

编者按 微重力科学研究的主要对象是空间微重力极端环境中的物质运动及其基本规律,是空间科学重要的组成部分,在航天与地面高新技术发展中均有重要的应用价值,其前沿研究内容与进展一定程度上反映了人类认识自然的能力.随着中国空间站成功建成并转入应用与发展阶段,中国学者有了优异的长期微重力实验资源,这必将推动微重力极端环境中物理、化学和生命等过程中新现象、新规律的发现,以及在更高精度下实现对基本物理规律的检验与验证,提升中国在国际微重力科学领域的影响力及服务国家航天战略的能力.为加强微重力科学领域的学术交流,促进中国微重力科学与技术的发展,《空间科学学报》邀请赵建福、郭元东、杜王芳作为执行编委,策划了“微重力科学与技术前沿进展”专题,相关论文将在本刊持续刊出.

GUO Yuandong, LIU Sixue, ZHANG Hongxing, MIAO Jianyin, ZHAO Jianfu, LIN Guiping. Investigation on Performance Difference of 35 K Cryogenic Heat Transfer System in Ground and Space Environment (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2024, 44(1): 114-121. DOI:10.11728/cjss2024.01.2023-yg13

35 K 空间深低温热传输系统性能天地差异*

郭元东¹ 刘思学^{2,3} 张红星²
苗建印² 赵建福^{4,5} 林贵平^{6,1}

1(北京航空航天大学航空科学与工程学院 北京 100191)

2(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)

3(天津大学机械工程学院 天津 300072)

4(中国科学院力学研究所 微重力重点实验室 北京 100190)

5(中国科学院大学工程科学学院 北京 100049)

6(杭州市北京航空航天大学国际创新研究院 杭州 311115)

摘要 为了解决空间红外探测系统的深低温散热问题,保证红外探测器的低温工作环境,基于脉冲管制冷机和深冷环路热管,设计研制了一套 35 K 温区的深低温获取与热传输集成系统.该系统由一套 35 K 温区氟工质深冷环路热管、两台 35 K 温区脉冲管制冷机、一台 150 K 温区脉冲管制冷机、隔热冷屏、测温/加热组件、控制系统等组成.完成了地面单机级、整星级热真空测试,并于 2020 年完成空间飞行测试.在地面单机试验中开展了水平姿态和逆重力恶劣姿态下的传热测试,保证了空间微重力下必定能稳定工作;整星级测试验证了系统在卫星平台散热工况下的工作特性,空间飞行测试获得了系统的空间微重力下的工作性能.本文分析了系统在上述不同阶段的热性能,包括超临界启动特性,稳态运行性能等,验证了相关设计的正确性,重点对比了不同阶段的性能差异,分析其可能的原因.

关键词 深低温集成系统, 环路热管, 脉冲管制冷机, 传热性能, 飞行试验

中图分类号 V524

* 国家自然科学基金项目 (52106067, 11972040), 中国科协青年人才托举工程项目 (2023 QNRC001), 卓越青年科学基金项目 (2020-JCJQ-ZQ-042) 共同资助

2023-08-15 收到原稿, 2024-02-01 收到修定稿

©The Author(s) 2024. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

Investigation on Performance Difference of 35 K Cryogenic Heat Transfer System in Ground and Space Environment

GUO Yuandong¹ LIU Sixue^{2,3} ZHANG Hongxing²
MIAO Jianyin² ZHAO Jianfu^{4,5} LIN Guiping^{6,1}

¹(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191)

²(Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094)

³(School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072)

⁴(Key Laboratory of Microgravity, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

⁵(School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

⁶(International Innovation Institute, Beihang University, Hangzhou 311115)

Abstract In order to solve the problem of cryogenic heat dissipation of space infrared detection system and ensure its cryogenic operating environment, an integrated system of cryogenic acquisition and heat transfer in 35 K temperature range was designed and developed based on pulse tube cooler and cryogenic loop heat pipe. The system consists of a neon cryogenic loop heat pipe, two sets of pulse tube cooler in 35 K temperature range, one pulse tube cooler in 150 K temperature range, thermal insulation screen, temperature measurement / heating components, control system. It has completed ground single-level and satellite-level thermal vacuum tests, and completed space flight tests in 2020. Heat transfer tests under horizontal attitude and anti-gravity conditions were carried out in the ground stand-alone test to ensure that the system could work stably in space microgravity. The whole-satellite test verified the working characteristics of the system under the heat dissipation condition of the satellite platform, and the space flight test obtained the working performance of the system under space microgravity. This paper introduces the thermal performance of the system in different stages, including supercritical start-up characteristics, steady-state operation performance, *etc.* The results have verified the correctness of relevant design, and this paper focuses on comparing the performance differences in different stages, and analyzes the possible reasons.

Key words Cryogenic integration system, Loop heat pipe, Pulse tube cooler, Heat transfer performance, Flight test

0 引言

针对天文观测、深空探测、对地观测等应用背景,越来越多的航天器装备了红外探测系统. 红外探测的原理是利用目标辐射的红外线来搜索、探测和跟踪目标,相比其他探测技术,具有隐蔽性好、体积小、重量轻、功耗低等优势,可以在夜间和恶劣天气状况下工作. 红外探测器一般工作在深低温区,通过降低探测器的工作温度可大幅提升红外探测器性能. 常见的制

冷方式为携带低温贮箱,通过低温工质的蒸发维持探测器的低温环境;近年来,随着长寿命、高可靠的宇航级制冷机技术的突破,空间脉冲管制冷机(Pulse Tube Cryocooler, PTC)作为红外探测器热沉的方案逐渐被应用. 宇航在用的机械制冷机通常为脉冲管型或斯特林型,以美国、法国生产的设备性能最佳. 例如在 50 K 温区,美国 Sunpower 公司研制的单级同轴型脉冲管制冷机,整机质量 4.6 kg,在 100.2 W 输入电功率的情况下可以获得 2.1 W@60 K 的制冷量^[1],

法国 THALES Cryogenics 研制的单级同轴脉冲管制冷机, 在 160 W 输入电功率下, 获得了 2.68 W@50 K 的制冷量, 该制冷机总质量 5.1 kg^[2]. 在 35 K 液氮温区, 美国 NGAS 机构研制的两级同轴型脉冲管制冷机在 700 W 的输入电功率下, 可以同时在一二级分别获得 14 W@85 K 和 2 W@35 K 的制冷量^[3].

但是针对系统功能和探测任务日趋复杂的红外探测系统, 单纯通过将制冷机与红外探测器机械连接, 存在很多缺点, 例如制冷机的机械振动大、传热距离短、冗余备份系统复杂、漏热量大、柔性差等. 为解决上述问题, 实现红外望远镜温度的精确控制, 需要通过热传输系统将热量高效地传递至制冷机. 深冷环路热管 (Cryogenic Loop Heat Pipe, CLHP) 集高效热传输、柔韧热连接以及热二极管特性于一身, 可有效解决红外探测器等精密仪器与低温制冷机的分离问题, 实现红外设备与低温制冷系统的有效热耦合. CLHP 是在环路热管 (Loop Heat Pipe, LHP) 的基础上发展而来的, 依靠蒸发器毛细芯多孔结构产生的毛细力, 使得低温工质在回路内产生流动, 实现热量的收集、传输与排散. CLHP 蒸发器和冷凝器分别与红外探测器和制冷机连接, 未来将逐渐替代铜导索和深冷热开关, 具有广泛的应用前景. 近年来, 许多学者开展了一系列相关研究工作, 开发出 4 类典型的结构形式, 即点对点传热, 热开关冗余备份, 大面积多点源热收集, 交叉万向节二维指向^[4-7].

本文研制了一套 35 K 空间深低温获取与热传输集成演示系统, 并于 2020 年完成飞行试验验证, 为后续工程应用积累经验. 此外, 分析了集成系统在设计过程和试验过程中的难点问题及相应解决方法, 给出单机级、整星级及空间在轨测试结果, 进而分析了天地性能差异.

1 系统设计面临的问题

为实现空间深低温系统质量小、能耗低的技术指标, 系统设计面临三方面的问题.

(1) 在 35 K 温区内, 寄生漏热的控制极为重要. 根据已有研究成果, 寄生漏热的存在不利于 CLHP 的超临界启动过程, 同时会引起运行不稳定. 因此, 为了抵消漏热, 需要制冷机产生额外的冷量. 而在该温区, 制冷机的效率非常低, 输入/输出功率比通常超过 200:1, 即每生成 1 W 的冷量, 所需电资源功率约为

200 W. 同时, 制冷量越大, 所需压缩机的体积和质量也越大, 内部运动部件的寿命和可靠性越难保证.

(2) 采用 1 台制冷机无法同时满足制冷量和安装空间的要求. 即便采用严格的控制措施, 寄生漏热也不可能完全消除. 经分析评估, 导热漏热量约为 0.2~0.3 W, 辐射漏热量约为 0.1~0.2 W. 因此, 即使不考虑工程余量, 为实现深冷环路热管 1.0 W 的传热量, 制冷机的制冷能力至少应大于 1.5 W. 基于现有技术能力, 若只采用 1 台制冷机, 设备体积会比较庞大, 无法满足卫星上安装空间的约束.

(3) 在地面试验尤其是整星级试验过程中, CLHP 蒸发器与储液器之间、蒸发器与冷凝器之间可能会随机产生一定的高度差. 因此, CLHP 需要具备在一定逆重力条件下实现超临界启动的能力, 同时能够在不利的姿态下实现稳定运行.

2 深低温传输集成系统组成

针对以上问题, 最终设计结果如图 1 所示. 集成系统由 1 套氦工质深冷环路热管、2 台 35 K 脉冲管制冷机 (PTC-1 和 PTC-2)、1 个隔热屏和 1 台 150 K 小型脉冲管制冷机 (PTC-3) 组成. 所有系统组件固定在铝制安装底板上. 3 台制冷机热端产生的废热通过 8 根槽道热管传递至卫星的散热面, 制冷机压缩机废热由安装底板排散. CLHP 的具体结构及测点分布如图 2 所示, 具体结构参数列于表 1.

如图 1 所示, 为了减少外部环境向系统的寄生漏热, 利用 PTC-3 对隔热屏进行冷却, 可维持隔热屏温度在 120 K 左右. 同时, 所有低温部件与铝制安装板之间连接的部位均设置了隔热垫片, 材料为聚酰亚胺. 此外, 对加热器导线、热电偶导线也采用了缠绕在低温管路预冷的布线方法, 尽可能减少通过导线向系统内部的漏热.

选用中国科学院理化所研制的脉冲管制冷机作为系统冷源, 为了在现有的空间、质量等指标条件下获得足够的制冷量, 采用 2 台独立的制冷机同时工作为一套 CLHP 制冷的方案, 通过内部结构优化设计、降低热端温度、降低周围环境温度等途径, 每台制冷机在 290 W 输入功率下的额定制冷能力为 1.2 W@35 K 及 2.0 W@39.5 K, 温度稳定性优于 ± 0.15 K/30 min. 冷量经由 2 个冷指与深冷环路热管耦合, 将 CLHP 的冷凝器设计为两部分, 分别与两个冷指连

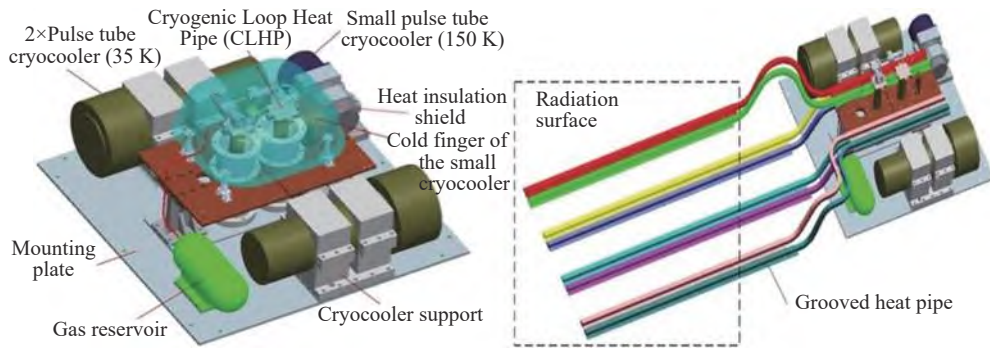


图 1 深低温热传输集成系统组成与散热方式.

Fig. 1 Composition and heat dissipation of the cryogenic heat transfer integrated system

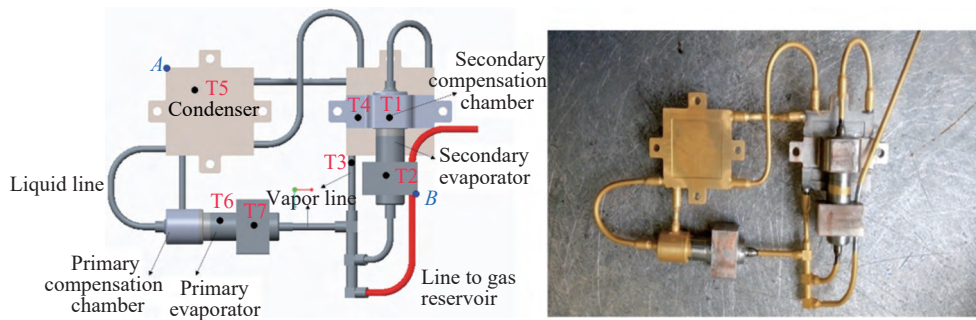


图 2 深冷环路热管结构及实验测点分布

Fig. 2 Structure of CLHP prototype and distribution of experimental measuring points

表 1 深冷环路热管结构参数

Table 1 Structure parameters of the cryogenic loop heat pipe

部件名称	结构参数	参数值
主蒸发器	壳体外径/内径 × 长度 /mm	13/11×50
	毛细芯外径/内径 × 长度/mm	11/4×40
次蒸发器	壳体外径/内径 × 长度/mm	13/11×35
	毛细芯外径/内径 × 长度/mm	11/4×37
主传输管线	液体管线外径/内径 × 长度/mm	3/2×600
	冷凝器管线外径/内径 × 长度/mm	2/1×700
	蒸气管线外径/内径 × 长度/mm	3/2×700
次传输管线	液体管线外径/内径 × 长度/mm	3/2×700
	冷凝器管线外径/内径 × 长度/mm	2/1×260
	蒸气管线外径/内径 × 长度/mm	3/2×30
毛细芯	孔隙度/ (%)	55
	最大孔径/ μm	0.5
储气室	体积/ mL	400

接. 为了实现逆重力超临界启动, CLHP 的设计采用文献 [8] 中提到的辅助回路型, 蒸发器毛细芯内设置

多孔丝网副芯, 有助于储液器内工质向主毛细芯供液, 同时实现气液分离. 与此同时, 在单机试验过程中, 设计了多自由度调向的转台, 确保 CLHP 在一定逆重力条件下的测试, 避免重力效应对超临界启动的辅助作用, 从而更加严格考核设备自身的性能.

3 试验测试系统

深低温热传输集成系统先后完成了单机级和整星级的热真空试验测试, 并于 2020 年 3 月完成了空间飞行测试.

单机级试验是只针对集成系统进行的测试, 不包括槽道热管. 此时, 制冷机通过一套地面水冷系统对制冷机压缩机和热端进行降温, 维持压缩机壳体壁面温度在 0℃ 左右. 试验在地面热真空罐内进行, 罐内压力维持在 1.0×10^{-3} Pa. 主、次蒸发器部位布置薄膜电阻加热片, 可提供最大 5 W 的加热功率. CLHP 上布置 10 个铂电阻, 用来监测运行温度. 试验过程中系统姿态存在两种状态: 一是水平放置姿态; 二是 7° 逆重力姿态. 以图 2 中 A 点作为顶点, 抬高 B 点直至

AB 两点连线与水平面约呈 7° 夹角, B 点垂直抬升 10 mm, 如图 3 所示. 此时, 主蒸发器相对于主储液器略高, 呈一定的逆重力姿态, 可以验证主蒸发器内副芯的供液能力; 与此相同, 次蒸发器也高于次储液器, 同样可以验证次蒸发器内副芯的供液能力.

整星级试验在接近真实的真空热环境条件下进行测试, 集成系统被安装在卫星舱板上, 安装底板和槽道热管通过舱板实现热量排散, CLHP 以水平姿态测试.

在空间飞行过程中, 重力效应消失, CLHP 完全依靠毛细力实现循环, 在理论上传热性能介于水平姿态与 7° 逆重力之间, 因而地面两种姿态分别是有利和不利考核条件.

4 实验结果与讨论

4.1 集成系统地面单机测试

4.1.1 逆重力传热性能

基于上述 7° 逆重力姿态的设置, 集成系统可以在顺利完成启动和稳态性能测试的同时, 进行蒸发器内副芯的功能性测试.

图 4 给出了 7° 逆重力时集成系统的单机测试结果, 系统初始温度为室温 300 K, 系统充装压力为 3.20 MPa. 在制冷机冷头温度开始降低后, 由于主冷凝器 (T5)、次冷凝器 (T4) 直接与两个冷头相连, 次储液器 (T1) 通过钎焊焊接到次冷凝器上, 在次冷凝器温度 T_4 降低后, 通过热传导的作用, 与次储液器相连的次蒸发器 (T2) 温度开始降低. 整个集成系统结构紧凑, CLHP 气体管路、液体管路以及次回路均较短, 因而在导热的作用下, 主蒸发器 (T6, 鞍座 T7)、主储液器及与主冷凝器相连接的管路温度也开

始降低. 从第 100 min 左右开始, 次蒸发器温度升高、主蒸发器降温出现波动, 其主要原因是次蒸发器和冷凝器等冷端部件内产生液体时, 常温工质主要通过储气室—主冷凝器—主蒸发器—次回路管线—次冷凝器补充至次蒸发器, 但是工质流速过快无法在冷凝器内完全液化, 导致部件温度波动甚至升高. 在次蒸发器温度完全稳定后, 对次蒸发器施加 0.4 W 功率 (Q_{sc}), 主蒸发器降温速率大大加快, 说明在次载荷作用下, 冷凝器内的过冷液体沿正向回路流入主储液器和主蒸发器, 并最终使主蒸发器温度降低至超临界温度以下, 完成超临界启动过程. 但同时可以发现, 次蒸发器温度缓慢升高, 接近临界温度, 其主要原因是主蒸发器降温对次蒸发器一侧冷头的热冲击较大, 为次蒸发器提供的冷量不足, 为保证 CLHP 稳定运行, 暂时关闭次载荷.

待部件所有温度运行平稳后, 为次蒸发器载荷施加 0.4 W 功率, 不断增大主蒸发器载荷 (Q_{pe}) 为 0.5 W, 0.8 W, 1.0 W, 主蒸发器温度仅升高 2 K, 并最终稳定在 36.2 K; 减小次蒸发器热载荷为 0 W, 系统正常运行 15 min 后, 增大主载荷为 1.3 W, 可以发现 CLHP 仍能够运行 15 min, 并最终烧干失效, 具体表现为主

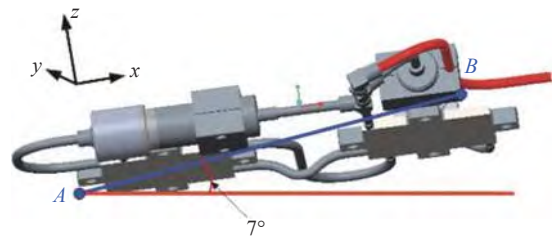


图 3 逆重力姿态工况

Fig. 3 Anti-gravity attitude condition

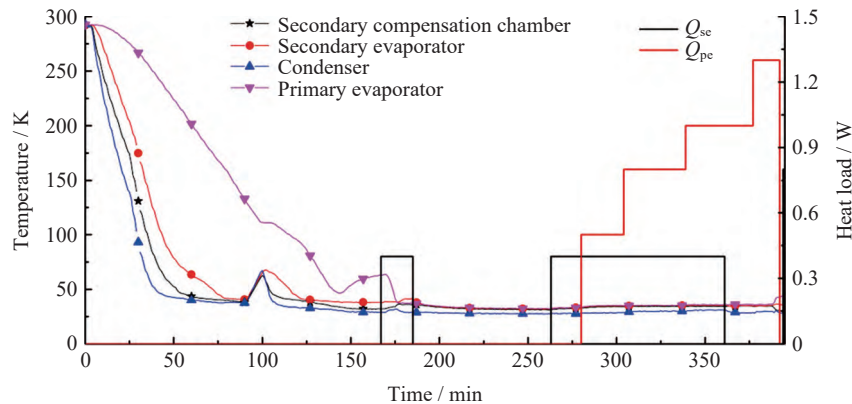


图 4 7° 逆重力姿态下的 CLHP 传热性能

Fig. 4 CLHP thermal performance under anti-gravity of 7°

蒸发器温度升高, 冷凝器温度降低, 系统达到传热极限. He 等^[9]根据其仿真计算结果, 将 CLHP 水平和逆重力布置的运行工况总结为毛细力驱动模式, 本文逆重力试验也证明了重力效应对传热极限的影响.

通过单机逆重力姿态下的实验测试, 验证了深低温集成系统的超临界启动和稳态传热能力, 同时也验证了主/次蒸发器中副芯的作用.

4.1.2 水平姿态下的传热性能

如图 5 所示, 通过调整工装的角度, 设置集成系统的测试姿态, 研究了水平姿态下的传热性能, 整套系统水平向下放置, 即制冷机的冷头垂直向下, 以保证在重力作用下制冷机具有较高的制冷效率; 同时 CLHP 内的液体工质也可在重力的作用下, 顺畅地从冷凝器流向蒸发器, 保证主蒸发器毛细芯持续浸润的状态. 从图 5 中可知 CLHP 可以自动完成超临界启动过程, 即主蒸发器温度可以自动降低至 44 K 以下. 在稳态运行过程中, 不断增大主蒸发器热载荷至 1.0 W, 主蒸发器温度基本保持平稳, 在继续增大为 1.3 W 后, 系统最终达到传热极限.

对比分析逆重力和水平姿态下的稳态工作温度, 可以看出水平姿态下 CLHP 运行温度更低且更加稳定, 但是其最大传热能力均处于 1.0 ~ 1.3 W 内. 表 2

对比了不同安装姿态下相同功率时的工作温度, 逆重力姿态下温度比水平时升高, 在小功率运行时表现明显.

4.2 集成系统地面整星级测试

图 6 给出了集成系统安装到卫星舱板后随整星进行的热真空性能试验曲线. 集成系统在随整星经历整星力学试验后, 开展地面整星热真空测试, 处于水平向下姿态. 与单机测试的另一个主要区别是, 卫星舱板通过热真空实验舱的液氮环境辐射降温, 并维持在 -7.75°C ; 集成系统制冷机热端产生的废热通过 8 根槽道热管排散至卫星舱板.

从图 6 中可以发现, 在单独施加次蒸发器 0.4 W 热载荷时, 次冷凝器和次蒸发器出现温度升高现象; 保持次蒸发器 0.4 W 辅助载荷, 施加主蒸发器 0.5 W 热载荷, 系统无法维持稳定, 次蒸发器最终运行失效, 在关闭辅助载荷后, 由于次蒸发器与制冷机机械连接, 可以实现快速降温. 在随后的性能测试中, 仅施加主蒸发器热载荷, 不断增大载荷为 0.8 W, 1.0 W, 1.3 W, 系统可以在 0.8 W 和 1.0 W 热载荷的作用下稳定运行, 而且主蒸发器的工作温度较为平稳, 几乎没有波动现象. 因此可知, 在经历了单机和整星力学环境以及冷热交变后的深低温集成系统, 其传热性能出现恶化, 无法施加次蒸发器热载荷.

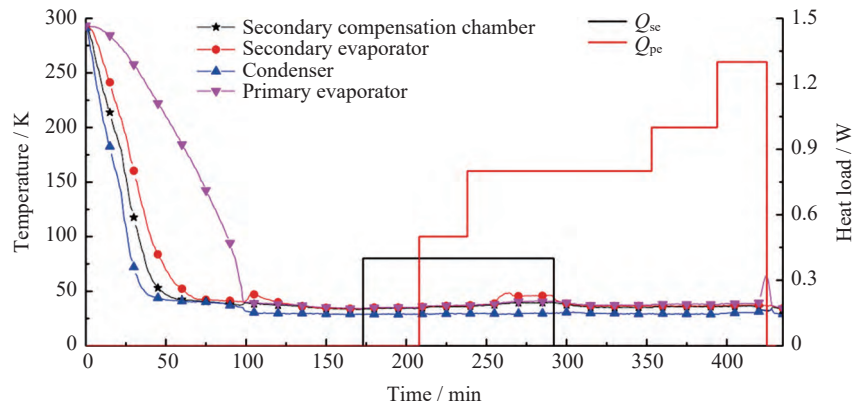


图 5 水平姿态下的 CLHP 传热性能

Fig. 5 CLHP thermal performance under horizon attitude

表 2 不同姿态下的稳态运行温度对比

Table 2 Comparison of steady-state operating temperature under different conditions

主载荷/次载荷	逆重力工作温度 T_6/K	水平工作温度 T_6/K
0.5 W/0.4 W	35.0	33.3
0.8 W/0.4 W	35.1	33.9
1.0 W/0 W	36.1	35.5

4.3 集成系统空间飞行测试

图7为空间深低温集成系统在轨飞行测试的传热性能曲线,同时开启三台制冷机,分别使CLHP和隔热冷屏降温,可以发现主蒸发器温度在260 min左右时自动降低至临界温度以下,同时次蒸发器温度出现小幅升高现象.其主要原因是,主蒸发器内气体工质冷凝,压力突降,储气室内的高温气体会快速通过冷凝器向主蒸发器补充,而次蒸发器和次储液器通过钎焊的方式连接在冷凝器上,高温工质将次蒸发器加热导致其温度升高.

在后续的稳态性能测试中,可施加次蒸发器热载荷验证其功能,但次蒸发器温度无法维持稳定;施加主蒸发器热载荷0.5 W,系统能够稳定运行,但次蒸发器先稳定运行,后缓慢升高至40 K左右.

通过分析冷凝器与冷头之间的温差可知,温差由地面环境下的1.8 K增大为空间环境下的6.8 K,这也验证了文献[10]中关于次蒸发器容易烧干的理论分析;但是导致其界面温差增大的因素不唯一,可能原因有:(1)冷凝器材质为不锈钢,冷头材质为铜,经历多次30~300 K冷热交变,异种材料连接界面换热效果变差;(2)空间微重力环境下,冷凝器内的冷凝换热效果变差,导致流固界面温差增大及冷凝器内液体含量不足,依据设计状态下的充装压力,此时系统的饱和压力较高,工作温度接近临界温度,系统极易烧干失效.通过分析大量地面和飞行数据发现,温差升高近3倍,这里推测原因(1)占主导作用,但低温工质微重力冷凝换热系数的影响仍是未来需要关注的重点.

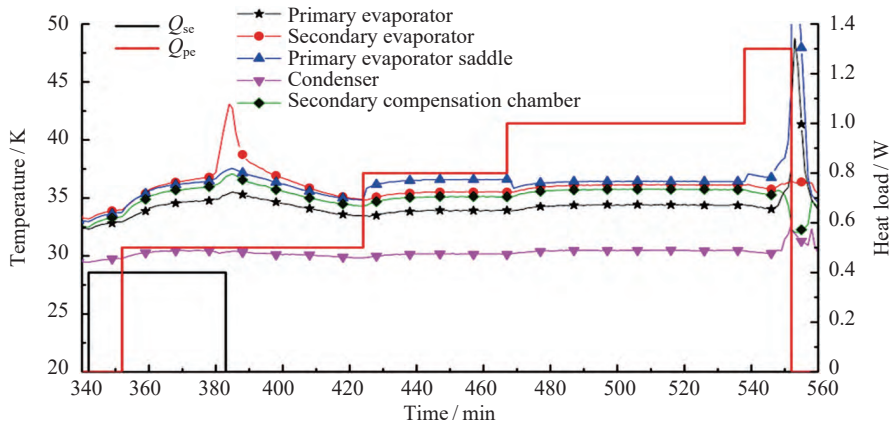


图6 集成系统整星级性能测试曲线

Fig. 6 Thermal performance of integrated system under satellite condition

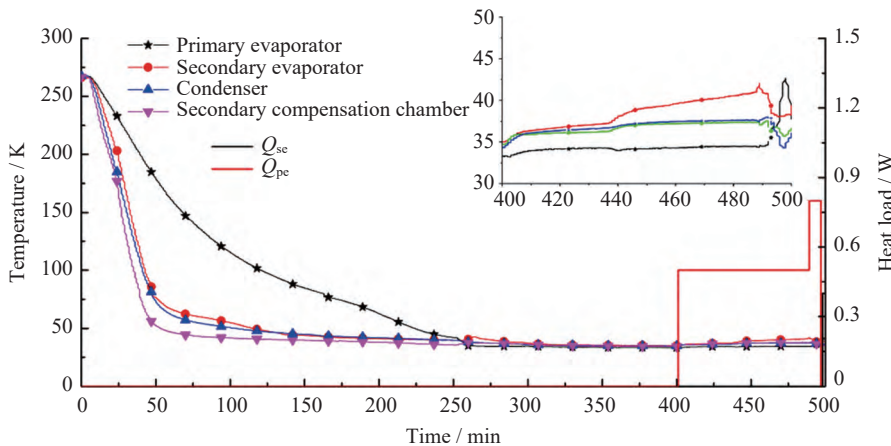


图7 集成系统空间飞行性能测试曲线

Fig. 7 Space flight performance test curve of integrated system

5 结论

针对一套 35 K 深低温获取与传热集成系统在设计 and 试验过程中面临的技术挑战, 构建了相应的解决方法, 开展了单机级、整星级和空间飞行测试, 主要研究结论如下。

(1) 基于试验结果可知, 集成系统可成功实现超临界启动过程, 稳态条件下的传热能力不小于 1.0 W, 热性能满足预期。

(2) 试验结果验证了设计的正确性, 即寄生漏热抑制措施有效, 双冷凝器结构布局合理, 环路热管具备在逆重力条件下启动和稳定运行的能力。

(3) 研究还发现了空间微重力环境下的传热性能差异, 通过分析实验数据, 认为其主要是由冷凝器与冷头之间的界面热阻增大所致。

参考文献

- [1] JACO C, NGUYEN T, TWARD E. High capacity two-stage coaxial pulse tube cooler[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2008, **985**(1): 530-537
- [2] TANCHON J, TROLLIER T, TRIQUENEAUX S, *et al.* 20-50 K and 40-80 K pulse tube coolers: two candidates for a low temperature cooling chain[J]. *Cryogenics*, 2010, **50**(1): 55-60
- [3] WILSON K B, FRALICK C C, GEDEON D R, *et al.* Sunpower's CPT60 pulse tube cryocooler[M]//MILLER S D, ROSS JR R G. *Cryocoolers 14*. Boulder: International Cryocooler Conference, Inc, 2007: 123-132
- [4] GUO Yuandong, LIN Guiping, BAI Lizhan, *et al.* Experimental study on the supercritical startup of cryogenic loop heat pipes with redundancy design[J]. *Energy Conversion and Management*, 2016, **118**: 353-363
- [5] PEREIRA H, HAUG F, SILVA P, *et al.* Cryogenic loop heat pipes for the cooling of small particle detectors at CERN[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2010, **1218**(1): 1039-1046

- [6] HOANG T T, O'CONNELL T A, KU J, *et al.* Performance demonstration of hydrogen advanced loop heat pipe for 20-30K cryocooling of far infrared sensors[C]//Proceedings of SPIE 5904, *Cryogenic Optical Systems and Instruments XI*. San Diego, USA: SPIE, 2005: 590410
- [7] BUGBY D, MARLAND B, STOUFFER C, *et al.* Across-gimbal and miniaturized cryogenic loop heat pipes[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2003, **654**(1): 218-226
- [8] GUO Yuandong. Theoretical and Experimental Investigation of Cryogenic Loop Heat Pipe Technology Operating in 15~40K[D]. Beijing: Beihang University, 2019 (郭元东 15~40K 温区深冷环路热管技术的理论与实验研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2019)
- [9] HE Falong, DU Wangfang, ZHAO Jianfu, *et al.* Numerical simulation on the effects of component layout orientation on the performance of a neon-charged cryogenic loop heat pipe[J]. *Microgravity Science and Technology*, 2020, **32**(2): 179-188
- [10] GUO Yuandong, LIN Guiping, HE Jiang, *et al.* Experimental analysis of operation failure for a neon cryogenic loop heat pipe[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, **138**: 96-108

作者简介



郭元东 男, 1992年6月出生于河北省邢台市。现为北京航空航天大学航空科学与工程学院副教授, 硕士生导师, 主要研究方向为航天器热控、热管、流动沸腾传热、微通道换热技术理论与实验研究。
E-mail: guoyd@buaa.edu.cn



张红星 (通信作者) 男, 1980年5月出生于湖北省荆州市。现为北京空间飞行器总体设计部研究员, 博士生导师, 主要研究方向为空间两相传热、深低温热传输、极高热流散热及智能仿生热控技术等。
E-mail: redstarbenben@163.com