探测器技术进步与技术体系分析. 中国科学: 技术科学, 2013, 56: 493–498
- 17 孙泽洲, 张廷新, 张焯, 等. 嫦娥三号探测器的技术设计与成就. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 331–343
- 18 孟林智, 黄江川, 张廷新, 等. 嫦娥二号卫星多任务多目标设计与经验. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 585–595
- 19 叶培建, 邓湘金. 嫦娥一号月球探测器研制中技术/成本/进度的综合考虑. 见: 空间科学学会空间探测专业委员会第十八次学术会议论文集, 2005. 47–56
- 20 叶培建, 李正才. 追求极致抓质量——嫦娥一号谱新篇. 质量与可靠性, 2008, 2: 3–7

The process and experience in the development of Chinese lunar probe

YE PeiJian¹, HUANG JiangChuan^{1,2}, SUN ZeZhou^{1,2}, YANG MengFei¹ & MENG LinZhi²

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

² Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

After introducing the implementation strategy and the “orbiting, soft lander and sample return” phases of Chinese lunar exploration program, the paper focuses on the lunar probes or satellites of Chinese lunar exploration program, and systematically presents the mission requirements and characterization, the designing outlines and key implementation approach of the Chang'E-1, Chang'E-2, Chang'E-3 and Chang'E-5 missions. The paper also analyzes the technical leapfrogging and achievements of the successfully realized orbiter and lander/rovers missions. The experience summarized in this paper has great application value in the mission planning and implementation of the future deep space exploration missions.

lunar exploration, technological development, Chang'E satellite, probe

doi: 10.1360/N092014-00150