嫦娥三号探测器热控系统设计与验证

刘自军*, 向艳超, 斯东波, 张有为, 陈建新, 苏生, 吕巍, 宁献文, 宋馨, 张冰强

中国空间技术研究院北京空间飞行器总体设计部空间热控技术北京市重点实验室, 北京 100094

* E-mail: liuzijun501@gmail.com

收稿日期: 2014-01-12; 接受日期: 2014-02-26

摘要 嫦娥三号探测器是我国第一个成功实现月球软着陆和月面生存的航天器, 探测器热控系统研制重力驱动两相流体回路、可变热导热管、高温隔热屏、同位素热源(RHU)等首次在国内航天器上使用的新产品, 并解决月面 $g/6$ 重力地面模拟、着陆发动机高温边界模拟等试验难题, 成功突破了月球软着陆、长期月面生存相关的热控技术. 热控系统及相关热控产品在轨工作正常, 探测器设备温度满足指标要求, 圆满完成了探测器工程任务并获得了宝贵的在轨数据. 本文对热控系统约束、设计方案、关键产品及在轨验证情况进行介绍.

关键词

热控系统
月球软着陆
月面生存
两相流体回路
可变热导热管
同位素热源

1 引言

嫦娥三号探测器(以下简称探测器)是我国第一个在月球软着陆航天器, 探测器由着陆器和巡视器组成, 月面着陆后两器分离, 分别开展各自的探测任务. 2013 年 12 月 2 日探测器在西昌卫星发射中心发射, 12 月 14 日成功软着陆月面, 12 月 15 日顺利实现巡视器与着陆器分离, 并分别开展巡视探测和就位探测. 目前已成功度过多个月昼月夜, 首次实现我国航天器在地外天体软着陆和巡视探测.

与嫦娥一号和嫦娥二号不同, 嫦娥三号除经历发射段、地月转移段、环月段外, 还要经历动力下降段、月面工作段, 整个任务过程复杂, 环境条件恶劣, 不确定因素多, 对热控系统完成规定任务是极大的考验. 摆在热控系统面前的主要挑战是: 动力下降段如何防护 7500 N 着陆发动机喷管和羽流的高温辐射热影响; 如何克服着陆后长达 14 个地球日的月夜极端低温和月昼高温的交替影响; 未知的月尘和地面难以准确模

拟的月面 $g/6$ (g 为地球表面平均重力加速度, 9.81 m/s^2) 重力对热控部件会产生怎样的影响以及着陆姿态不确定、巡视器移动过程中姿态改变等带来的环境条件的变化也增加热控系统设计、地面试验验证的难度.

探测器热控系统首次采用我国研制的两相流体回路、可变热导热管(variable conductance heat pipe, VCHP)、高温隔热屏、同位素热源(radioisotope heater unit, RHU)等多项新技术, 成功解决月球着陆和长期月面生存的热控难题, 保证了我国首次地外天体软着陆和巡视探测任务的顺利完成.

本文从热控设计约束、设计思路、设计方案选择、新技术应用及飞行试验结果等方面, 对嫦娥三号探测器热控系统设计与验证情况进行了简要介绍.

2 功能要求及设计约束

2.1 功能要求

热控系统的功能为: 通过利用各种热控材料、部

引用格式: 刘自军, 向艳超, 斯东波, 等. 嫦娥三号探测器热控系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 353–360

Liu Z J, Xiang Y C, Si D B, et al. Design and verification of thermal control system for Chang'E-3 probe (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 353–360, doi: 10.1360/092014-40

件和设备, 并充分利用同位素热源的热量, 保证探测器从发射到寿命末期探测器上仪器设备的工作温度在要求的范围内, 而热控系统所需要的重量和功耗尽可能的小。

探测器的工作期包括以下部分:

- 1) 发射前地面阶段;
- 2) 发射段;
- 3) 地月转移段;
- 4) 环月段;
- 5) 动力下降段;
- 6) 月面初始化及两器分离段;
- 7) 月面就位探测及巡视探测段。

2.2 设计约束

2.2.1 外热流条件

太阳辐射热流是地月转移段主要外热流, 环月段主要是太阳辐射热流、月面反照热流和月面红外辐射热流。由于地月距离相对日地距离很小, 近似认为日地距离=日月距离=1 天文单位, 因此嫦娥三号探测器各飞行阶段的太阳辐射强度与地球轨道航天器处理方式相同, 即平均日地距离处为 1 个太阳常数(S , 1367 W/m^2), 不同季节根据日地距离的变化进行修正。月面红外辐射热流大小与探测器相对月面日下点的距离、位置有关, 其中日下点月面温度最高约 $+120^\circ\text{C}$, 月影区月面温度最低约 -180°C ^[1], 变化剧烈。月面温度相对日下点的分布如图 1 所示。

着陆后月面阶段分为 14 个地球日的月昼和 14

图 1 日下点月面温度分布模型

个地球日的月夜, 月昼阶段太阳“东升西落”, 月昼“正午”时月面温度达到最高; 月夜阶段则完全没有外热流。

忽略月球表面差异, 假设月表物质具有相同的热物性, 则月面温度仅取决于月壤的热惯性 γ (热惯性说明物质对热量变化引起的温度反应的一种量度, 与物质的热导率、密度、比热容相关)。一个月球日中赤道表面的温度变化曲线如图 2 所示^[2], 图中昼夜温差最大超过 300°C 。

嫦娥三号探测器不同阶段经历的外热流等环境条件变化很大, 要求热控系统设计方案、热控产品具有很强的适应能力。

2.2.2 着陆发动机高温边界

着陆器主要使用最大推力 7500 N 的变推力发动机实现月面软着陆。由于总体构型限制, 该发动机的主体嵌入探测器内部, 发动机工作时喷管温度很高 (图 3), 其中喉部温度超过 1300°C , 并且动力下降过程中 7500 N 发动机工作时间较长 (约 720 s)。 7500 N 发动机壁面高温可能引起探测器结构和设备温度超标, 影响探测器安全。解决办法是采取热防护措施, 将探测器本体与着陆发动机高温边界热隔离。

2.2.3 设备工作模式

嫦娥三号探测器设备工作模式差异很大, 着陆

图 2 一个月球日中赤道表面温度变化^[2]

图 3 7500 N 发动机工作时温度分布图

器 GNC、推进等分系统在着陆后不再有温度指标要求, 月夜期间只有部分舱段的仪器设备需要满足月夜储存温度指标要求。

巡视器在着陆前主要为储存状态, 大部分设备不工作, 着陆后才开始工作, 巡视器舱内设备需要度过月夜。

热控系统需要保证各阶段设备温度满足要求, 并且通过设计方案的优化尽量减小对重量、功率、测控通道等探测器资源的需求。

2.2.4 着陆姿态不确定

着陆月面时探测器 4 套着陆缓冲装置触月, 由于着陆点可能存在石块、坑洼等地形, 着陆后探测器可能出现倾斜, 并且这种倾斜在实际着陆前无法预计。另外, 由于着陆控制系统存在控制误差, 探测器还可能出现绕其对天轴旋转情况。根据总体提供的条件, 着陆后探测器可能的倾斜、旋转情况如下:

- 1) 相对于当地水平面的最大倾斜偏差为 15° ;
- 2) 绕着陆器对天轴的最大旋转偏差为 15° 。

2.2.5 重力条件

重力条件主要影响热管等具有流动工质产品的工作情况。在地月转移段、环月段为微重力条件, 着陆后为月面重力条件, 平均重力加速度为 1.62 m/s^2 (约 $g/6$)。

发射前地面试验、测试阶段, 热控产品经历地面重力条件, 平均重力加速度为 $1g$ 。

发射段、变轨段、动力下降段由于探测器速度变化引起的加速度, 持续时间较短, 对热控产品工作性

能影响较小, 但两相流体回路等产品经历上述阶段后需要能够恢复正常状态。

探测器任务期间经历的重力条件不同, 热管、两相流体回路布局等方面需要考虑适应各个阶段的重力条件差别。

2.2.6 月尘条件

与地球轨道航天器、环月轨道航天器不同, 月面探测器在着陆月面后需要经历月尘环境, 其中引起月尘的原因主要有:

- 1) 着陆发动机燃气冲击及探测器着陆冲击;
- 2) 巡视器运动;
- 3) 晨昏交接面静电效应引起的月尘悬浮;
- 4) 微流星冲击。

根据国外文献分析, 引起月尘的主要原因是着陆冲击、着陆发动机燃气冲击和巡视器运动, 自然因素导致的扬尘和沉降量很小^[3]。

月尘沉降在 OSR 散热面等热控产品表面, 对散热性能影响很大^[4,5], 在轨很难清理, 到目前国际上还没有有效的清理措施。另外, 由于很难模拟月面的真实环境, 月尘影响的地面模拟也是很大的难题。

3 热控设计方案

3.1 热控设计思路

除了前述的设计约束条件, 探测器对热控系统重量、能够使用的电功率等资源有严格限制。为解决嫦娥三号探测器的热控难题, 热控系统采取如下设计思路。

1) 分器独立设计, 分舱隔热设计。着陆器、巡视器单独进行热控设计, 尽量减少相互间影响。着陆器采用“分舱设计”思路, 各舱之间隔热设计, 对于着陆后不再使用的设备, 只保证着陆前温度满足要求; 对于着陆后工作的设备, 保证在月昼阶段高温满足工作指标要求, 通过引入同位素热源的热量保证在月夜阶段满足储存指标要求。

2) 选择有利的散热面方位。着陆后着陆器、巡视器散热面均“朝天”布置, 尽量减小月面高温对散热能力的影响。另外, 散热面布局和热管、两相流体回路布局需考虑着陆后探测器可能的倾斜, 即使出现最大倾斜姿态也可以正常工作。

3) 隔离器外部件与本体的热耦合。除了必要的

散热面外, 探测器外表面主要包覆多层隔热组件, 并且将测控天线、移动机构等外露部件与探测器本体隔热连接, 尽量减小环境条件变化对探测器内部设备温度的影响。

4) 采用新技术解决恶劣环境难题。热控产品采用具有“可变热导”特性的可变热导热管、可控两相流体回路等产品, 在地月转移段、环月段、月昼段可变热导热管正常工作, 满足舱内设备散热要求; 月夜期间利用两相流体回路将同位素热源的热功率引入需要的舱内, 利用多种方式尽量减少漏热, 满足探测器月夜阶段过夜设备的保温要求。可变热导热管、两相流体回路的设计方案需考虑地面、月面重力条件和地月转移段、环月段微重力条件的影响, 在微重力条件下产品可以正常工作, 并充分利用月面重力条件提高产品工作性能。

5) 采用系统防护的思路解决月尘影响。通过着陆发动机触月前关机、遮挡防护等措施防止动力下降过程中月尘对 OSR 散热面造成不利影响。另外, 热控设计时要求设备温度有足够的余量, 月尘对 OSR 等热控涂层的影响利用模拟月尘进行试验验证。

3.2 探测器热控设计方案

3.2.1 着陆器

着陆器热控产品主要包括 $\pm Y$ 舱两相流体回路、可变热导热管、槽道热管、低温多层隔热组件、中温多层隔热组件、高温多层隔热组件(高温隔热屏)、OSR 散热面、热控涂层、电加热器、热敏电阻、同位素热源等。其中 OSR 散热面具有太阳吸收比小、红外发射率大的特点, 将设备工作时的热功耗排散到空间。OSR 散热面在着陆器上的布局如图 4 所示。

着陆器热控产品中的可变热导热管、两相流体回路、同位素热源和适应嵌入式着陆发动机的高温隔热屏是首次在我国航天器上应用, 热控涂层、多层隔热组件、温度传感器、电加热器、热管等产品在我国航天器上广泛使用, 其中多层隔热组件针对探测器的减重要求进行了轻量化改进设计。

根据控温回路(包括主份加热回路和备份加热回路, 相互热备份)和两相流体回路的工作状态, 着陆器热控分为 4 种工作模式, 各热控模式的适用阶段及主要产品工作状态如下。

1) 热控模式 1. 用于地月转移、环月期间的巡航

图 4 着陆器 OSR 散热面布局

飞行阶段, 全部控温回路工作, 两相流体回路断开不工作。

2) 热控模式 2. 用于发射段、变轨调姿段(含着陆器故障状态), 主份控温回路工作, 两相流体回路断开不工作。

3) 热控模式 3. 用于月昼阶段(包括月食过程), 太阳翼驱动机构等部分控温回路工作, 两相流体回路断开不工作。

4) 热控模式 4. 用于月夜阶段(从昼夜转换后到下一个昼夜转换前), 控温回路全部关闭, 两相流体回路接通工作。

3.2.2 巡视器

巡视器热控产品主要包括热控涂层、多层隔热组件、电加热器、热敏电阻、两相流体回路、同位素热源等。除了 OSR 散热面, F46 镀银二次表面镜也具有太阳吸收比小、红外发射率大的特点, 可作为散热面使用。OSR 散热面、F46 镀银二次表面镜在巡视器上的布局如图 5 所示, 其他区域均包覆多层隔热组件。

巡视器热控产品中的两相流体回路与着陆器产品设计思路一致, 同位素热源与着陆器产品相同, 同样是首次在我国航天器上应用, 热控涂层、多层隔热组件、温度传感器、电加热器等产品在我国其他航天器上广泛使用。

巡视器热控产品在整个寿命期间都在工作, 工作模式主要有两种。

1) 控温回路工作, 两相流体回路不工作, 主要用于巡视器月昼探测期间;

图 5 (网络版彩图)巡视器散热面布局

2) 控温回路不工作, 两相流体回路工作, 主要用于巡视器月夜休眠期间。

3.3 热控系统主要产品

3.3.1 两相流体回路

月夜期间为了保证探测器舱内设备温度, 利用两相流体回路将同位素热源的热功率传入舱内, 保证舱内设备的温度不超出储存指标要求。嫦娥三号探测器两相流体回路利用月面重力驱动, 采用轻量化设计思路(单套产品重量 2.2 kg)并且无活动部件, 结构简单, 可靠性高, 为国际首创。

两相流体回路系统包括蒸发器、冷凝器、储液器、管路等, 其工质为氨, 着陆器使用 2 套, 巡视器使用 1 套。着陆器两相流体回路的外形如图 6 所示, 巡视器两相流体回路组成与着陆器基本一致。

在发射段、地月转移段、环月及动力下降段、两器分离段以及月昼工作段中两相流体回路不工作。在月夜段和昼夜转换段中两相流体回路工作, 工质流动并将同位素热源的热功率引入舱内。

不同重力条件影响两相流体回路的驱动能力和工质流型, 两相流体回路的研制难点是在地面 1g 重力条件下无法直接验证月面 $g/6$ 重力条件下的传热性能。研制过程中通过仿真分析计算并研制热控件, 等效模拟月面驱动能力, 在整器热平衡试验中验证了两相流体回路的性能满足探测器月夜生存要求。

3.3.2 可变热导热管

可变热导热管随着热负荷和环境条件变化而改

变冷凝段长度, 通过自动调整传热量实现对舱内设备温度的控制。

嫦娥三号探测器是我国首个应用可变热导热管的航天器, 在整个寿命期间(包括月夜阶段)均要求其正常工作, 是着陆器实现预定功能的关键产品之一。着陆器共使用 14 根可变热导热管, 单根外形如图 7 所示, 其中蒸发段连接舱内设备, 冷凝段连接 OSR 散热面。

地月转移段、环月段和月昼阶段着陆器舱内设备工作时, 热功耗通过冷凝段传给 OSR 散热面并排散到空间, 保证设备温度满足工作指标要求; 月夜阶段可变热导热管不再将舱内热量通过冷凝段传递到 OSR 散热面, 保证舱内设备温度满足月夜储存指标要求。

嫦娥三号探测器任务过程中重力条件的变化对可变热导热管的正常运行和传热性能影响较大, 为此

图 6 (网络版彩图)着陆器两相流体回路三维布局图

图 7 可变热导热管外形图

通过特殊设计热管毛细芯解决此问题, 使得可变热导热管既可以在地月转移段、环月段的微重力环境下工作, 也可以在地面 $1g$ 和月面 $g/6$ 重力环境下工作。

可变热导热管研制过程中解决了控制气体精确充装、毛细芯安装等工艺难题, 采用可变热导特性增强设计和 OSR 散热面等温化设计方案提高散热能力。经过产品性能试验和探测器热平衡试验, 可变热导热管性能满足要求, 解决了着陆器月夜生存难题。

3.3.3 高温隔热屏

着陆器 7500 N 发动机大部分嵌入探测器内部, 工作期间发动机燃烧室和喷管的温度在 $800\sim 1300^{\circ}\text{C}$ 之间, 热控系统利用高温隔热屏减小发动机高温对探测器本体和舱内设备的影响, 隔热屏与 7500 N 发动机之间的相对关系如图 8 所示。7500 N 发动机工作时, 与发动机喉部相对的高温隔热屏表面温度达到 1000°C , 是目前我国航天器高温多层防护产品经历的最高温度。

高温隔热屏是保证探测器安全着陆的关键产品之一, 其隔热性能对着陆过程至关重要。高温隔热屏主要由耐高温的隔热材料组成, 在 7500 N 发动机工作时, 喷管高温被隔离在探测器本体以外, 只有很小一部分热量通过高温隔热屏传入探测器内部(要求动力下降段高温隔热屏朝向探测器一面的温度不超过 120°C), 保证结构和舱内设备的温度不会由于发动机工作而超出指标要求。

7500 N 发动机尺寸大并且工作时产生大量高温燃气, 无法利用发动机点火直接验证高温隔热屏性能, 研制过程中通过 7500 N 发动机点火试验获得高温边界, 在真空状态下利用试验件模拟动力下降段发动机工作引起的温度边界, 验证其隔热性能满足探测器在轨使用需求。真空隔热性能试验中试验件典型温度曲线如图 9 所示。

3.3.4 同位素热源

为解决探测器着陆后月夜阶段长达 14 个地球日的低温状态下的热控问题, 嫦娥三号探测器在我国航天器上首次使用了同位素热源, 利用放射性同位素 Pu-238 衰变产生的热量, 为探测器提供过夜需要的热功率。同位素热源的热功率随时间以指数规律自发衰变(Pu-238 的半衰期为 87.7 年), 不受外部环境影响, 适合在月面等恶劣环境中使用。

图 8 高温隔热屏与 7500 N 发动机相对位置关系图

图 9 (网络版彩图)隔热性能试验中高温隔热屏温度曲线

根据探测器布局, 嫦娥三号探测器共配备 3 台同位素热源, 其中着陆器 2 台, 巡视器 1 台, 均安装在探测器舱外, 每个同位素热源提供约 120 W 热功率。同位素热源的核材料从俄罗斯引进。

同位素热源与两相流体回路连接在一起, 探测器休眠过程中两相流体回路接通, 将其热功率引入探测器内部, 保证月夜阶段舱内设备温度不超出储存指标要求; 唤醒后两相流体回路停止工作, 同位素热源的热功率不再传入舱内, 避免由于热功率引入导致舱内设备温度升高甚至超出工作温度指标上限。月昼阶段两相流体回路停止工作后, 同位素热源温度升高, 采用增加散热翅片等措施对同位素热源本体进行详细热设计, 以控制其本体温度并减小月昼阶段高温对两相流体回路的不利影响。

嫦娥三号探测器同位素热源的结构及能量传递

框图如图 10 所示。

Pu-238 具有放射性并且是剧毒材料, 热控系统研制过程中按照国际空间使用要求经过严格的试验验证, 并采取一整套防护措施保证不损害人员健康和环境安全。整个研制过程中没有由于核材料出现任何安全风险, 到目前为止嫦娥三号探测器同位素热源在轨工作正常, 为我国其他在恶劣环境中工作的航天器使用类似同位素热源积累了有益经验。

4 在轨验证情况

2013 年 12 月 2 日嫦娥三号探测器从西昌卫星发射中心发射, 经历了地月转移段、环月段飞行后于 12 月 14 日成功实现月面软着陆, 12 月 15 日着陆器、巡视器顺利分离。整个飞行、分离过程中探测器热控系统工作正常, 可变热导热管“可变热导”特性与预期一致(图 11), 高温隔热屏在动力下降段有效保护了探测器结构和设备不受 7500 N 着陆发动机影响。各个阶段着陆器、巡视器温度均满足设计指标要求, 保证了我国航天器第一次地外天体软着陆任务的顺利实施。

2013 年 12 月 15 日~2014 年 2 月 12 日, 着陆器、巡视器在月面工作 2 个月球日, 分别经历了 2 次休眠、唤醒过程, 目前正在按计划开展后续月面探测任务。唤醒后探测器设备均工作正常, 证明月夜期间两相流体回路、可变热导热管、同位素热源等关键热控产品和整个热控系统工作正常(图 12), 满足指标要求, 证明我国已成功突破了探测器长期月面生存热控技术。

月昼期间探测器月基光学望远镜、地形地貌相机、粒子激发 X 射线谱仪等有效载荷及巡视器导航相机、避障相机等设备工作正常, 获得了大量有效科学数据, 热控设计为这些设备的正常工作提供了保

图 10 同位素热源构成及能量传递框图

图 11 (网络版彩图)环月段着陆器可变热导热管温度变化曲线

图 12 (网络版彩图)着陆器+Y 舱两相流体回路月面启动过程温度曲线

证条件。

动力下降阶段、月面阶段获得了探测器不同位置以及可变热导热管、高温隔热屏、两相流体回路、同位素热源等关键产品的大量温度数据及变化情况, 通过这些数据可以分析发动机羽流、月尘沉降、月面 $g/6$ 重力等环境条件的规律及实际影响, 这些第一手数据及分析结果对我国进一步开展月球探测和其他天体探测具有重要意义。

5 结论

嫦娥三号探测器热控系统, 克服了飞行任务复杂、环境条件恶劣、不确定性大等困难, 采用两相流体回路、可变热导热管、高温隔热屏、同位素热源等我国首次使用的新技术, 成功突破了月球软着陆、长

期月面生存相关的热控技术, 圆满完成了探测器工程任务. 嫦娥三号探测器获得的第一手在轨数据和

分析结果, 为后续月球探测工程和其他天体探测奠定了基础.

参考文献

- 1 欧阳自远. 月球科学概论. 北京: 中国宇航出版社, 2005. 46
- 2 Preter E. The Lunar Base Handbook. New York: The McGraw-Hill Companies, Inc., 1999. 140–141
- 3 Gaier J R, Jaworske D A. Lunar dust on heat rejection system surfaces: Problems and prospects. NASA/TM-2007-214814, 2007
- 4 Gaier J R, Siamidis J, Panko S R, et al. The effect of simulated lunar dust on the absorptivity, emissivity, and operating temperature on AZ-93 and AG/FEP thermal control surfaces. NASA/TM-2008-215492, 2008
- 5 Agui J H, Nakagawa M. Dust on the Moon and Mars. AIAA 2005-539, 2005

Design and verification of thermal control system for Chang'E-3 probe

LIU ZiJun, XIANG YanChao, SI DongBo, ZHANG YouWei, CHEN JianXin, SU Sheng,
LV Wei, NING XianWen, SONG Xin & ZHANG BingQiang

Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology, Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

Chang'E-3 probe is the first Chinese spacecraft landed on the lunar surface and survived for lunar day/night cycles. The Chang'E-3 thermal control system developed new elements such as closed two-phase thermosyphons, variable conductance heat pipes (VCHP), high-temperature adiabatic shield and radioisotope heater units (RHU) to deal with the harsh environment. Ground test methods for simulating the effect of lunar gravity and descent engine were established as well. Thermal control system worked well in orbit and on the lunar surface, and maintained the probe components and structure within the required range of temperatures throughout the mission. First-hand data of the lunar surface probe, which is useful for the future mission, was obtained during the flight test. This paper introduces the primary requirements, chief factors and the characteristics of the thermal control system design. The final scheme, key elements and flight performance of thermal control system are also described.

thermal control system, lunar soft landing, lunar survival, two-phase thermosyphons, VCHP, RHU

doi: 10.1360/092014-40