

载人运输飞船热控系统优化设计研究

黄家荣 范含林

(北京空间飞行器总体设计部)

摘 要 在充分继承载人飞船成功研制经验的基础上,结合我国载人运输飞船新任务的要求,热控分系统开展了方案设计优化和验证工作,主要包括:密封舱空气温度控制改进,分系统配置优化和减重设计,分系统在轨自主管理与智能化控温设计,以及停靠阶段热控分系统方案设计优化等。

关键词 载人运输飞船 热控 方案 优化设计

分类号 V444.3 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2009) 04-0007-04

1 前言

在载人飞船研制过程中,随着各艘船飞行任务的变化,载人飞船热设计在实践中也不断得到完善和发展,形成了自己的特色。飞行数据显示,整船及所有仪器设备温度均控制在要求范围内,特别是我国航天飞行器第一次采用的液体冷却回路技术未发生任何故障,它对整船的有效热管理起到了关键作用,它也是我国航天器热控制技术的一次突破^[1]。

随着我国载人航天计划的发展,载人运输飞船将增加交会对接功能、停靠功能、运输功能,并取消留轨功能,最终形成稳定配置的标准飞船。为适应这些任务的变化,我国载人运输飞船热设计也需不断适应要求,进行更系统和更深入的研究。开展载人运输飞船热控方案设计优化工作的主要目的是:在充分继承飞船热控系统成功经验和借鉴“联盟”号飞船热控系统设计技术的基础上,针对飞船在轨飞行所暴露出的设计缺陷和不足进行改进;结合载人运输飞船新任务的要求,通过对有关热环境和相关分系统的热行为进行统一的调节,完成热量收集、分配、传输、排散和有效利用;从整船甚至是组合体的角度出发,减小热设计的不合理性,降低热设计的风险,从而起到优化设计、提高系统性能和功能的作用。

2 改进密封舱空气温度控制

载人飞船有人乘坐时要求密封舱空气温度指标是 17~25℃。分析载人航天工程发射的各艘飞船尤其是三艘载人飞船的热控方案和在轨飞行数据,可以看出整船仪器设备的温度控制情况良好,仪器设备温度变化均在要求的范围内,且具有较大的余量;而密封舱空气温度(包括返回舱和轨道舱)虽然也满足指标要求,但在轨运行段处于偏下限、余量很小,航天员主观感觉也是舱温偏冷,这对航天员的舒适度造成了一定的影响。产生该问题的原因是多方面的,以下重点给出载人运输飞船热控系统改进措施。

首先,改进返回舱涂层热性能,尽可能减少其漏热。从热设计角度来看,我国神舟飞船与俄罗斯联盟飞船有较大的不同。比如为了返回安全,我国飞船外表面没有包覆多层隔热材料,采用的是喷涂 S781 涂层热控设计,导致返回舱舱体存在较大的漏热。为此载人运输飞船拟提高涂层吸辐比,本着技术状态更改尽可能小,且确保技术、工艺成熟的原则,在不改变原 S781-C 深灰漆组分的情况下,通过调节组分的含量,即增加碳黑含量至合适的比例,使涂层性能指标改变,提高太阳吸辐比(实验表明:继续增加碳黑的

来稿日期:2009-07-07

作者简介:黄家荣(1970.06-),男,硕士,高工,主要从事载人航天器热控制技术工作。

含量比例,涂层太阳吸辐比不再增加,反而开始下降)。采取这一措施后,根据分析仿真结果能将返回舱空气温度提高 1℃以上。

其次,由于要进行轨道舱的留轨利用,载人飞船轨道舱的热设计必须兼顾自主飞行低功耗和留轨高功耗两种状态,自主飞行期间尽量减少舱体的漏热,而在留轨期间则要考虑舱内仪器设备和有效载荷的散热,因而轨道舱的热设计存在着相互矛盾的要求。虽然在轨道舱散热面安装了电动百叶窗,覆盖大部分的散热面,但蓄电池的一部分散热面仍然直接暴露在外面,导致自主飞行状态下轨道舱舱体也存在较大的漏热。而载人运输飞船轨道舱取消了留轨功能,因此轨道舱外表面可以取消散热面,改为全部包覆多层隔热材料,同时内表面全部粘贴 20mm 厚泡沫塑料隔热组件,将会大幅度减少轨道舱的漏热量,提高密封舱空气的温度水平。

此外,要通过优化流体回路设计,对回路的换热量进行控制。适当减少回路的传热量,根据仪器设备的热负荷和温度要求,尽可能利用密封舱对流通风换热设计,逐步减少载人运输飞船内回路中的冷板数量;同时冷凝干燥器设计应提高除湿效率,减少干传热。

3 系统配置优化与减重设计

载人飞船热控分系统实际重量约占整船重量 5%,载人运输飞船总体要求热控分系统大幅度减重。为此,分系统从以下两方面开展工作:一是对配置进行优化,取消作用不大的配置,合并相关设备,以减少配置;二是在确保性能和功能的前提下,开展单机减重设计。

3.1 分系统配置优化

如前所述,载人运输飞船热控分系统从提高空气温度的角度出发取消了百叶窗控温系统,对轨道舱舱体进行了隔热设计,但这样的设计会不会出现舱温偏高而不可调呢?答案是否定的。这是因为:在达到热平衡后轨道舱的总发热功率(仪器设备和航天员的发热总和)有三种途径排至舱外,一是舱体外层隔热材料向空间漏热;二是冷凝干燥器吸热传给液体工质的热量;三是舱体向对接机构漏热。其中第一项和第三项是不可调节量,但冷凝干燥器散热则是可调节量,可根据舱温高低以及航天员自身主观感觉,来调节冷凝干燥器风门开度,从而通过调节

冷凝干燥器散热量以达到控制舱温的目的。正是因为提高了冷凝干燥器主动调节能力,改善了密封舱温湿度控制性能,所以载人运输飞船热控系统取消了曾大量使用的被动吸湿、吸水材料,在减重方面成绩显著。

其次,载人飞船轨道舱设置的多根纵向热管用于拉平散热面和非散热面温度,而载人运输飞船舱外全部包覆多层隔热材料,能最大限度地减少和外部空间不可控制的热交换,将外部空间外热流的影响减少到最低程度,同时舱体内部采用通风换热设计,因此舱体纵向温差很小,可以取消轨道舱热管。同时根据分析结果,取消了部分用于密封舱设备降温的数块冷板和数台热控风机。

另外,将推进舱的液路热控控制单元主机与推进舱控温仪合并,统一负责推进舱电加热器及流体回路泵、自锁阀、温控阀等的控制。这样可以减少一套 CPU 主机及其备机、电源、控制等 4 个模块。

3.2 单机减重设计

冷板和换热器更换材质。载人运输飞船流体回路冷板和换热器所用材料由不锈钢改为铝合金,材料密度大幅度降低。研究表明:从铝合金与工质的相容性,铝合金的可加工性、焊接性、耐压耐热及流动阻力特性等均不存在原则问题,而由于铝合金导热系数大大高于不锈钢,改型后的冷板和换热器不但重量大幅度减轻,而且换热效率更高。为此,开展了铝质冷板和换热器翅片成型、真空钎焊等一系列工艺攻关,最终研制的工程样机通过了规定的鉴定级力热环境试验,单机重量可减轻 40~50%。

减少多层隔热材料单元数。将推进舱多层隔热材料由 30 层减为 20 层,并相应地对散热面进行了调整。

电子设备减重。通过采用模块化设计技术、集成电路代替分立元器件等技术,各舱热控单元在测控温路。

4 在轨自主管理与智能化控温设计

载人飞船研制过程中,各舱控温仪负责仪器设备测控温以及热控风机控制,较好地完成了其预期任务。但由于原控温仪是非智能设备,它采用分立元器件开关控制模式,无法完成在轨自动调整控温值的作用,因此各路加热器只能按照预设的某一个固定值进行控制,管理不利、使用不便。因此,载人运输

飞船热控分系统提出了在轨自主管理与智能化控温的设计思路,将原各舱控温仪改进为智能化热控控制单元,由计算机进行采集、测量与控制,并能实现在停靠飞行期间将热控分系统各参数和各设备工作

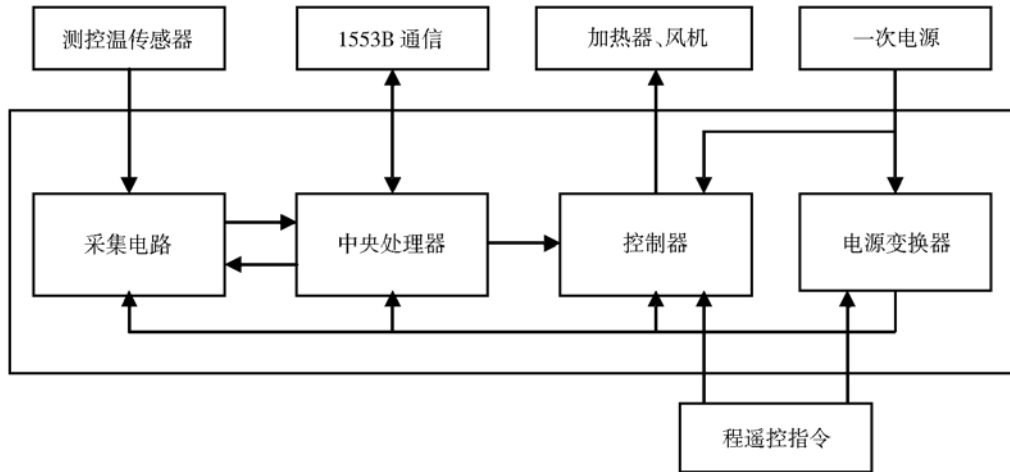


图 1 轨道舱热控控制单元原理框图

智能化自主调节热控制设计主要优点表现在以下两个方面:一是具有较高的适应性和较大的调控能力。由于载人运输飞船热设计要适应在不同环境状态(包括地面大气环境下、上升段环境、自主运行段、失压、返回环境、联合飞行等)与不同艘船工作模式(不同人数、不同有效载荷、停靠期间是否有热支持)的热特点与要求,尤其是有人停靠飞行期间热负荷急剧降低后整船和外回路均处于低温运行工况,以致热设计有相当的难度,采用智能化设计可以适应复杂的内外热负荷变化情况以及保证在轨具有“修改”热控制参数的能力。第二,要注意节省船上电能消耗。电加热具有使用灵活方便、效果明显等优点,但飞船电能是很宝贵的。因此必须节约电能消耗,妥善安排电加热程序。比如轨道舱设置了许多交会对接测量设备,诸如激光雷达、CCD 相机、交会对接标识灯等,这些设备只在交会对接及分离时使用,其它时间段均处于储存状态,此时可通过设置较低的加热回路温控点维持设备储存温度以节省能量,而在交会对接前提高控温点,使得加热回路接通频率提高,从而保证设备工作温度在允许范围内。再比如还可根据在轨飞行的临时需要通过数据注入来改变相应回路控温点,以便关掉或常开个别加热回路,使整船能源得到最合理的利用,使仪器设备温度控制在最佳值,减少热控设计的风险。

类似地,推进舱热控控制单元也具备在轨改变

状态改由数管总线传到目标飞行器后下行。图 1 给出了轨道舱智能化热控控制单元原理框图,设备由采集模块、中央处理模块、控制模块和电源模块等组成,中央处理电路采用双机冷备份,提高可靠性。

流体回路控温点功能,此项功能得以实现核心在于流体回路温度控制算法。推进舱热控控制单元通过控制温控阀的开度来调节辐射器出口混合温度的高低,由于辐射器的温度在一个很大的范围内剧烈变化,变温率甚至可达到 $1^{\circ}\text{C}/\text{min}$,因此如何在整个变化过程中将目标温度控制在不同的设定值是个很大的难点。为此采用模糊控制算法设计,根据试验和仿真结果表明典型的双输入、单输出模型能满足调控要求,流体回路控温点控制在设定值 $\pm 1.8^{\circ}\text{C}$ 范围内。

此外,必要时还可直接注入温控阀角度值,使温控阀不转动而是工作在固定的角度,使流体回路主路、旁路流量按固定比例混合。

5 停靠阶段方案优化设计

载人运输飞船在停靠飞行期间,船内大部分仪器设备不工作,航天员进入目标飞行器工作,他们的代谢热量转移到目标飞行器内,这也减小了飞船舱内的热负载。因此,整船基本上处于封存状态,温度偏低。另外,停靠期间重点还需关注局部超低温问题,尤其是安装在推进舱外的流体回路辐射器直接暴露在外部空间,加之为了飞船保温需要辐射器排散的热量越小越好,因而辐射器温度非常低^[2],如果低于工质冰点,就可能导致辐射器管道内工质冻结,从而使流体回路失效。针对这些难点,为保证飞船在

停靠时所有设备温度及空气温度均控制在要求的范围内和防止辐射器工质冻结,热控分系统进行了详细的方案设计和试验验证。

首先,为了解决停靠飞行期间舱温偏低问题,考虑与俄罗斯“联盟”号飞船一样^[3],在飞船对接后从目标飞行器通风系统引入热量。如前所述,由于载人运输飞船返回舱热设计特点,其漏热较大,因而需要的热支持也是较大的。为此在目标飞行器实验舱内设置了专门的热支持系统,主要由热支持风机、抽风软管、气温调节装置等组成。根据预计的两航天器空气温差,按最大热支持量可以计算出所需空气流量即热支持风机风量。

其次,在飞船停靠飞行期间,为了避免辐射器内工质冻结,俄罗斯“联盟”号飞船设计方案是设置一个辐射器低温自循环系统^[4],它能够在停靠期间使外回路自循环而不通过辐射器排散热量,如图 2 所示。其工作模式是:在停靠期间电磁阀 F1、F2 关闭,电磁阀 F3 打开,启动低温泵,形成辐射器内工质的自循环;而原来的外回路,工质经温控阀后,全部旁路,形成不经过辐射器的另一个循环系统。这样,一方面能避免辐射器向外排散舱内热量,另一方面又可防止辐射器内工质冻结,因为辐射器内工质自循环后能拉平光照区与阴影区的温度。

上述方案也有明显的缺点:首先需要研制低温泵、低温电磁阀、低温补偿器、低温过滤器等一套低温自动器和低温传感器,方案比较复杂;其次给分系统重量带来较大的增加。根据我国载人运输飞船的设计要求和目前的设计输入条件,总的设计原则是在满足任务需求的情况下,充分继承载人飞船流体回路的成功之处,尽量减小回路的复杂性,减少设备

配置;根据需要,在已有的基础上,进行适应性的修改。为此,经过深化论证,决定载人运输飞船流体回路不上低温自循环系统。这是因为:不同于“联盟”号飞船停靠飞行阶段辐射器零热负荷的条件,载人运输飞船在停靠阶段还有一部分热负荷需要由辐射器排散。根据试验结果,在停靠飞行期间即使无热支持,流体回路热负荷主要有:内回路冷凝干燥器和冷板吸收热量、外回路冷板吸收热量、以及外回路舱壁加热管路吸收热量等。这些热负荷最终由辐射器散走,试验测得此时辐射器内工质最低温度离全氟三乙胺工质冰点还有较大的余量,因此可以认为载人运输飞船外回路辐射器工质不会出现冻结情况。

总结起来,载人运输飞船停靠期间,流体回路主要工作模式如下:流体回路内、外回路泵仍然正常运行,防止内回路返回舱外分离密封板管路工质及外回路辐射器工质冻结;轨道舱、返回舱冷凝干燥组件风机正常运转,以维持舱内一定的流场,但风门全关,尽量减小流体回路吸热,以维持停靠期间密封舱舱温;通过在轨注入调整外回路辐射器和旁路工质混合出口处温度点高于露点温度,既能屏蔽飞船冷凝干燥器除湿作用,又能减小回路冷板吸热,同时还能够保证推进舱镉镍电池的温度控制在要求的范围内。

6 结束语

对于载人航天器热控分系统研制而言,方案设计起着至关重要的作用。只有方案设计合理,在后续工程实现上才不致出现大的反复。在确保可靠性、安全性的前提下,根据历次飞船在轨飞行所暴露出的设计缺陷和不足,结合载人运输飞船新任务和新要求,本文对运输飞船热控分系统的技术方案进行了优化设计,达到了简化配置、减轻重量、节省资源、增强适应能力、提高热控性能的设计目的。

参 考 文 献

- [1] 黄家荣,范含林,徐济万. 神舟载人飞船热控系统设计及在轨性能评估[J]. 航天器工程, 2004(1): 82-88.
- [2] 刘庆志,刘炳清,钟奇. 与流体回路耦合的空间辐射器流动/传热分析[J]. 航天器工程, 2007(3): 65-68.
- [3] 孙永成. 联盟号飞船参考手册[M]. 北京: 航天工业总公司七一零所, 1997.
- [4] 徐济万. 俄罗斯飞船热控系统[J]. 航天器工程, 1994(2): 39-46.

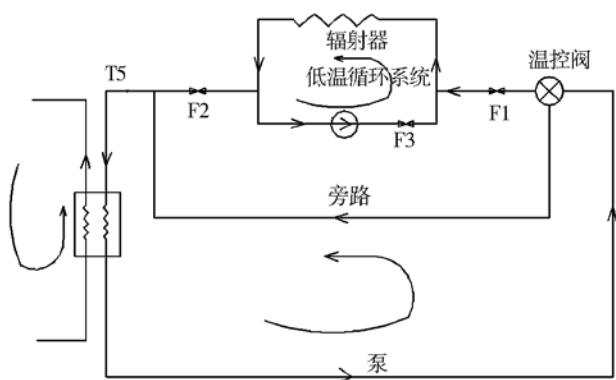


图 2 “联盟”号飞船热控外回路原理示意(停靠工作状态)

(下转第 39 页)