

嫦娥三号探测器的技术设计与成就

孙泽洲^①, 张廷新^②, 张焯^{①*}, 贾阳^①, 张洪华^③, 陈建新^③, 吴学英^①, 申振荣^①

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;

③ 北京控制工程研究所, 北京 100080

* E-mail: zhanghe_maoqiu@hotmail.com

收稿日期: 2014-01-13; 接受日期: 2014-02-27

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 月球软着陆探测和巡视勘察是中国月球探测工程“三步走”战略的第二期任务目标. 嫦娥三号探测器是由中国空间技术研究院负责抓总研制的月球探测器, 包括着陆器和巡视器两个组成部分. 本文对嫦娥三号探测器的任务特点、探测器概貌、研制过程进行了介绍, 对包括飞行过程、软着陆过程、两器释放分离、月面巡视、月面休眠唤醒、月面工作等关键环节的设计方案进行了描述, 给出了在轨飞行结果, 对嫦娥三号所取得的技术成就与创新进行了总结.

关键词月球探测器
月球软着陆
月球巡视勘察
关键环节设计
技术成就

1 引言

2013年12月14日, 中国的嫦娥三号探测器成功着陆在月球虹湾地区, 12月15日, “玉兔”号月球车行走的车辙印在了月球表面. 沉寂了近40年的月球再次迎来了地球人的问候.

探月工程是我国中长期规划十六项重大专项之一, 分“绕、落、回”三步来实施. 嫦娥三号探测器是我国首个在地球以外天体表面实施软着陆的航天器, 实现了探月工程二期“落”的任务目标. 作为探月二期工程先导星的嫦娥二号卫星于2010年10月1日成功发射, 并取得了圆满成功, 首次获得了7 m分辨率的全月球立体影像, 突破了X频段测控技术, 首次实现了从月球轨道飞赴日-地拉格朗日L2点探测, 同时实现了与4179图塔蒂斯小行星近距离交会并获取了最高分辨率优于3 m的光学图像, 现在正在执行扩展任务^[1-3]. 嫦娥三号探测器包括着陆器和巡视器, 采

用长征三号乙改二型运载火箭在西昌卫星发射中心发射. 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, 以软着陆的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. 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, 在测控系统和地面应用系统支持下, 各自展开月面探测工作.

从工程实施、技术进步的角度看, 月球软着陆探测具有重要意义, 探月二期工程的核心是实现探测设备“登上”月球, 并进行科学探测. 其任务的工程目标可概括为^[4,5]:

- 1) 突破月球软着陆、自动巡视勘察、深空测控通信、月夜生存等关键技术, 提升航天技术水平;
- 2) 研制月球软着陆探测器和巡视探测器, 建立地面深空站, 获得包括运载火箭、探测器、深空站等在内的功能模块, 具备月球软着陆探测的基本能力;
- 3) 建立月球探测航天工程基本体系, 形成重大

引用格式: 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
Sun Z Z, Zhang T X, Zhang H, et al. The technical design and achievements of Chang'E-3 probe (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 331-343, doi: 10.1360/092014-37

项目实施的科学有效的工程管理方法以及人才队伍, 推动我国深空探测活动的持续发展。

嫦娥三号任务的科学目标主要包括以下 3 个方面^[6]。

1) 月表形貌与地质构造调查. 包括着陆区和巡视区的形貌探测; 撞击坑的调查与研究; 月壤特性、厚度与月壳浅层结构探测; 月球地质构造综合研究等 4 个方面。

2) 月表物质成分和可利用资源调查. 获取月球的化学成分、矿物组成、岩石类型及其分布规律, 对着陆区和巡视区矿物组成与化学成分的就位分析, 矿产与能源资源的调查与评估等。

3) 日地月空间环境探测和月基光学天文观测. 包括地球等离子体层极紫外成像探测、月基光学天文观测等。

2 嫦娥三号任务特点

嫦娥三号探测器的任务是实现月球表面的软着陆和巡视探测, 相对以往地球轨道航天器有很大不同. 主要表现在以下几个方面^[5]。

1) 月面环境的不确定性. 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, 就可能导致无法成功完成软着陆任务. 通过嫦娥三号探测器获得的探测数据, 表明月球表面的地形地貌是非常复杂的。

2) 无大气条件的着陆减速. 要求推进系统提供足够大的速度增量, 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(超过发射总质量的 2/3), 从而带来探测器总体设计和结构设计上一系列难题。

3) 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自主闭环控制过程. 需探测器自身的 GNC 系统利用基于对月测速、测距和地形识别的传感器来进行全自主的制导、导航与控制。

4) 着陆冲击的缓冲. 要求着陆缓冲系统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。

5) 月面热控保障. 月球表面近 300℃ 的温度变化范围, 要求热控系统必须采用新型热控技术和产

品实现探测器内部的温度环境控制. 同时也要求直接暴露在外面的设备具有极强的温度适应性。

6) 月面移动. 巡视器为我国首次研制的在地外天体表面移动的航天器, 任务要求巡视器需要在月面非结构化地形上行进, 需要具有在松软月壤上移动的能力。

7) 月面巡视过程的自主导航与遥操作控制. 自主导航控制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. 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。

8) 月球环境的地面试验模拟. 月球的重力、温度、光照、辐射等环境与一般地球轨道航天器运行环境不同, 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。

3 嫦娥三号探测器简介

3.1 系统组成

探测器系统由着陆器和巡视器 2 部分组成。

着陆器由结构与机构、着陆缓冲、热控、一次电源、总体电路、测控数传、GNC、推进、数管、定向天线、有效载荷共 11 个分系统组成。

巡视器由移动、结构与机构、GNC、综合电子、电源、热控、测控数传、有效载荷共 8 个分系统组成。

3.2 主要技术指标

3.2.1 包络尺寸

探测器发射状态包络尺寸直径不大于 3650 mm, 高度不大于 3300 mm。

3.2.2 着陆器主要指标要求

着陆器主要指标见表 1。

3.2.3 巡视器主要技术指标

巡视器主要技术指标见表 2。

3.3 基本构型

嫦娥三号探测器发射状态、着陆后两器分离状

表1 着陆器主要技术指标

序号	项目	指标要求
1	质量(探测器)	发射质量 ≤ 3780 kg; 干重 ≤ 1220 kg
2	包络尺寸(探测器)	探测器发射状态包络尺寸 a) 直径不大于 3650 mm; b) 高度不大于 3300 mm
3	着陆月面时控制要求	a) 着陆器与月面接触时, 水平速度不大于 1 m/s, 垂直速度不大于 3.8 m/s; b) 着陆器与月面接触时, 三轴角速度均不大于 2°/s;
4	着陆点选择要求	c) 着陆器与月面接触时, 着陆器+X轴与当地重力垂线方向夹角不大于 4° 凸起, 凹坑 < 20 cm; 坡度 $< 8^\circ$ (基线为 10 m)
5	着陆缓冲	a) 可承载着陆质量: 1242~1350 kg; b) 在垂直速度 ≤ 3.8 m/s、水平速度 ≤ 1 m/s、着陆点月面倾角 $\leq 8^\circ$ 的条件下安全着陆, 不发生倾倒
6	保证着陆器不翻倒条件	在着陆坡度 $\leq 8^\circ$, 凹坑和凸起(20 cm)不同时出现(垂直最大速度 3.8 m/s, 水平最大速度 1 m/s, 最大姿态角 $\pm 4^\circ$)的条件下, 可安全着陆
7	稳定着陆后, 着陆器 X轴与月面重力反方向的夹角	$\leq 14^\circ$
8	轨控发动机	主发动机推力变化范围: 1500~7500 N
9	工作舱温	-20~+55°C
10	存储舱温	-50~+70°C
11	RHU 输出热功率	≥ 120 W
12	存储容量	不小于 64 Gbits
13	母线电压	29 \pm 1 V
14	太阳阵输出功率	在 AM0 下, 输出功率大于 1059 W
15	蓄电池容量	≥ 60 Ah
16	定向天线增益	净增益($\pm 3.5^\circ$ 范围内) $\geq +20$ dBi
17	X 频段测控	a) 调制方式: PCM/PSK/PM; b) 上行遥码速率: 1000 bps; c) 下行遥码速率: 128, 1024 bps(信道编码前), 可切换; d) EIRP: 0 dBW(全向, 98%范围内); e) DOR 侧音频率: 距中心频率约 4, 20 MHz, 与下行载波相干
18	数传	a) 调制方式: BPSK; b) 码速率: 500 kbps(中增益天线, 信道编码后), 2.5 Mbps(定向天线, 信道编码后); c) EIRP: 12(中增益天线), 25 dBW(定向天线)
19	UHF 接收机	a) 调制方式: BPSK; b) 码速率: 200, 400, 800 kbps, 1024 bps, 可切换
20	有效载荷	a) 地形地貌相机 颜色: 彩色(R, G, B); 成像模式: 静态拍照、动态摄像; 视场角: 22.9° \times 16.9°(偏差不得超过 5%); 帧频: 5~10 fps(动态摄像时) b) 降落相机 波段范围: 可见光; 成像距离: 4 m~ ∞ ; 有效像元数量 $\geq 1024 \times 1024$; 视场角: 45° \times 45°(偏差不得超过 5%); 帧频 ≥ 10 fps c) 月基光学望远镜 观测近紫外星等亮于 13 等的天体; 光谱范围: 245~340 nm(上限、下限偏差不得超过 10%); 探测极限 $\leq 1.13 \times 10^5$ 个光子/s/m ² ; 探测不确定度: 0.2 个星等(5~13 星等内) d) 极紫外相机 功能: 获取地球周围等离子体层图像; 测量波段中心频点: 30.4 nm(偏差 0.5 nm); 视场角: 15°(偏差不得超过 5%); 探测强度范围: 0.1~10 R(瑞利); 探测灵敏度: 优于 0.1 counts/s R
21	工程参数测量设备	a) 监视相机 颜色: 彩色(R, G, B); 视场角: 60° \times 60°(偏差不得超过 5%); 成像模式: 静态拍照和动态摄像 b) 月尘测量仪 SQCM 监测分辨率: 优于 5 $\times 10^{-7}$ g/cm ² ; 太阳能电池探头监测分辨率: 优于 1 $\times 10^{-4}$ g/cm ²

表 2 巡视器主要技术指标

项目		指标要求
总体	质量	不大于 140 kg
	收拢状态包络尺寸	不大于 1500 mm×1000 mm×1100 mm
移动分系统	驱动方式	6 轮全驱
	转向能力	具备原地转向能力, 行进间最小转向半径 1.5 m
	平面直线运动最大速度	不小于 200 m/h
	适应坡度	不小于 20°
	越障高度	200 mm(凸起的高度以及凹陷的深度)
结构与机构分系统	+Y 太阳翼控制精度	优于 1°
	桅杆三个自由度控制精度	优于 0.3°
GNC 分系统	控制方式	地面操作+自主局部避障
	越障及避障	小于 200 mm
电源	航向角控制精度	优于 1°(1σ)
	母线电压	23~29.6 V
	输出功率	≥220 W
	太阳翼最大输出功率	≥280 W
	蓄电池组容量	≥20 Ah
热控分系统	舱内设备温度范围	-20~+55℃(舱内设备工作状态); -50~+70℃(舱内设备储存状态)
测控数传分系统	测控频段	X(对地, 双向)
	上行遥控码速率	1000 bps
	下行遥测码速率	2048 bps(编码后)
	测控 EIRP	-4 dBW(±90°半空间, 98%范围内, +Y 太阳翼展开角度≥180°)
	数传频段	X
	数传码速率	2 Mbps(信道编码后); 4 Mbps(试验, 信道编码后)
	数传 EIRP	24 dBW
	UHF 频段发射调制方式	BPSK
	UHF 频段发射码速率	200, 400, 800 kbps, 1024 bps, 可切换
综合电子分系统	数据存储容量	2 GB
有效载荷分系统	功耗	42 W(短期功耗)
	全景相机	波段范围 成像模 有效像元数量 视场角
		可见光 彩色成像、全色成像 彩色工作方式≥2352×1728; 全色成像≥1176×864 19.7°×14.5°(偏差不超过 5%)
	测月雷达	发射和接收天线 探测厚度 厚度分辨率
		第一通道: 中心频率 60 MHz, 带宽≥40 MHz 第二通道: 中心频率 500 MHz, 带宽≥450 MHz 第一通道≥100 m; 第二通道≥30 m 第一通道: 米级; 第二通道≤30 cm
	红外成像光谱仪	光谱范围 光谱分辨率 视场角 有效像元数量 探测距离
		可见近红外通道: 450~950 nm; 近红外短波红外通道: 900~2400 nm 可见近红外通道: 2~10 nm; 近红外短波红外通道: 3~12 nm ≥6°×6°(可见近红外); ≥2°×2°(短波红外) ≥256×256(可见近红外); 1(短波红外) 0.7~1.3 m
	粒子激发	工作距离
		10~30 mm
	X 射线谱仪	能量分辨率 测量能区 主量元素分析精度 照射区域
		80~150 eV@5.9keV FWHM 0.5~20 keV ≤15% <φ80 mm

态、着陆器月面工作状态、巡视器月面工作状态的构型示意图如图1所示。

4 嫦娥三号研制过程

嫦娥三号探测器的研制于2008年3月正式获得国家批复立项,至2013年12月发射,工程研制共历时5年9个月。在此之前,从2003年7月开始,中国空间技术研究院组织开展了月球探测二期工程探测器系统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。

嫦娥三号探测器的研制具有“四新、两难、两多、一紧”的特点。四新:新环境、新平台、新载荷、新模式;两多:新技术多、配套单位多;两难:地面验证难、减重难;一紧:进度紧。

1) 四新

新环境.月面温度(-180~+120℃)、月尘、月壤、月面地形地貌、 $g/6$ 重力环境等。

新平台.全新研制的探测器平台,新研设备占80%以上。

新载荷.相对嫦娥一号、二号,为完成新的科学探测项目,配备了全新的载荷设备,没有继承性。

新模式.工作关系耦合度高;产品集成度高,且单台设备多家联合研制,如巡视器综合电子单元等。

2) 两多

新技术多.月面软着陆、热控两相流体回路、7500 N变推力发动机、巡视器月面移动、巡视器遥控操作等新技术多,且技术跨度大。

配套单位多.国产单机配套单位约为26个,参与部组件研制及设计分析、试验验证的主要协作配套单位约210个。

3) 两难

地面验证难.月面环境模拟、试验方案设计、试验实施管控、试验结果评价、试验场地建设等工作难度大。

减重难.月球软着陆特点决定了整器干重比不超过1/3,整器重量主要集中在结构机构、推进等分系统,减重困难大。

4) 一紧

进度紧.嫦娥三号探测器从立项到发射共计5年9个月,完成一个全新任务的设计和地面验证,以及正样飞行产品的研制和全部试验,进度十分紧张。

嫦娥三号探测器的研制分为方案阶段、初样阶段、正样阶段3个研制阶段。方案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为主要目标;初样阶段以风险识别充分、鉴定验证充分、试验验证充分为重点,确保技术见底为主要目标;正样阶段以把握关键环节、全面量化控制、精细操作实施为重点,确保产品可靠、风险可控为主要目标。

4.1 方案阶段

嫦娥三号探测器于2008年3月至2009年12月完成了方案阶段的研制工作。主要从关键技术攻关、方案优化设计、顶层设计规范确定、月球特殊环境模拟(月球 $g/6$ 重力、月壤、月尘、月表地形地貌)等方面开展了分析与验证工作。

4.2 初样阶段

嫦娥三号探测器于2010年1月至2011年12月完成了初样阶段的工作。主要开展了设计正确性验证、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。

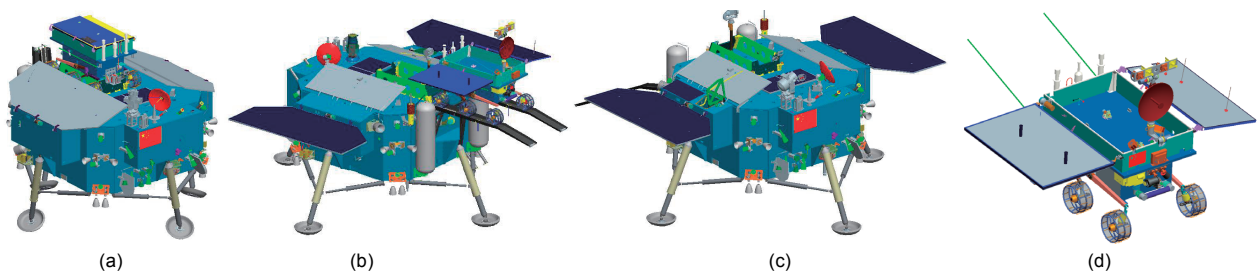


图1 嫦娥三号典型构型示意图

(a) 探测器发射状态; (b) 两器分离过程状态; (c) 着陆器月面工作状态; (d) 巡视器月面工作状态

4.3 正样阶段

嫦娥三号探测器于2012年1月至2013年12月完成了正样阶段的工作。主要开展了正样产品研制与试验、关键环节设计确认及风险管控、重要设计评审、背靠背设计复核、技术复查、关键环节专项试验、飞行事件系统保证链分析、故障预案及演练等工作。

5 嫦娥三号关键环节设计

为实现嫦娥三号软着陆、月面巡视并进行月面探测的任务,其任务可分为地月转移及环月飞行、着陆、两器分离、月面工作、月夜生存过程5个关键环节。

5.1 飞行任务过程

嫦娥三号探测器由运载火箭提供进入地月转移轨道的速度,完成器箭分离后探测器系统直接进入近地点约200 km,远地点约380000 km的大椭圆地月转移轨道。

探测器与火箭分离后,在地面测控支持下,经中途修正,在近月点实施制动,实现月球捕获,进入100 km环月圆轨道。在环月圆轨道运行期间,探测器择机实施轨道机动,进入100 km×15 km的椭圆轨

道。整个飞行过程的示意图如图2所示。

5.2 着陆过程设计

探测器从15 km近月点到最终着陆过程设计分为7个阶段,着陆过程示意图如图3所示。

5.2.1 着陆准备段

着陆准备段的主要任务是在动力下降点火前,修正地面注入的点火时刻及对应轨道,计算点火目标姿态并调整到位。

5.2.2 主减速段

主减速段从距月面高度约15 km到约3 km。该段主要任务是软着陆制动,减小着陆器的速度(约1.7 km/s)至预设值,高度下降至约3 km。根据该任务的要求,其轨迹应是利用主发动机减速自然形成的平缓下降轨迹,航程大约430 km。

5.2.3 快速调整段

距实际月面高度从约3 km到约2.4 km,该段主要任务是快速衔接主减速和接近段。快速姿态机动到接近段入口姿态,发动机推力同步减到低推力水平。根据该任务的要求,其轨迹应是利用主发动机减速形成的平缓下降轨迹,高度下降大约600 m,航程大约1 km。

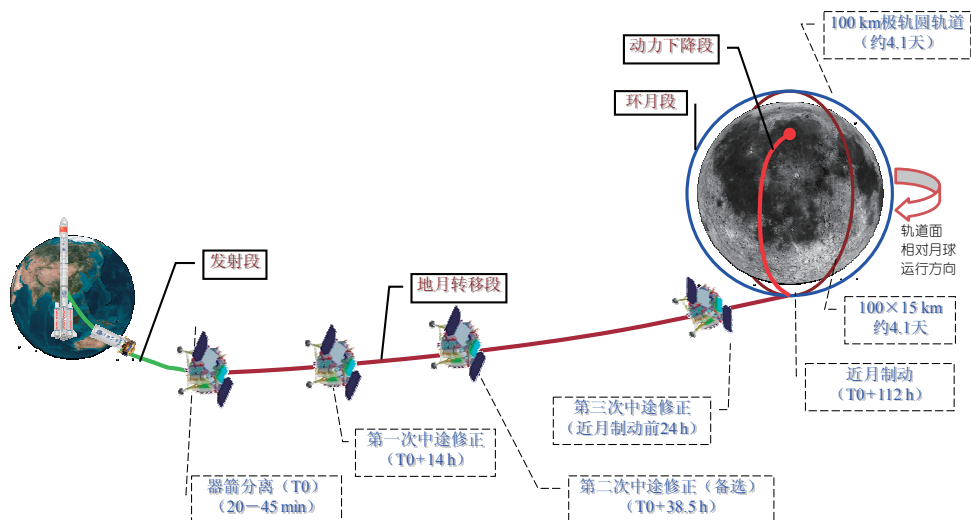


图2 (网络版彩图)嫦娥三号飞行过程

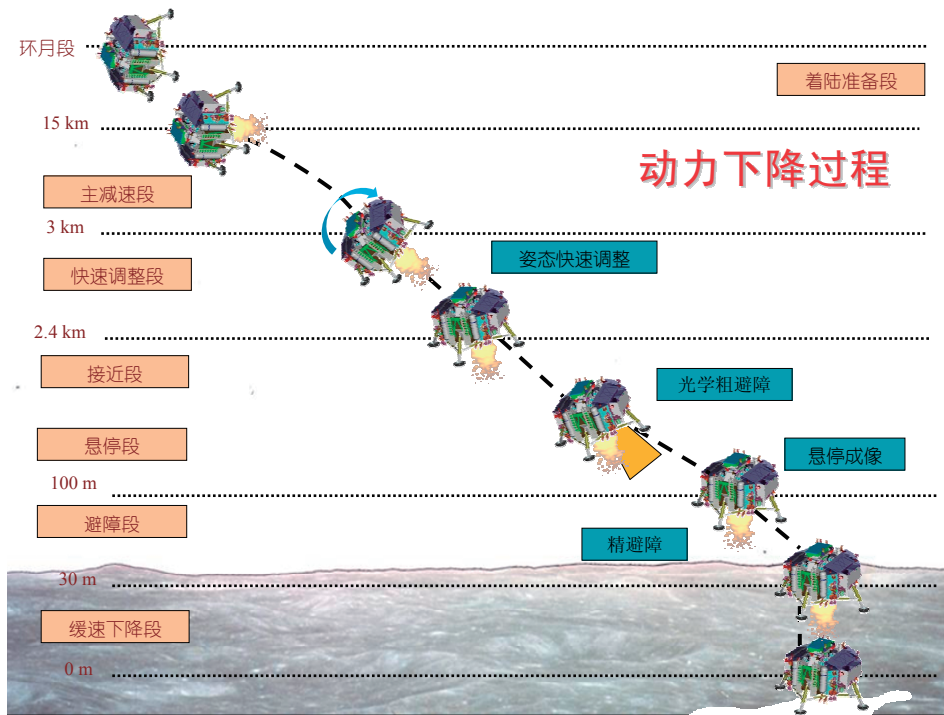


图3 (网络版彩图)动力下降过程

5.2.4 接近段

距实际月面高度从约 2.4 km 到约 100 m, 该段主要任务是粗避障. 为了保证光学成像传感器视场对准着陆区域, 设计了满足特定姿态和下降轨迹要求的接近目标着陆区轨迹, 着陆器采用 45° 接近直线下降方式逐步接近着陆区, 通过光学成像传感器检测大障碍(直径大于 1 m 的石块或坑), 确定安全着陆区并避障, 最终到达着陆区上方约 100 m 高度, 相对月面速度接近零, 航向距离约为 3 km.

5.2.5 悬停段

距月面高度 100 m 左右, 该段主要任务是对着陆区域的精障碍检测. 由变推力发动机抵消着陆器重力, 保持着陆器处于悬停状态, 利用三维成像传感器对着陆区进行观测, 选择出安全着陆点.

5.2.6 避障段

避障段从距月面高度约 100 m 到约 30 m, 该段主要任务是精避障和下降. 根据悬停段给出的安全着陆点相对位置信息, 着陆器下降到着陆点上方 30 m, 相对月面下降速度为预设值, 水平速度接近零,

轨迹为斜向下降到着陆点. 避障段的精障碍检测主要识别粗糙度和坡度, 根据这两项综合确定安全着陆点.

5.2.7 缓速下降段

距月面高度从约 30 m 到伽玛关机传感器信号生效, 该段主要任务是保证着陆器平稳缓速下降到月面, 着陆月面的速度和姿态控制精度满足要求. 如果伽玛关机传感器信号不生效, 触地传感器提供关机信号.

5.3 两器分离过程

探测器安全着陆月面后, 完成着陆器状态检查以及状态设置后, 并建立与地面的数传链路后, 进入两器月面释放分离阶段, 两器分离过程示意图如图 4 所示. 主要过程如下.

- 1) 转移机构的压紧释放机构解锁释放悬梯, 悬梯在展开铰链的驱动下展开并锁定.
- 2) 着陆器监视相机监视分离和转移过程并下传照片.
- 3) 着陆器为巡视器充电, 当巡视器蓄电池组充满后, 着陆器控制巡视器初始上电, 巡视器建立测控

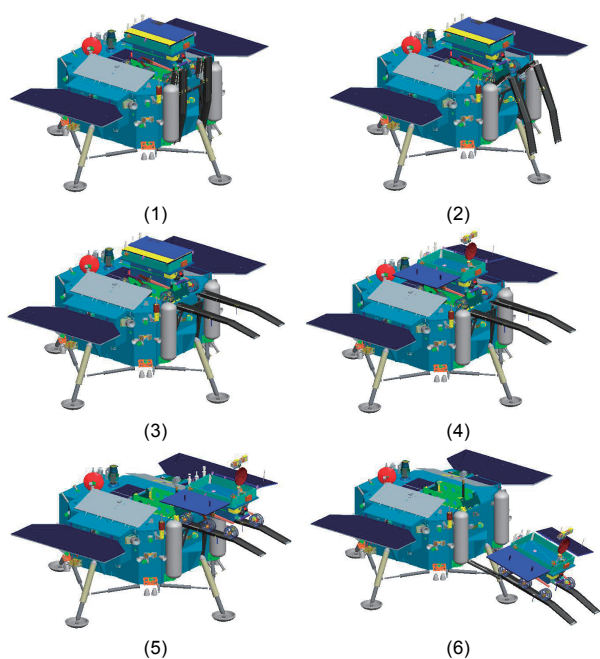


图4 两器分离过程示意图

上下行链路, 由地面控制完成初始状态设置。

4) 地面向着陆器发送连接解锁机构解锁指令, 巡视器与巡视器支架分离。两器连接电缆脱开后, 巡视器接收地面指令行驶到转移机构的悬梯上, 巡视器根据预先设定的行程前进并自主停止运动, 同时地面可以根据下传的着陆器监视相机数据跟踪巡视器运动状态, 根据需要地面随时向巡视器发送遥控指令, 控制巡视器的前进与停止。

5) 由地面发出转移指令, 转移机构的缓释机构电机工作, 缓慢释放转移四连杆机构, 转移四连杆机构在巡视器重力以及缓释机构电机的共同作用下转动, 并将悬梯下放。

6) 在悬梯与月球接触后, 缓释机构继续工作, 悬梯将在巡视器重力作用下继续在月球上做“贴覆”运动, 直至触发缓释机构停机信号。

7) 巡视器按延时指令自主驶离着陆器。巡视器在准备驶离转移机构及驶离过程中, 需要满足巡视器在任意方向的倾角不大于 30° 的情况下不倾覆或翻倒的要求。

5.4 月面巡视

巡视器采用地面操作控制与巡视器自主相结合的操作模式, 可以充分利用地面支持系统较强的处

理能力和地面操作人员的经验, 发挥人机结合的优势, 提高巡视器的探测效率, 并保证巡视探测任务过程安全可靠。巡视器月面工作过程示意图如图5所示。整个过程描述如下。

1) 巡视器进行环境感知, 将环境感知信息和巡视器的状态信息通过遥测和数传下传到地面;

2) 地面对获取的环境感知信息和巡视器的状态信息进行处理, 在此基础上通过分析与规划生成控制指令, 并对其进行仿真与验证, 生成控制指令;

3) 通过遥控上行, 将控制指令注入巡视器;

4) 巡视器接收地面指令并执行, 自主完成近距离障碍识别和局部路径规划, 直至达到目标点;

5) 上述过程根据需要循环往复执行。巡视器在运行过程中向地面发送遥测信息, 地面根据遥测数据对巡视器的状态进行判断, 并可根据情况发送指令控制巡视器。

在具体的执行过程中, 对于一个给出的任务计划, 可选择的操作模式由地面操作人员进行判断, 在确定地形地貌可穿越性、穿越危险程度和就位探测目标的基本情况的基础上, 进行地面操作与巡视器自主运行比较, 选择最恰当的操作模式。

地面任务支持与操作控制系统主要完成: 1) 图像数据处理和三维地形建立; 2) 任务规划和全局路径规划; 3) 巡视器移动系统运动分解与控制(根据需要, 特别是出现故障时); 4) 巡视器定向天线(桅杆)对地指向控制、太阳翼对日定向控制以及机械臂运动分解和控制; 5) 异常或危险情况下进行地面仿真和试验验证。

巡视器自主(GNC 分系统)主要完成: 1) 位置与姿态确定; 2) 近距离障碍识别与局部路径规划; 3) 运动控制, 主要是移动分系统的运动协调控制; 4) 自身安全状态的监测与应急保护等。

5.5 休眠唤醒设计

着陆之后, 着陆器和巡视器在月昼期间开展科学探测工作, 在长达约 14.3 d 的月夜期间需要进入休眠状态, 并在下个月昼来临后实现自主光照唤醒。综合考虑太阳光照、功耗需求和环境温度等因素, 在进入月夜前, 太阳高度角在 $5^\circ \sim 15^\circ$ 时, 通过地面发送指令控制着陆器、巡视器进入休眠状态; 在进入月昼后, 太阳高度角在 $5^\circ \sim 15^\circ$ 时, 着陆器、巡视器根据光照条件实现自主唤醒, 随后进入月昼工作模式。

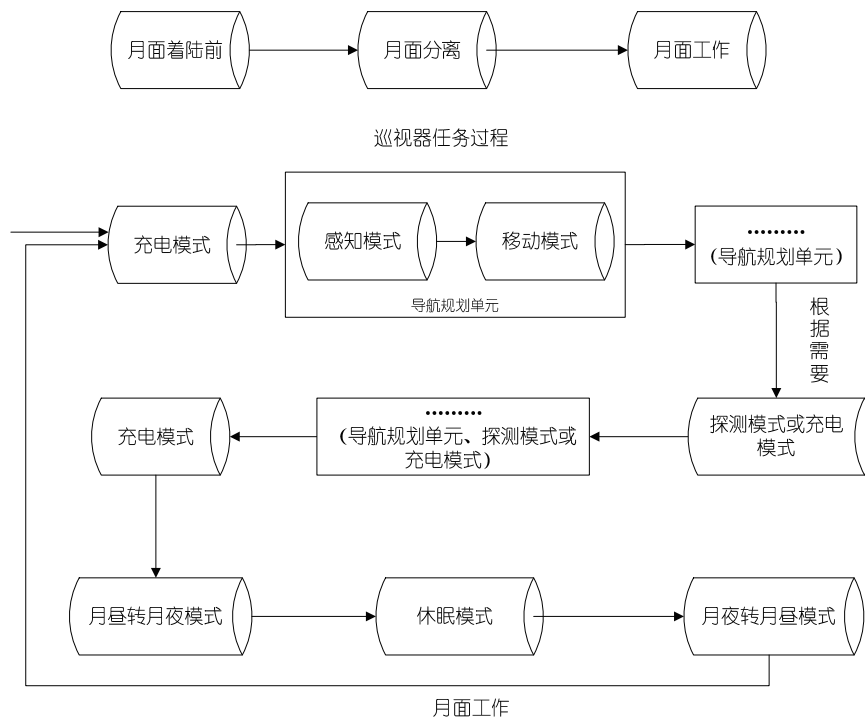


图5 巡视器月面工作过程示意图

为解决月夜设备生存、热控所需能源导入以及安全可靠实现月昼/夜转换, 采取了以下设计.

1) 采用放射性同位素能源, 提供月夜期间所需的热能.

2) 在即将进入月夜时, 热控系统切换为“月夜保温”, 打开两相流体回路控制阀, 将同位素热源提供的热量引入舱内.

3) 进入月夜前, 确保着陆器、巡视器的蓄电池组处于充满状态, 并在不超过设备最高温度限制的条件下, 尽量提升舱内的温度值.

4) 月夜期间所有电子设备均处于断电状态.

5) 月夜来临前, 当太阳高度角较低时, 巡视器找到合适地形, 调整好车体姿态, 开始充电; 在太阳高度角降低到 5° 左右时, 巡视器开始进入月夜休眠状态. 着陆器设置好 2 个太阳翼的展开角度, 进入休眠状态.

6) 月昼太阳再次升起, 根据光照着陆器和巡视器自主唤醒, 设备加电, 建立与地面的通信链路, 各分系统依次转入工作模式, 开始新的一天的探测活动.

6 主要在轨飞行结果

6.1 软着陆过程

2013 年 12 月 14 日 20 时 59 分 52 秒, 嫦娥三号探测器主发动机点火, 开始动力下降过程, 21 时 11 分 18 秒主发动机关机, 21 时 11 分 19 秒足垫触月, 成功着陆在月球表面.

着陆过程中, 着陆器上降落相机记录了探测器逐渐接近月面的过程, 共获得 4666 张图像. 着陆过程中通过着陆器上中增益天线, 对降落相机获取的图片进行了抽帧下传. 接收到的动力下降过程降落相机拍摄的典型月面图像如图 6 所示.

足垫触月时探测器的速度见表 3.

最终探测器着陆后的月理经度、纬度、高程、姿态等主要参数见表 4.

6.2 第一幅月面近距离图像

由着陆器上的监视相机 C 拍摄的第 1 张近距离月面图像如图 7 所示. 图 7 上方指向月球的北极方向.

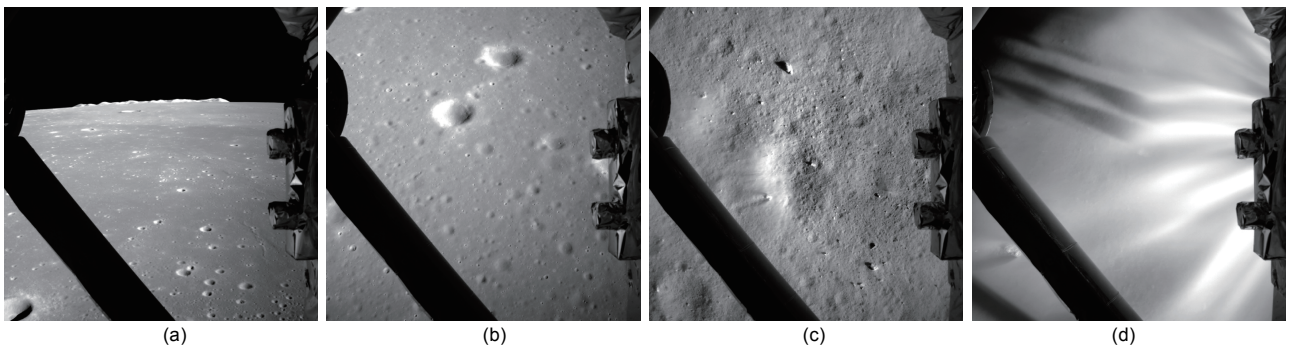


图6 动力下降过程照片

(a) 动力下降开始时刻; (b) 动力下降中间过程; (c) 发动机羽流作用到月面开始时刻; (d) 发动机羽流作用到月面关机前. 降落相机拍摄

表3 触月时探测器速度(天东北坐标系)

参数名称	数值(m/s)
X 方向速度	-1.96875
Y 方向速度	-0.01611
Z 方向速度	0.032959

表4 探测器着陆后参数

参数名称	结果
月面位置(IAU2007)	月理经度(°) -19.509 月理纬度(°) 44.12 月面高程(m) -2678.511
月面姿态(着陆器机械坐标系相对于天东北坐标系下姿态角)	滚动角(°) -1.225 俯仰角(°) 1.501 偏航角(°) 1.479
航程(m)	456704
平面外位移(m)	480

6.3 两器互拍图像

巡视器全景相机拍摄的着陆器全景照片如图 8 所示, 着陆器地形地貌相机拍摄的巡视器全景照片如图 9 所示.

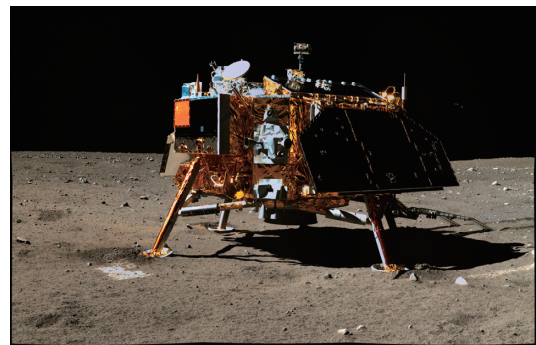


图8 巡视器拍摄的着陆器全景照片
全景相机拍摄



图7 第一张月面近距离照片
监视相机 C 拍摄

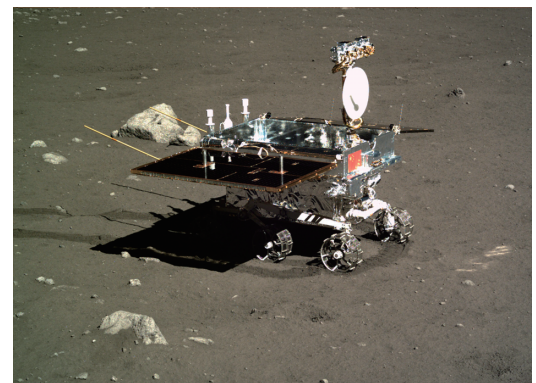


图9 着陆器拍摄的巡视器全景照片
地形地貌相机拍摄

7 嫦娥三号探测器取得的技术成就

嫦娥三号探测器是一个全新的航天器,新技术和新产品的比例高达80%。其研制的总体思路是: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指标;针对新领域中所遇到的新问题,通过大量的设计分析、关键技术攻关和地面验证试验,突破月球软着陆和月面巡视的核心关键技术,在航天器总体设计、制导导航和控制系统设计、推进系统设计、热控系统等方面取得一系列自主创新的科研成果。

7.1 实现了多学科总体优化设计

自主建立了月球引力场模型、月球红外模型、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、月壤力学模型、足垫与月面接触模型和探测器动力学模型,构建了我国首个月球软着陆和巡视探测的系统仿真设计分析平台,在此基础上完成了系统设计的仿真分析和验证;在系统集成设计方面进行了大胆的尝试,通过电子设备的集成设计将系统配电管理、机构控制、温度控制、火工品管理、自主管理、遥测遥控、数据复接等功能集成到数据管理分系统和综合电子分系统实现,构建了综合电子体系结构。

7.2 突破了软着陆的自主制导、导航和控制技术

软着陆的制导、导航和控制技术在方案设计和系统设计方面均突破了大量技术难点,大量单项技术创新和集成技术创新贯穿于整个研制过程,主要体现在:

1) 创造性地将着陆过程分解为7个任务阶段,采用常推力燃料次优显式制导、四次多项式制导等制导方式完成了7个任务阶段的制导律设计,依据当前制导任务主要控制对象在时间、燃料强约束下有重点的实现着陆制导,完成了我国首次地外天体软着陆自主控制方案的设计和实现,成功实现了月面软着陆的自主控制。

2) 基于多信息融合技术,通过加权评分策略和故障情况下的信息重组技术,创新地设计了基于惯性导航配以测距测速修正的高可靠全自主的导航方案;自主开发了基于光学图像和三维高程数据的障碍识别算法,在月面软着陆任务中首次实现了全自主避障控制。在导航、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,推动了航

天器制导、导航和控制技术的发展。

3) 突破了高精度大动态激光测距技术和微波测距测速技术,研制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,国际上首次采用激光三维成像传感器进行着陆点地形图像获取,为着陆点选择、制定避障策略提供了有力支撑,测距精度和障碍识别精度达到分米量级,测速精度达到每秒厘米量级。使激光、微波体制导航传感器非合作目标测量技术在我国航天领域实现了首次工程应用,带动了激光和微波测量技术的发展。

7.3 突破了复杂推进系统设计和变推力发动机技术

通过系统流阻匹配技术、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航天器推进系统设计难题;国内首次采用了复合材料缠绕的大直径金属膜片贮箱,突破了贮箱结构承力设计、膜片变厚度控制、膜片运动及翻转压差控制、碳纤维缠绕等设计和工艺难题,满足了平衡排放、高挤出效率等需求;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,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,实现了推力连续可变,推力变化范围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。

7.4 突破了软着陆的着陆缓冲技术

创造性地采用“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分离等多方面的问题;研制出了新型常温超塑性材料,突破了高延伸率拉杆材料的制备、加工及表面处理工艺的保障等关键技术,该材料的延伸率超过70%,达到国内领先水平,解决了拉伸吸能缓冲难题,推动了材料科学的发展。

7.5 突破了月面移动技术

通过月面环境条件下的地面力学建模分析,首次提出了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

术的成熟度、可靠性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环境适应性,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。地面试验过程中,在对主副摇臂按照月面移动过程车轮分压关系进行配重后,采用悬索方法实现了 $g/6$ 低重力和车轮接地压力的模拟,确保了地面模拟的准确性。

7.6 突破了月面生存技术

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,国际上首次采取了重力辅助两相流体回路技术实现了热能的可控输运,创造性提出了两相流体回路分析方法和地面试验方案,解决了月夜生存难题,丰富了航天器热控制的硬件产品,促进航天器热控制技术产生了新飞跃。同时创新地设计了基于光照的自主唤醒方案,国际上首次采取了地外天体表面探测器全断电休眠、光照自主唤醒的月面休眠唤醒策略,实现了我国航天器在轨长期休眠和自主唤醒的工作模式。此外,国内首次采用同位素热源用于探测器月夜期间舱内温度环境的保障,突破了涉核产品测试、验证流程设计、安装等关键技术,为我国航天器“涉核”奠定了良好的开端。

7.7 突破了自主导航与遥操作控制技术

采用立体视觉技术实现了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,完成了路径规划;创新性地提出了基于立体视觉的局部自主避障算法,完成了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,优化了驱动效率,实现了能量优化控制。

考虑巡视器的环境复杂性,以及在热控、能源、

探测目标等复杂的优化约束条件,首次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),确保了巡视器在月面的高效、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。

7.8 实现了月面就位和巡视科学探测

研制了测月雷达、月基光学望远镜和极紫外相机等科学探测仪器,国际上首次实现了月球浅层结构剖面探测,月基天文变源亮度的长期观测和地球等离子体探测等科学探测任务,获得了大量第一手的科学探测数据。

7.9 突破了软着陆和巡视探测的地面试验技术

采用低重力模拟、月面反射特性模拟、月壤模拟、二维快速随动、光学和激光的高精度测量等技术,构建了国内首个悬停避障试验场、着陆试验场、巡视器内场和外场等试验设施,创造性地提出了一系列针对软着陆和巡视探测的试验方案和试验方法。在上述工作基础上,开创性地制定了地外天体软着陆和巡视探测任务的地面验证试验方案、体系和标准,系统地规划了地面验证试验的项目和方案,有力地保证了地面验证试验的完整性和有效性,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基础。

8 结束语

嫦娥三号探测器圆满完成了我国月球探测二期工程的任务目标,突破了大量关键技术,取得了一批具有自主知识产权的创新科研成果。这些成果可用于火星着陆、巡视等后续深空探测任务,有力地促进了航天技术的发展,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。

参考文献

- 1 叶培建,黄江川,张廷新,等.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

- 2 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
- 3 黄昊, 赵思阳, 杜颖, 等. 嫦娥二号卫星技术试验分系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 493–498
- 4 叶培建. 中国深空探测发展展望与思考. 2007 高技术发展报告. 北京: 科学出版社, 2007
- 5 孙泽洲, 贾阳, 张焯. 嫦娥三号探测器技术进步与推动. 中国科学: 技术科学, 2013, 11: 1186–1192
- 6 褚桂柏, 张焯. 月球探测器技术. 北京: 中国科学技术出版社, 2007

The technical design and achievements of Chang'E-3 probe

SUN ZeZhou¹, ZHANG TingXin², ZHANG He¹, JIA Yang¹, ZHANG HongHua³, CHEN JianXin³,
WU XueYing¹ & SHEN ZhenRong¹

¹ *Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;*

² *China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;*

³ *Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100080, China*

The lunar mission of soft landing and rover exploration is the second phase in the Chinese Lunar Exploration Program which includes orbiting, landing and returning to earth. The Chang'E-3 probe is composed of Lander and Rover. The China Academy of Space Technology in the China Aerospace Science and Technology Corporation takes the overall development of the Chang'E-3 probe. This report introduces the mission characteristics, overview and development history, specifically describes the design schemes of key parts and the results of the flight procedure, the soft landing procedure, the unlock and separation procedure between the Lander and the Rover, the rover exploration procedure, the sleeping and waking up procedure, the working state of the Lander and Rover on the surface of Moon. This report also summarizes the technical achievements and innovations of the Chang'E-3 probe.

lunar probe, lunar soft landing, rover exploration, design of key part, technical achievements

doi: 10.1360/092014-37