交会对接载人组合体热管理技术研究

韩海鹰*, 满广龙, 曹剑峰, 孟繁孔

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: seahawk76@sina.com

收稿日期: 2013-11-30; 接受日期: 2013-12-21

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 组合体热管理是优化交会对接载人组合体热控设计, 实现长期载人热环境控制的重要手段. 在对目标飞行器和载人飞船组合体热特性分析的基础上, 提出了以舱段间通风为技术手段的交会对接载人组合体热管理方案, 并结合热平衡试验数据, 建立了组合体热管理系统分析模型. 仿真结果、地面热平衡试验数据和在轨飞行数据表明, 组合体密封舱内空气流速分布满足要求, 温度在 19~26°C 可调, 空气相对湿度在 30%~70% 范围内, 验证了交会对接载人组合体热管理设计的正确性. 最后对空间站等复杂组合体热管理设计提出了建议.

关键词

交会对接
载人组合体
热管理技术
目标飞行器
载人飞船
舱段间通风

1 引言

载人航天器热管理是指在保证设备和结构温度、密封舱空气温湿度度的基础上, 从系统的角度出发, 通过合理组织和调配各部分热量, 实现热量合理有效的收集、传输、利用和排散, 从而达到系统优化的目的.

载人组合体则是指两个或两个以上载人航天器通过对接口/停泊口实现硬连接, 形成密封舱连通的整体. 形成组合体有交会对接及在轨组装两种方式. 采用交会对接方式的航天器一般单独发射入轨, 在轨与其他航天器交会对接形成组合体, 存在自主飞行阶段, 需要自主控制能力. 采用在轨组装方式的航天器则一般由航天飞机携带入轨, 在轨组装形成组合体, 无需配备独立运行的热控、推进、轨控等分系统.

根据飞行阶段的划分, 采用交会对接方式形成组合体的航天器热管理可划分为两个层次: 舱段级热管理和组合体热管理. 舱段级热管理主要从舱段

自身热负荷特点出发, 通过热管理一体化设计等措施实现温湿度协调统一控制, 利用统一的热量收集、传递、利用和排散的手段实现舱段级热量的一体化管理. 组合体热管理则是在舱段级热管理基础上, 通过舱段间通风和舱间回路耦合或两者中的一个实现舱段间热量的调配、转移、利用和排散, 实现整个组合体热量的统一管理和优化利用. 对于采用在轨组装方式形成组合体的航天器, 则一般只有组合体级热管理. 对于我国载人航天事业而言, 舱段级热管理技术已比较成熟, 而组合体热管理技术是一个全新的领域. 考虑到我国后续载人航天器一般是单独发射, 在轨交会对接形成组合体, 因此开展交会对接组合体热管理技术的研究, 对于我国后续载人空间站的顺利发展, 具有非常重要的意义.

国外组合体热管理技术研究从 20 世纪 70 年代起步, 在“和平号”空间站及“国际空间站”建造过程中逐步发展并得到成功应用. 组合体热管理技术的研究

引用格式: 韩海鹰, 满广龙, 曹剑峰, 等. 交会对接载人组合体热管理技术研究. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 142-149

Han H Y, Man G L, Cao J F, et al. Research on the thermal management technology for docking manned spacecraft combination (in Chinese). Sci China Tech Sci (Chin Ver), 2014, 44: 142-149, doi: 10.1360/092014-6

主要围绕舱段间通风及回路耦合两方面展开. 文献[1, 2]系统分析确定了“国际空间站”各相邻密封舱间通风系统接口关系. Son 等人^[3]基于有限容积法, 对“国际空间站”组合体状态下舱段间通风进行了数值模拟, 以验证舱段间通风系统设计的合理性. Jody 采用 SINDA/FLUINT 软件对 USL 与节点舱 1(Node 1)组合体结构的通风及空气的温湿度进行了仿真分析^[4]. 研究结果表明, “国际空间站”舱段间通风设计主要为满足舱段间空气温湿度和污染物浓度调节, 风量一般设计为 $3\sim 4\text{ m}^3/\text{min}$ ^[5].

“国际空间站”是由 15 个密封舱对接形成的复杂组合体结构, 是迄今最大的载人组合体. 组合体热管理的必要性在“国际空间站”上得到了充分体现. “国际空间站”热管理系统可以划分为两大部分: 以美国实验舱(USL)为中心的部分和俄罗斯部分. 以美国实验舱为中心的组合物部分主要通过轨组装形成, 通过舱段间通风和公共流体回路两个基本手段实现了以 USL 为中心的一体化组合体热管理系统^[6]. 其中舱段间通风主要实现密封舱间空气温湿度和污染物等载人环境条件的统一控制调节, 公共流体回路则主要实现各舱段热量统一收集、传递和排散, 避免各舱均配置独立外回路系统带来的系统重量增加. 通过一体化组合体热管理设计, 使“国际空间站”总重量得到减少, 而且使热管理系统性能、稳定性和可靠性得到了提高. 俄罗斯舱段组合体部分由各舱段交互对接而成, 各舱段均拥有独立的流体回路系统和通风系统. 俄罗斯舱段组合体热管理设计继承“和平号”空间站, 相对简单, 形成组合体后各舱回路仍保持独立运行, 仅靠舱段间通风实现组合体的热管理, 由服务舱统一完成俄罗斯舱部分及对接后飞船密封舱空气温湿度的控制^[7].

总结“和平号”和“国际空间站”组合体热管理技术的经验: 1) 公用外回路只适应于在轨组装组合体; 2) 舱段间通风传输热量的能力有限, 主要用于组合体密封舱内空气温湿度及成份的统一控制; 3) 如果舱段间需要传输更多的热量, 则需要考虑舱间回路耦合, 但需权衡舱间回路耦合带来的资源及复杂程度代价.

国内目前针对组合体热管理技术研究主要停留在理论层面, 并主要围绕舱段间通风展开, 对组合体热管理的核心问题——组合体状态下空气温湿度的控制没有开展工作, 同时也没有开展组合体状态能

量管理的研究工作.

目标飞行器是我国第一颗能够开展交会对接任务并能实现航天员短期驻留的载人航天器, 与载人运输飞船空间交会对接后形成密封舱连通的组合体. 根据任务规划, 组合体热管理的主要目的保证组合体密封舱空气温湿度和成份满足要求.

本文以目标飞行器和载人飞船为例, 描述了组合体热管理方案的确定、设计和验证过程, 探讨了载人组合体热管理的设计方案和工程实践, 对采用舱段间通风实现组合体密封舱空气温湿度控制这一组合体热管理核心问题进行了研究, 开展了组合体期间的能流分析, 研究成果可以作为后续空间站组合体热管理设计的依据.

2 交会对接载人组合体热特性分析

目标飞行器与载人飞船均存在自主飞行状态, 因此两者的舱段级热管理系统均需具备独立工作能力, 保证各自自主飞行时的温度水平. 在组合体期间, 由目标飞行器负责组合体的热管理, 保证组合体密封舱空气温湿度满足要求.

2.1 目标飞行器状态描述

目标飞行器分为实验舱和资源舱, 如图 1 所示, 实验舱由前锥段、柱段和后锥段组成, 其中, 前锥段和柱段为密封舱. 密封舱柱段内靠近舱壁的 4 个象限(I~IV 象限)主要结构为仪器安装板, 用于安装仪器设备, 柱段中心区域为航天员活动区. 目标飞行器热负荷包括 2 部分: 设备的发热量和航天员的发热量. 设备的发热量又分为设备工作时的功耗、电池充放电和帆板光电转换过程中产生的废热以及非电产品的化学产热. 目标飞行器飞行姿态以三轴稳定对地为主, 同时具有偏航与对日定向工作模式. 对接及组合体运行轨道为 340 km 左右的近圆轨道. 为达到热量的有序管理, 应尽量降低舱体漏热等不可控热量损失, 使尽可能多的热量通过流体回路等主动热控措施实现可控的调配、收集、传递和排散.

2.2 载人飞船状态描述

载人飞船由轨道舱、返回舱和推进舱组成, 如图 2 所示. 轨道舱和返回舱为密封舱, 推进舱为非密封舱. 轨道舱舱内 6 块铝蜂窝板用于安装仪器设备, 轨

图1 目标飞行器构型

图2 载人飞船外形图

道舱前部舱外装有对接机构和交会对接设备。返回舱主要供航天员在发射、返回阶段停留。推进舱主要装载推进、电源、测控及环热控等平台服务分系统的设备。自主飞行阶段飞船热负荷、轨道、姿态控制等与目标飞行器一致，热管理的基本原则与目标飞行器也大致相同。

2.3 交会对接组合体热特性

目标飞行器前锥段对接机构与载人飞船交会对接形成组合体，并将舱门打开后，目标飞行器实验舱和轨道舱、返回舱3舱密封舱为联通状态，航天员由载人飞船经舱门进入目标飞行器密封舱进行在轨工作和生活。组合体期间密封舱空气温度要求范围：19~26℃。相对湿度范围：30%~70%。航天员活动区风速范围：0.08~0.5 m/s。睡眠区风速范围：0.08~0.2 m/s。

目标飞行器和载人飞船组合体为一字构型，相互遮挡对航天器辐射器散热能力及帆板发电的影响不大，因此对组合体运行影响最大的是航天器工作模式的变化。组合体期间载人飞船转为停靠模式，飞船停止温湿度控制，同时密封舱热负荷相对于自主飞行阶段明显下降，而目标飞行器热负荷变化不大。

由于交会对接目标飞行器和载人飞船均具备独

立的舱段级热管理能力，因此，组合体热管理仅需适应工作模式变化达到优化能源利用的目的，且主要功能是保证密封舱内载人热环境，热调节能力需求不高。经核算，维持组合体空气温度在要求范围内，需要为飞船补充的热量不超过 500 W。因此，组合体热管理可以通过舱段间通风方式实现。

交会对接组合体热管理需要根据组合体热特性，确定舱间风量大小并提供技术途径实现热量在舱段间调配，解决密封舱热量分布不均衡的问题，优化热量利用降低能源消耗，最终将载人飞船和目标飞行器密封舱内空气温湿度环境控制在指标范围内，并保证舱壁不结露。

组合体热特性主要是在目标飞行器和载人飞船单舱热特性基础上，由舱段间热交换量决定。舱段间空气热交换量取决于目标飞行器和载人飞船密封舱空气温差和舱间通风量，如图3所示。结果显示，热交换量随舱间风量和舱间空气温差增大呈线性增加的趋势。

组合体期间要求密封舱空气温度控制在 19~26℃，意味着正常状态下两舱空气最大温差不超过 7℃。考虑到各舱段内空气温度的不均匀性(温差大于 2℃)，舱间温差不应超过 5℃，则 500 W 补热量所需的舱间通风量不应低于 6 m³/min。

为了保证组合体密封舱舱壁不结露，应保证两舱空气露点温度差低于 2℃。假设 3 名航天员全部在载人飞船，图4给出组合体期间目标飞行器与载人飞船空气温湿度变化过程。按照 3 名航天员平均产湿量为 240 g/h，飞船露点温度为 12℃ 计算，为了实现露

图3 舱间传热量与舱间风量关系

图 4 飞船与目标飞行器舱段间通风热湿交换过程

点温差不超过 2°C 的目标, 需要的通风量为 $3.3 \text{ m}^3/\text{min}$, 低于换热需要的通风量。

在满足组合体热管理换热和湿度传输的前提下, 为避免对流场扰动, 减小系统功耗与噪声, 应尽量控制舱段间通风量。此外, 组合体热管理应设计为舱段级热控的在轨易于扩展模式, 降低航天员在轨操作的复杂性。

3 组合体热管理系统的设计

这里首先给出目标飞行器和载人飞船单舱热管理系统设计, 然后在此基础上进行了组合体热管理

系统设计。

3.1 目标飞行器热管理系统设计

目标飞行器热管理系统包括主动热控系统和被动热控系统。主动热控系统包括通风系统、流体回路系统和主动电加热系统; 被动热控系统包括隔热、保温、散热等设计措施。主动热控系统基本原理如图 5 所示, 热量在热源、通风回路系统、流体回路系统和外层空间之间经历 3 级换热。第 1 级换热: 设备、人散热通过通风传递给通风系统; 第 2 级换热: 通风系统将空气中的热量通过冷凝干燥组件传递给流体回路, 同时对空气进行冷却除湿; 第 3 级换热: 流体回路将热量通过辐射器排散到外部空间。主动热控系统对载人热环境的调节措施主要有 3 个: 1) 能够实时控制低温中间换热器外回路入口工质温度, 进而通过中间换热器控制冷凝干燥器入口工质温度; 2) 调节冷凝干燥器风门开度, 控制空气传递到内回路的热量; 3) 在通风回路上设置空气电加热措施, 在低热负荷状态下向空气中补热。

主动热控系统对密封舱的热量进行有控收集、传递和排散, 在确定流体回路工质流量、温度、风量等系统参数条件下, 通过冷凝干燥器和低温中间换热器的换热特性能够分析得到空气温湿度等状态参数, 并能够通过控制措施进行调节。除此之外, 密封舱内一部分热量还通过密封舱舱体向外泄漏, 密封舱漏热特性取决于温差和被动热控措施, 是热管理系统

图 5 目标飞行器热管理系统原理图

中的不可控部分, 因此, 需通过隔热措施尽可能降低密封舱舱体漏热. 实验舱舱壁整体采取隔热措施, 舱体外壁全部包覆多层隔热材料. 实验舱舱壁内表面全部粘贴泡沫塑料. 在此基础上, 还必须准确获得舱内不同热状态下舱体漏热的数据, 因为只有这样才能确保主动热控系统设计的合理性. 通过大量的分析和试验, 最终确定了舱体漏热与舱内空气平均温度的关系, 结果表明这两个参数近似呈线性关系.

3.2 载人飞船热管理系统设计

载人飞船热管理系统与目标飞行器热管理系统类似, 其主动热控系统基本原理如图 6 所示, 热量在热源、通风回路系统、流体回路系统和外层空间之间也经历 3 级换热. 主动热控系统对载人热环境的调节措施也与目标飞行器基本相同. 舱体漏热与舱内空气平均温度也近似呈线性关系, 只是其系数不同, 这是因为载人飞船返回舱外有烧蚀材料, 没有包覆多层隔热材料, 导致其漏热相对较多.

组合体状态下, 载人飞船轨道舱和返回舱温湿度控制停止工作, 由目标飞行器完成组合体空气温湿度的控制.

3.3 组合体热管理设计

组合体热管理设计是在单舱热管理设计基础上开展的. 目标飞行器与载人飞船组合体热管理主要由目标飞行器完成, 热管理技术选择舱门通道送风/管路回风的舱间通风方式. 回风管路采用可伸缩的通风装置——热支持软管实现. 为了优化设计, 热支持软管作为仪器区通风的一部分, 不再配备专门的舱

图 6 载人飞船热管理系统原理图

段间通风风机.

自主飞行状态, 热支持软管收拢于保护筒内, 由锁紧装置锁紧, 作为目标飞行器仪器区回风管路, 从实验舱内前锥附近回风; 组合体状态, 由航天员将热支持软管拉伸至返回舱底部固定, 目标飞行器仪器区风机经热支持软管对飞船返回舱抽风, 抽回的空气经目标飞行器仪器区风机增压后, 通过冷凝干燥组件除湿降温, 之后经过配风管送向需要散热的各仪器设备, 空气被加热后进入人活动区. 目标飞行器人活动区空气经对接舱门自然流入到轨道舱和返回舱内, 通过舱段间空气循环流动实现组合体热量调配.

4 组合体热管理系统设计验证

4.1 速度分布验证

为了保证航天员正常生活, 航天员活动区风速要求范围为 0.08~0.5 m/s. 目标飞行器流场与自主飞行状态基本相同, 已经经过地面试验验证, 这里只对组合体状态下载人飞船密封舱流速分布进行仿真, 结果见图 7, 结果显示飞船人活动区主要区域流速在要求范围内, 满足要求.

4.2 地面热平衡试验

受到地面试验条件和试验验证方法的限制, 开展类似空间站和空间实验室等大型、多舱段的载人组合体的全尺寸真空环境热试验很难, 甚至是不可能完成的任务.

考虑到组合体内各密封舱之间的热交换界面比较清晰, 文献[8]通过研究, 提出通过准确模拟舱段间热交换边界, 可以由舱段级热试验验证组合体热管理设计的正确性, 并给出了不同类型舱段间通风

图 7 组合体状态载人飞船密封舱流速分布

边界的模拟方法. 根据该研究成果, 在目标飞行器地面热平衡试验中, 通过设置模拟舱模拟与载人飞船的通风热交换, 开展了组合体状态 1~3 名航天员产热和产湿工况下目标飞行器空气温湿度度的测试. 地面热试验数据表明, 通过合理调节外回路控温点及冷干风门开度, 可以实现密封舱内空气温度在 19~26℃ 全范围的准确控制, 期间空气相对湿度范围为 36%~61%, 验证了组合体热管理热设计的正确性.

在载人飞船地面热平衡试验中, 通过设置热支持模拟风机模拟目标飞行器对载人飞船的热支持, 开展了低温停靠和正常停靠工况, 不同热支持量下载人飞船空气温度的测试, 获得了密封舱空气温度随热支持量的变化曲线, 为组合体状态下载人飞船飞行模式的设计奠定了基础.

4.3 温度热网络分析验证

因为不能进行完全的组合体热平衡试验, 为确定组合体热管理工作模式, 在目标飞行器和载人飞船地面真空热平衡试验基础上, 结合热平衡试验结果建立了组合体热管理系统的分析模型, 用于进一步验证组合体热管理设计的正确性, 同时指导交会对接组合体在轨工作模式的确定和调整. 组合体热管理系统分析模型见图 8.

图 8 中, T_Y 为仪器区回风平均温度, 在有人组合体期间, 热支持软管拉至飞船返回舱, 也即载人飞船密封舱温度; T_2, T_3 分别为冷凝干燥器空气进出口空气温度; T_4 为仪器区通风回路向人区的送风温度; T_M 为目标飞行器密封舱平均温度; T_6 为人区风机出口空气温度; T_7 为人区通风回路向人区的送风温度; Q_{YF}

为仪器区风机功耗; Q_{RF} 为人区风机功耗; Q_{RD} 为目标飞行器空气电加热; Q_{RS} 为人区设备总热耗; Q_{RR} 为人体产热与净化热; Q_{RSY} 为飞船密封舱内热耗; Q_L 目标飞行器实验舱舱壁漏热; Q_{YL} 为载人飞船密封舱漏热; Q_{YS} 为仪器区通风回路收集的设备总热耗; Q_C 为冷干吸热量.

在给定密封舱热负荷条件下, 根据组合体热管理系统设计参数, 建立了热平衡方程, 即可确定不同控制模式下对应的各节点温度, 为在轨工作模式确定提供依据. 表 1 为组合体 1~3 名航天员不同状态下热网络分析结果.

从表 1 可以看出, 通过冷凝干燥器风门开度、外回路控温点等控制措施, 可在给定热特性条件下, 将组合体内空气温度控制在 19~26℃ 并且可调节, 验证了组合体热管理设计的正确性. 热管理分析模型基于热平衡试验结果建立, 在组合体热特性发生变化时, 能够根据分析模型快速确定目标控温值所对应的组合体热管理工作模式.

4.4 在轨飞行验证

经过与 SZ-8 无人飞船、SZ-9, SZ-10 两艘有人飞船的成功对接及在轨运行, 目标飞行器与载人飞船交会对接组合体热管理设计得到了在轨验证.

在轨数据表明, 组合体飞行期间目标飞行器空气温度在 22.3~24.8℃, 相对湿度 41.6%~46%, 载人飞船密封舱空气温度 20.1~25.6℃, 相对湿度 42.2%~44.6%, 均在要求范围内, 验证了载人组合体热管理设计的正确性.

5 对空间站载人组合体热管理设计的建议

通过交会对接目标飞行器与载人飞船组合体热

表 1 组合体热管理系统分析结果

名称	代号	组合体 1 人	组合体 2 人	组合体 3 人
冷干风门开度 (%)	ψ	10	20	50
外回路控温点温度 (°C)	T_0	8.0	8.0	8.0
仪器区设备总热耗 (W)	Q_{YS}	733.8	733.8	733.8
人体产热与净化热 (W)	Q_{RR}	160.0	320.0	480.0
人区设备总热耗 (W)	Q_{RS}	168.5	168.5	168.5
飞船舱内热耗 (W)	Q_{RSY}	470.0	470.0	470.0
飞船密封舱空气温度 (°C)	$\bar{T}_Y$	19.1	20.6	21.7
实验舱气温 (°C)	$\bar{T}_M$	22.3	24.2	25.6

图 8 组合体热管理系统分析模型

管理设计与工程实践, 对空间站等复杂载人组合体热管理设计提出如下建议。

1) 组合体热管理的技术手段. 交会对接组合体热管理采用舱间通风的技术手段实现了舱段间热量的调配, 在目标飞行器和载人飞船组合体热特性条件下, 满足了组合体热管理需求. 然而, 通过分析和试验验证, 虽然舱段间通风的方式能够实现舱段间空气温湿度均匀性调节, 但受舱段间空气温差、通风风量及空气热容特性限制, 舱段间通风方式的热调节能力十分有限, 一般不超过 500 W. 因此, 对于空间站, 大部分舱段间热调节能力需求达到千瓦量级, 不宜采用舱段间通风方式实现, 在技术代价可行的前提下, 应采用热传递能力更强的流体回路等措施实现。

2) 密封舱漏热控制. 热管理核心思想是实现热量的可控收集、传递和排散, 应尽可能降低密封舱漏热等不可控热量的散失, 增加组合体热管理设计的可控性. 此外, 在密封舱热负荷较小的条件下, 密封舱不可控漏热量增加会导致密封舱空气温度偏低. 因此, 应尽量采取措施降低密封舱漏热, 使热量尽可能通过主动热控系统进行排散. 一方面, 要加强被动热控措施设计, 除舱体采取被动热控包覆外, 应对舱外存在直接裸露的结构部件采取热控包覆和与舱体进行隔热的措施. 另一方面, 减少密封舱内冷板的使用, 避免密封舱漏热过多时导致的热量不足问题. 密封舱内应尽可能通过通风的方式进行热量收集, 避免冷板带走热量过多的问题, 将设备热量补充至空

气中, 采用对流通风解决密封舱高热耗设备的散热是一种可行的技术途径^[9]. 同时, 减少冷板的使用, 可节约系统重量、电加热, 热管理系统的可靠性也会得到提高。

3) 密封舱空气温湿度控制. 目前目标飞行器和载人飞船采用的冷凝干燥换热器温湿度控制方案中, 温度和湿度是耦合的, 由于排热量和除湿量的变化规律不同, 因此很难实现温度和湿度的同步控制, 目前空气温度是主要控制目标, 湿度控制被动变化. 考虑到后续空间站中材料长寿命需要对湿度精确控制, 建议发展温度和湿度能够独立控制的温湿度控制技术。

6 结论

在我国交会对接任务的研制过程中, 进行了交会对接载人组合体热管理设计与工程实践. 通过在目标飞行器和载人飞船舱段级热管理系统基础上进行扩展, 提出了以舱段间通风为技术手段的载人组合体热管理方案, 确定了舱门送风/管路回风的通风方式. 地面热平衡试验、仿真和在轨飞行数据表明如下结论。

1) 人活动区流速分布在 0.08~0.5 m/s, 组合体密封舱空气温度在 19~26℃ 可调, 相对湿度在 30%~70% 范围内, 验证了交会对接组合体热管理设计的正确性。

2) 在热平衡试验的基础上建立的组合体热管理系统分析模型能够指导组合体热管理工作模式的确定。

参考文献

- 1 Reuter J L, Reysa R P. International space station environmental control and life support system design overview update. SAE, 972333: 627-637
- 2 Philistine C L. International space station environmental control and life support system interface definition. In: 1996 International Conference on Environmental Systems. Monterey, California, 1996
- 3 Son C H, Smirnov E M, Ivanov N G, et al. Integrated computational fluid dynamics ventilation model for the international space station. In: 2005 International Conference on Environmental Systems. Rome, Italy, 2005
- 4 Augustme J. Space station integrated temperature and humidity control analysis using SINDA/FLUINT. In: 1996 International Conference on Environmental Systems. Monterey, California, 1996
- 5 Williams, D.E. International space station temperature and humidity control subsystem verification for Node 1. In: 2007 International Conference on Environmental Systems. Chicago, Illinois, 2007
- 6 Tongue S, Taddey E, Dellinger B. ISS active thermal control system(ATCS) heat exchangers and cold plates. In: 1997 International Conference on Environmental Systems. Lake Tahoe, Nevada, 1997
- 7 Altov V V, Zaletaev S V, Belyavskiy E P. Thermal analysis of ISS service module active TCS. In: 2000 International Conference on Environmental Systems. Toulouse, France, 2000

- 8 韩海鹰. 航天器组合体热试验方法研究. 中国空间技术研究院, 2008
- 9 孟繁孔, 岳贤德, 曹剑峰, 等. 电子设备射流送风冷却特性试验研究. 航天器工程, 2011, 20: 131–135

Research on the thermal management technology for docking manned spacecraft combination

HAN HaiYing, MAN GuangLong, CAO JianFeng & MENG FanKong

Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

Thermal management technology is the important means to optimize the design of thermal control system and maintain the manned thermal environment within the docking spacecraft combination. Through the thermal characteristic analysis of combination between target spacecraft and manned spacecraft, the thermal management design and simulated model basing on inter cabin ventilation were proposed. Results of simulation and thermal balance tests and orbital data show that velocity distribution satisfied the need and the air temperature and humidity were in target area. Base on simulation and tests, the thermal management design of manned combination was proved. The paper concluded the thermal management technology for space station.

docking, manned spacecraft combination, thermal management technology, target spacecraft, manned spacecraft, inter-cabin ventilation

doi: 10.1360/092014-6