



月地高速再入返回器热控设计及实现

宁献文*, 苏生, 陈阳, 苗建印, 张栋, 郑凯, 张红星, 张冰强, 徐侃, 王录

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: ningxianwen@163.com

收稿日期: 2014-12-04; 接受日期: 2014-12-26

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 针对月地高速再入返回器不同阶段大功率散热、小功率保温与高速返回过程中高温隔热之间的突出矛盾, 以及狭小、局促空间内设备热量的收集、传输、排散与阻断等技术难题, 首次构建一种基于柔性自适应“热开关”的小型再入返回类航天器热控体系, 成功研制出一套基于异构式环路热管的一体化柔性、高效热管理系统. 在轨飞行数据表明: 核心热控产品环路热管控温运行模式下实际传热能力超过 65 W, 阻断模式下漏热量小于 2 W, “热导比”大于 30, 能够很好地实现“热开关”功能, 确保了返回器所有设备的温度水平优于指标要求.

关键词

月地返回
高速再入
热控
环路热管
热开关
热导比

1 引言

探月工程三期月地高速再入返回器是我国首次深空再入返回的航天器. 2014 年 10 月 24 日在西昌卫星发射中心发射, 11 月 1 日成功返回内蒙古四子王旗.

与嫦娥三号热控主要面临月球着陆与长期月面生存等技术难题不同^[1,2], 月地高速再入返回器热控设计主要面临以下 4 个方面的挑战.

1) 返回器底部大梁中心惯性测量单元(IMU)设备在轨标定模式下约 70 W 散热、在轨关机时保温与再入返回过程高温隔热之间的突出矛盾;

2) 狭小、局促空间内设备热量的收集、传输、排散与阻断难题;

3) 需要克服返回器半密封结构所导致的内部在轨长期中真空不利条件;

4) 如何设计最佳的再入返回初始温度, 以克服接近第二宇宙速度及超长返回航程所带来的更大气动热影响.

本文针对月地高速再入返回器所面临的热控技术难题, 在综合对比国内外再入返回器热控设计思路的基础上, 首次构建出一种基于柔性自适应“热开关”的小型再入返回类航天器热控体系, 并结合月地高速再入返回器给出了具体应用实例, 证明了小型再入返回类航天器热控体系的合理性与可行性.

2 国内外再入返回器热控设计思路概述

我国传统返回式卫星回收舱大多为非密封舱结构, 在轨工作时长期热耗一般在 25 W 以下, 热控设计思路为^[3~5]: 回收舱内壁面全部包覆多层隔热组件, 在轨工作时通过漏热即可维持回收舱内设备处于合适的温度水平, 温度过低时则采用电加热补偿予以解决. 再入返回过程中利用内壁面多层隔热组件抑制气动热对回收舱内部设备的影响, 通过设计一个合理的再入前初始温度以及回收舱热容确保返回过程中所有设备温度水平均能满足技术指标要求.

引用格式: 宁献文, 苏生, 陈阳, 等. 月地高速再入返回器热控设计及实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 145–150

Ning X W, Su S, Chen Y, et al. Design and implementation of circumlunar return and reentry spacecraft thermal control system (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 145–150, doi: 10.1360/N092014-00475

我国“神舟飞船”返回舱热耗较大, 考虑到宇航员发热后可达 1000 W, 在轨工作时主要是通过泵驱单相流体回路将热量收集后带至轨道舱辐射器进行排散^[6,7]。此外, 回收舱是密封舱, 内壁面采用全部包覆泡沫隔热材料来降低气动热影响。

目前能够查到的文献表明^[3,4]: 国外无人再入式航天器回收舱热控设计也是采用以被动热控设计为主、电加热主动热控设计为辅的热控方案, 尚未见到有采用其他新型热控技术的报道。“阿波罗飞船”返回舱、航天飞机以及“联盟号飞船”则同我国“神舟飞船”基本一致, 均是采用“泵驱单相流体回路+对流通风”为核心的一体化主动热控方案。

表 1 给出了国内外各类返回式航天器热控设计思路的情况汇总^[3~9]。从中可以看出: 月地高速再入返回器仅靠自身漏热无法解决在轨散热难题, 再加上受到重量与空间体积的严格限制, 难以采用类似载人飞船回收舱、航天飞机的热控设计思路, 需要构建新型热控设计体系予以解决。

3 基于柔性自适应“热开关”的小型再入返回类航天器热控体系构建

在综合对比国内外再入返回器热控设计思路的基础上, 结合模块化柔性热控体系结构需求^[10,11], 构建出一种基于柔性自适应“热开关”的小型再入返回类航天器热控体系(图 1), 该体系具有极强的适应能力, 具有以下 3 个特征。

- 1) 足够的散热面积, 能够将返回器废热充分排出, 保证设备温度在设计要求的范围内;
- 2) 返回器内壁面最大程度的隔热设计, 不仅可以减少返回再入时气动热的影响, 还能在低温工况时减少漏热, 降低热控补偿功耗;
- 3) 器内设备热耗先由内部热量收集、共享系统汇总后, 通过柔性自适应“热开关”传输到散热面排散。“热开关”不仅能够适应复杂的传输路径, 而且自身

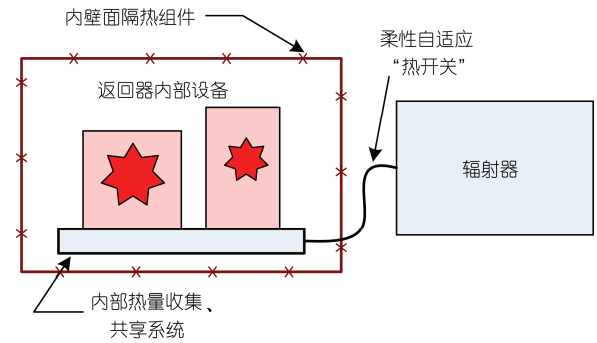


图 1 (网络版彩图) 基于柔性自适应“热开关”的新型热控体系

传热能力还能根据任务需要进行自适应调整。

4 月地高速再入返回器热控设计

4.1 热控功能及主要技术指标要求

热控系统的目的是保证月地高速再入返回器从发射到寿命末期期间(在轨飞行、两器分离及再入返回过程中各种正常工作模式下)设备的温度均满足指标要求。主要技术指标要求见表 2。

4.2 热控设计方案

结合基于柔性自适应“热开关”的小型再入返回类航天器热控体系, 月地高速再入返回器热控设计方案为

- 1) 选择整个返回器外表面作为散热面(图 2), 使得返回器具有最大的热量排散能力, 能够将返回器废热充分排出, 保证设备温度在设计要求的范围内; 此外, 内壁面全部包覆多层隔热组件;
- 2) 鉴于环路热管不仅具有很强的热二极管特性^[3,12], 还能够很好地调节自身的传热能力, 允许复杂的布局 and 弯曲的传输路径, 采用环路热管作为柔性自适应“热开关”能够同时解决 IMU 不同阶段的热耦合矛盾与返回器狭小、局促空间内设备热量的收

表 1 国内外各类返回式航天器热控设计情况汇总^[3~9]

项目、指标	月地高速再入返回器	传统返回式卫星回收舱	神舟飞船	国外载人飞船	航天飞机
回收舱气密性	半密封舱	非密封舱	密封舱	密封舱	密封舱
回收舱长期热耗(W)	整器 150, 中心 IMU 为 70	5~25	约 1000(含宇航员)	约 1000(含宇航员)	1500 以上
热控方案	基于柔性自适应“热开关”的新型热控方案	被动热控设计为主、电加热主动热控设计为辅	泵驱单相流体回路+对流通风	泵驱单相流体回路+对流通风	泵驱单相流体回路+对流通风+快速蒸发器

表 2 热控系统主要技术指标要求

项目	指标要求
重量	≤11.4 kg
设备工作温度	1) 一般设备: -20℃~+55℃; 2) 蓄电池: +15℃~+45℃; 3) IMU: -10℃~+45℃, 工作期间温度波动尽量小.

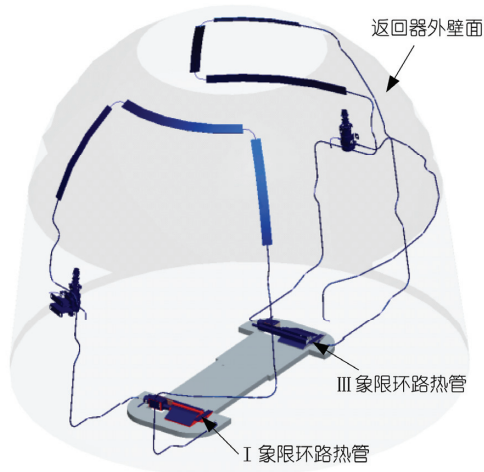


图 2 (网络版彩图)返回器散热面与环路热管(LHP)布局示意

集、传输、排散与阻断难题;

3) 建立返回器热分析模型中设备→环路热管→内壁面多层→隔热材料→外太空之间的热阻匹配关联式, 得出热控系统多层隔热组件在轨可承受的临界真空度为 0.1~1 Pa, 从而有效克服了返回器半密封结构导致的内部在轨长期中真空条件给热控带来的不利影响;

4) 根据返回器热分析模型, 开展散热面匹配性优化设计, 得到一个优化的散热面涂层吸收-发射比($\alpha_s=0.16$, $\varepsilon_H=0.87$, $\alpha_s/\varepsilon_H=0.18$), 在此基础上首次使用一种具有防静电功能的低吸收-发射比热控白漆 SR-2 作为外部散热面涂层, 可以得到一个优化的再入返回初始温度, 很好地克服了接近第二宇宙速度及超长航程返回所带来的气动热影响.

图 3 给出了月地高速再入返回器一体化柔性、高效热管理系统示意. IMU 标定时产生的热耗通过 3 根预埋槽道热管形成的内部热量收集、共享系统汇总后, 由导热路径传递给环路热管蒸发器, 同时启动环路热管使得“热开关”处于导通状态, 排散 IMU 产生的

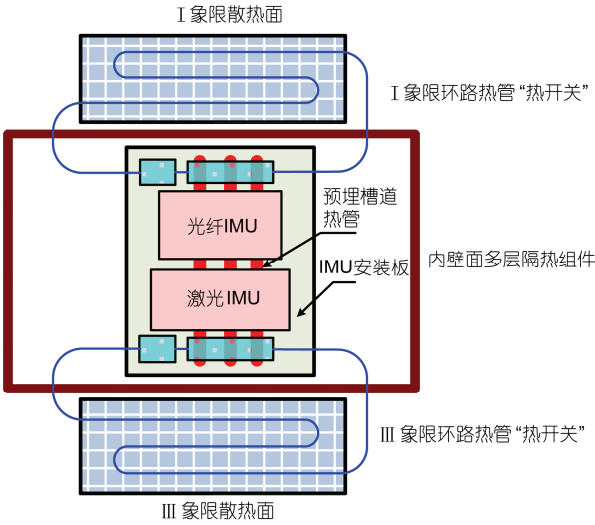


图 3 (网络版彩图)返回器一体化柔性、高效热管理系统示意

约 70 W 热耗, 使得器内设备处于合适的温度水平. IMU 设备不工作时, 阻断环路热管运行使得“热开关”处于断开状态, IMU 设备仅能通过环路热管气体/液体管路向外漏热, 而环路热管气体/液体管路直径通常在几个 mm 级, 漏热量非常小. 气动返回前将环路热管内工质释放, 使得环路热管不再具备工作能力, 不仅可以最大程度地降低返回过程中气动热对器内设备的影响, 还能避免环路热管在高温下的安全隐患. 考虑到热控系统可靠性, 采用 2 套环路热管冗余设计(1 主 1 备).

4.3 异构式环路热管

图 4 给出了环路热管的工作原理^[3,13], 其一般包括一个蒸发器(也可称毛细泵)、冷凝器、储液器、气体/液体管路以及热电制冷器(TEC). 环路热管工作过程如下: (1) 来自热源的热量通过蒸发器壳体进入环路热管; (2) 工质蒸发后由气体管路输运至冷凝器, 并在冷凝器中将热量排散, 工质由气态重新变为液态; (3) 最后冷却后的液体在毛细力的作用下重新回到蒸发器完成一个循环.

相对于常规环路热管, 受到返回器外形与布局限制, 月地高速再入返回器所使用的环路热管冷凝器只能采用二维异构式曲面形状(图 2), 热控通过特殊设计解决了冷凝器的一体化成型与内壁面的低热阻耦合难题.

月地高速再入返回器实现了国产环路热管的首

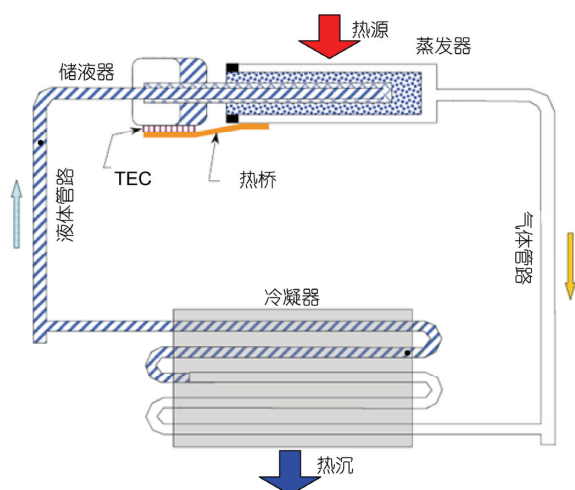


图4 环路热管工作原理图

次正式应用(图 5), 异构式环路热管单套重量不超过 1 kg, 主备份 2 套仅为 1.793 kg.

5 在轨飞行结果

2014 年 10 月 24 日月地高速再入返回器从西昌卫星发射中心发射, 经历了地月转移段、月球近旁转向段、月地转移段、返回再入段和回收着陆段后于 11 月 1 日成功返回内蒙古四子王旗. 热控系统实际重量 11.3 kg, 整个飞行过程中工作正常, 异构式环路热管“热开关”特性与预期一致, 各个阶段返回器温度水平均优于指标要求, 保证了我国航天器第一次月地高速再入返回任务的顺利实施.

图 6 和 7 分别给出了月地高速再入返回器异构式环路热管在轨运行与阻断曲线, 从中可以看出:

1) IMU 标定时, I 象限异构式环路热管能够顺



图5 月地高速再入返回器异构式环路热管

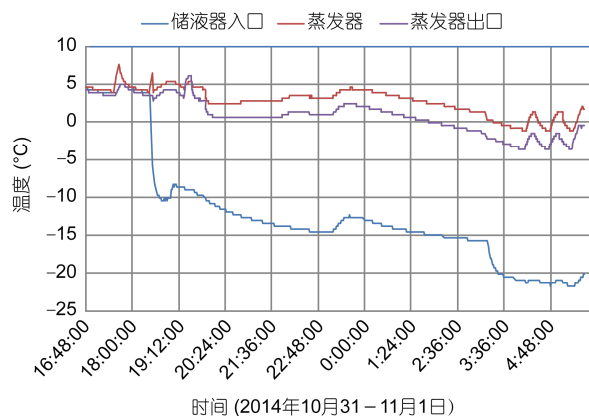


图6 I 象限环路热管在轨运行时典型部位温度曲线

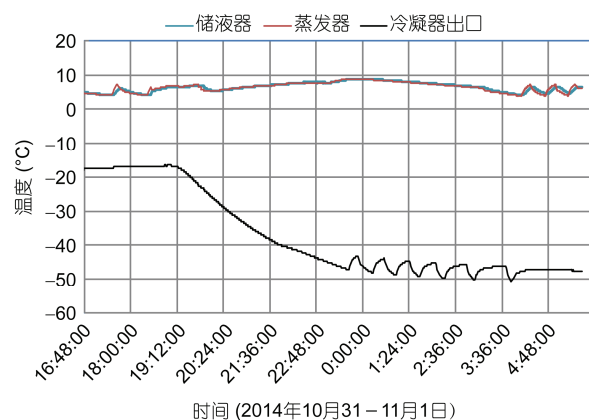


图7 III象限环路热管在轨阻断时典型部位温度曲线

利启动, 启动期间蒸发器温度短期内上升再下降, 且随着冷凝器温度不断下降, 环路热管散热能力不断增强, 直至达到控温运行模式;

2) III象限异构式环路热管能够很好地在轨阻断功能, 蒸发器与冷凝器之间温差达到 20°C 以上, 且随着冷凝器温度不断下降, 蒸发器、储液器温度变化很小, 两者之间的温差不断增大;

3) 异构式环路热管很好地实现了“热开关”功能, 能够按照任务需要通过在轨控温运行模式与阻断模式实现可逆切换, 控温运行模式下实际传热能力超过 65 W, 阻断模式下漏热量小于 2 W, 使得热控系统广义上“热开关”的“热导开关比”大于 30.

图 8 给出了标定期间 2 台 IMU 温度变化曲线, 从中可以看出:

1) 标定前两台 IMU 关机时温度处在 4°C~6°C, 除去开机过程, 标定过程中光纤 IMU 在 3.7°C~8.6°C, 激光 IMU 在 10.8°C~14.5°C;

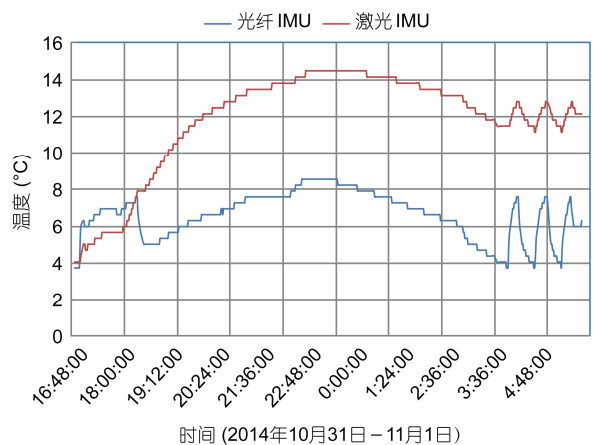


图 8 在轨标定期间 IMU 温度变化曲线

2) 在环路热管自身传热能力的调节下, 2 台 IMU 工作与存储时温度变化范围很小, 不仅有效保证了在轨标定精度, 还同时解决了在轨标定约 70 W 散热与设备关机时保温之间的突出矛盾。

表 3 给出了返回器内关键设备再入过程中温度结果, 从中可以看出:

1) 通过返回器外表面 SR-2 热控涂层较低的吸收—发射比, 使得再入返回前外部隔热材料都在 -20°C 以下, 有效降低了返回器内壁面再入过程中的温升, 返回过程中设备最大温升不超过 10.6°C , 而部分设备温度有所下降的原因是设备热耗在返回过程中有一定程度的下降;

2) 结合环路热管“热开关”的有效调节, 再入返回前器内常规设备温度不超过 19.7°C , 距离高温上限指标 55°C 具有较大余量, 进一步提高了再入过程中的安全性。

表 3 返回器内关键设备再入过程中的温度

设备名称	返回前温度($^{\circ}\text{C}$)	开伞前($^{\circ}\text{C}$)	温升($^{\circ}\text{C}$)
控制计算机	18.6	18.6	0
光纤 IMU	7.3	17.9	10.6
激光 IMU	12.8	17.9	5.1
GPS 接收机	12.1	17.2	5.1
蓄电池组	18.6	24.7	6.1
配电控制单元	19.7	17.9	-1.8
S 频段应答机	12.8	17.2	4.4
返回器管理单元	17.9	19.4	1.5
安全数据记录器	2.5	2.1	-0.4
回收控制器	6.3	6.6	0.3

总之, 通过热控系统设计, 获得了一个优化的返回再入前初始温度, 对返回器的安全着陆起到了至关重要的作用。

6 总结

在调研国内外再入返回器热控设计方案的基础上, 采用异构式环路热管作为柔性自适应“热开关”, 研制出一套基于柔性自适应“热开关”的月地高速再入返回器热控系统, 有效解决了小型再入返回类航天器热控体系构建、异构式环路热管与在轨长期中真空条件下热控设计等技术难题, 确保了在轨任务期间所有设备均维持在合理的温度水平。

在轨飞行数据表明: 热控系统工作正常, 异构式环路热管能够很好地实现“热开关”功能, 整个任务期间返回器所有设备的温度水平均优于指标要求, 月地高速再入返回器热控方案合理、可行, 且对其他返回类航天器热控设计具有一定的指导与借鉴作用。

参考文献

1 刘自军, 向艳超, 斯东波, 等. 嫦娥三号探测器热控系统设计及验证. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 589-596
2 张红星, 苗建印, 王录, 等. 嫦娥三号两相流体回路的地面试验验证方法及试验结果分析. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 353-360
3 Gilmore D G. Spacecraft Thermal Control Handbook. 2nd ed. El Segundo: The Aerospace Press, 2002
4 庞统. 日本隼鸟号小行星探测器返回地球. 国际太空, 2010, 8: 28-33
5 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制. 第 2 版. 北京: 科学出版社, 1998
6 范含林, 黄家荣, 刘庆志, 等. 载人运输飞船流体回路方案研究. 中国空间科学技术, 2007, 27: 38-43
7 黄家荣, 范宇峰, 范含林. 载人运输飞船流体回路试验研究. 中国空间科学技术, 2007, 30: 65-71
8 Anderson G, Martin C E. Evaluation and application of Apollo ECLS/ATCS systems to future manned missions. AIAA 2005-703
9 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术—原理及其应用. 北京: 中国科学技术出版社, 2007
10 Young Q E, Stucker B, Gillespie T, et al. Modular thermal control architecture for modular spacecraft. AIAA 2008-1959
11 宁献文, 王玉莹, 宋馨, 等. 卫星平台模块化柔性热控体系结构. 航天器工程, 2012, 21: 50-55

- 12 苗建印, 张红星, 吕巍, 等. 航天器热传输技术研究进展. 航天器工程, 2010, 19: 106–112
- 13 Baldauff R W, Armiger W J, Hoang T T. Design and analysis of the thermal control system for the TacSat-4 Spacecraft COMMX Payload. NRL Rev, 2009, ADA525205: 114–124

Design and implementation of circumlunar return and reentry spacecraft thermal control system

NING XianWen, SU Sheng, CHEN Yang, MIAO JianYin, ZHANG Dong, ZHENG Kai, ZHANG HongXing, ZHANG BingQiang, XU Kan & WANG Lu

Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering (ISSE), Beijing 100094, China

There are three aspects of difficulties in the thermal control system design of circumlunar free return and reentry spacecraft. In the on orbit-working mode, large thermal load is required to be rejected; in the storage mode, the heat load is small and additional heating is needed, while heat insulation is required in the reentry. Moreover, the technique of equipments' heat collection, transmission, rejection and insulation in the narrow space is very difficult. To arrange the complex thermal requirements, a new thermal control hierarchy system for small reentry spacecrafts based on the flexible and self-adaptable heat switch is constructed for the first time, and an integrative flexible and efficient thermal control system based on heterogeneous loop heat pipe (LHP) is successfully developed. The on-orbit flight data show that the actual heat-transfer capability of the pivotal thermal product LHP is more than 65 W in the temperature-controlled working mode, while the heat leak is less than 2 W in the blocking mode, and the ratio of thermal conductivity is more than 30, which means a good realization of the heat switch function, and ensures that the temperature levels of all the circumlunar free return and reentry flight test vehicle equipments are better than index requirements.

circumlunar free return, reentry, thermal control, loop heat pipe, heat switch, conductance ratio

doi: 10.1360/N092014-00475