

载人航天器热控制技术问题探讨

范含林 黄家荣

(北京空间飞行器总体设计部)

摘要 载人航天器所采用的热控制技术与一般卫星的有较大不同,尤其是主动流体回路热控,以及载人飞行必需的密封舱环境保障,使得载人航天器热控制技术的重点发生了变化,因此有针对性地进行研究和探讨,提出可行的解决方案是十分必要的。

关键词 载人航天器 热控制 技术

分类号 V416.4 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2010) 02-0040-05

1 前言

对于载人航天器而言,其热控制技术不仅要保证热控制分系统能达到总体所要求的性能和功能,即保证其结构部件、仪器设备在空间环境下处于一个合适的温度范围,能够正常工作,还必须保证航天员所处的密封舱满足一定的温度、湿度条件,以及舱内气体流动速度。载人航天器热控分系统普遍采用以流体回路为核心的主动热控制技术,实现热量的收集、输运和排散,对于内部和外部热负荷的变化,通过各种调节的方式,控制回路之间的换热量和辐射器向外部空间的散热量,进而控制不同的舱段在要求的温度水平上^{[1][2]}。国际上开展载人航天活动已经将近半个世纪,我国也已经进行了三次载人飞行,取得了巨大的成功,其热控制技术主要采用主动流体回路,在轨飞行工作正常^[3]。随着空间实验室和空间站的研制,在主动热控制技术方面面临着新的技术挑战,需要开展一系列的研究工作,长期载人航天器和短期载人航天器,以及一般的卫星相比,其设计理念和关注的重点也不尽相同。然而,无论采用什么样的设计和技术,在满足其功能和性能的前提下,所占用的资源消耗,如重量、功率、体积,乃至研制的风险和费用均是需要综合考虑的因素^[4]。

2 密封舱环境控制的重点

作为环境控制的重要参数,密封舱内空气的温度、湿度和流动速度需要加以控制,其中温度是最重要的参数,解决了温度问题,即通过各种主动和被动热控措施,保证密封舱内的气体温度水平和均匀性,则湿度问题基本上也可以解决。温度控制和湿度控制有一定的耦合关系,如果不加以控制,湿度一般呈增长的趋势,而温度则不然,根据热设计的情况,并随着内外热负荷的变化,可能会在一个范围内变化,若控制不好,也可能出现单调上升或下降的趋势,并在某一个要求之外的温度上达到平衡。目前载人航天器采用的湿度控制方法基本上是通过冷凝换热器降温除湿来实现的,湿度的降低必然伴随着热量的迁移和温度的降低。因此,要较好地控制湿度,必须首先要控制好温度,如果温度控制出现问题,比如说,空气温度较低,那么此时的湿度控制也难以进行,因此可能会出现低温高湿的情况,不利于整体的温度和湿度控制。而湿度控制在整体热控制问题解决的情况下,主要需要解决单机能力的问题,即在长时间运行的情况下,冷凝换热器的除湿能力,以及其材料的性能退化等。以国际空间站日本“希望”号实验舱为例,其舱温控制在 18.3℃~26.7℃之间,舱内配置有两个冷凝干燥器,采用高效板式翅式换热器设计,

来稿日期:2010-03-08;修回日期:2010-04-18。

作者简介:范含林(1961.10-),男,硕士,研究员,主要从事航天器热控制技术和总体技术研究。

每台设备最低冷却换热量不小于 2250W, 足以满足温湿度控制的需要。

3 密封舱内空气温度的控制

3.1 密封舱能量平衡和维持空气温度的必要条件

从上述分析可以看出, 为了协调进行密封舱内温度和湿度控制, 密封舱应该达到一个基本的能量平衡, 即在要求的舱内空气温度的情况下, 内部的热负荷应该大于或等于密封舱的漏热、湿度控制所带走的热量、设备冷板所带走的热量之和。

当密封舱在某一空气温度下处于热平衡状态时, 其整体的能量平衡关系如下式所示:

$$Q_1 - Q_2 - Q_3 - Q_4 = 0 \quad (1)$$

式中: Q_1 为密封舱内部航天员和设备等产生的热负荷总和;

Q_2 为密封舱向空间的净漏热量;

Q_3 为通过冷凝换热器带走的热量;

Q_4 为通过冷板带走的热量。

在载人航天初期, 由于主要需要验证飞行器的相关技术, 如载人飞行技术、出舱技术、交会对接技术等, 安装在密封舱内有效载荷数量有限, 为了保证达到舱内空气温度的要求, 舱内热负荷应至少满足上述要求。而在舱内热负荷较小的情况下, 尽量减少密封舱的漏热, 是维持密封舱温度的最有效措旆, 由于密封舱内的空气温度和湿度调节主要依靠冷凝换热器进行, 应使密封舱内产生的热量尽量通过冷凝换热器进行排散, 这样不仅可以较好地解决温度和湿度水平的控制问题, 而且整个系统(包括冷凝换热器)可以有一个较大的控制范围。

3.2 减少密封舱的漏热

目前在密封舱的热设计中, 一般均在舱外采用多层隔热材料(MLI), 具有良好的隔热性能, 但由于多层隔热材料的安装固定, 以及搭接等因素的影响, 其漏热量仍然不可忽略, 不可能做到完全意义上的“绝热”, 尤其在表面积较大的情况下, 其整体的漏热量还是相当可观的, 况且由于一些特殊的要求限制了多层隔热材料的使用, 其漏热量更加难以控制。除此之外, 一些安装在舱外设备的漏热也是不容忽视的, 如各种舱外测量装置、敏感器、天线、发动机等。从单个设备的热设计角度出发, 由于整个舱体的热

容量较大, 和舱体良好的热接触会有利于设备的热控制, 但如果从控制密封舱漏热的角度出发, 这些设备和舱体的隔热安装会更好。因此应仔细分析密封舱的热负荷和漏热情况, 确保维持舱内气体温度的必要条件。

3.3 冷板使用的原则

冷板是一种高效传热部件, 尤其对于功率密度较高、温度要求范围较严格的电子设备的散热, 相对于气体对流换热具有显著的优势。从密封舱内的热量分布情况来看, 除了舱体的漏热之外, 其余的热量一般均需要通过内部回路传递到外部散热回路, 最终通过辐射器排散出去, 采用气体对流排散仪器设备的热量, 其热量传递路线是由仪器到舱内气体, 再通过冷凝换热器, 最终由流体回路带走, 而采用冷板, 则可以直接将其热量传递给流体回路, 因此从传热的效率来看, 采用冷板显然是更合理的, 但其使用的原则首先是其带走的热量不会影响舱内空气温度的维持, 即在舱内热负荷已经较小的情况下, 尽量不使用; 其次对于一些采用气体对流换热难以进行热控制的设备, 可以采用冷板的方式。

随着载人航天器整体功率的增加, 以及高功率电子设备的普遍应用, 在密封舱内增加冷板的应用是可以预见的。国际空间站标准机柜内电子设备就大量采用了冷板进行温度控制, 很好地兼顾了密封舱气体温度与设备温度两方面的要求。

4 可靠性安全性设计

4.1 系统备份的考虑

毋庸置疑, 载人航天器的可靠性和安全性设计是非常重要的, 必须按照载人航天器的设计原则, 即一次故障保证航天器正常工作, 二次故障保证航天员安全, 对于一些关键设备进行备份设计, 以保证所要求的可靠性和安全性指标要求。而对于长期载人航天器, 还需要考虑一些关键设备的在轨维修和更换。典型例子如国际空间站俄罗斯“曙光”号多功能舱, 其外回路设置 3 个泵组件, 每个泵组件又包括 2 个泵, 其中一个泵工作, 一个泵备份。假如主泵发生故障, 软件自动切换到备份泵; 假如主备泵均失效, 切换到回路中的另一泵组件, 损坏的泵组件则可以整体在轨替换。但是, 从根本上来说, 在保证功能和性能的基础上, 简化系统配置, 提高软件和硬件产品

的可靠性,是提高系统可靠性最有效的方法。

在备份设计方面,要在进行系统故障模式影响分析(FMEA)的基础上,确定关键环节,并综合考虑故障的可能发生概率、影响程度、备份环节的转换、对航天器的资源消耗等,进行备份设计,不能什么都考虑备份,尤其是对航天器总体有重大影响的部件,如流体回路管路系统、换热器、辐射器等部件,在目前国内载人航天器系统设计的现实情况下,如果都需要考虑备份显然是不可能的,因此重点还是要加强产品生产过程的质量控制,确保其可靠工作。

4.2 在轨运行的可靠性

在载人航天器的设计中,很多关键部位进行了冗余和备份设计,对于长期在轨飞行,其总体、分系统和部件的可靠性变化有其自身的规律,因此在轨运行期间,需要根据可靠性的设计情况,进行必要的在轨可靠性管理和分析工作。

首先是备份设备的在轨健康检查,需要根据在轨运行的时间和飞行程序,对备份设备进行必要的健康性检查,了解设备的状态情况。第二要考虑备份设备的在轨使用策略,主要有任务接替型和交替工作型两种使用方式,对于一般的电子设备,主要采用任务接替型,即一直使用主份设备,在其失效后备份设备接替工作,而对于工作时间对其可靠性和寿命影响较大的设备,主要是有运动部件的设备,如回路循环泵,采用交替工作型可能更好。第三是主份设备失效后的可靠性评估和对后续任务的影响分析,尤其在轨运行的后期,按照一般的规律,可靠性将出现下降的趋势,出现一次故障的概率将会增加,因此一次故障下的在轨可靠性评估需要事先考虑,尤其对于一些关键设备,如回路循环泵,需要分析在有一台出现故障的情况下,对于后续飞行任务的影响。

4.3 空间碎片防护设计

对于长期载人航天器,必须考虑空间碎片的防护问题。空间碎片对载人航天器的安全性存在现实的威胁,轻则影响热辐射器的正常热量排散功能,重则造成航天员密封舱的失压。对空间碎片防护的认识,应该从两个方面来考虑,对于一些是无法防护的碎片,需要通过碰撞概率分析,采用空间监测和预报的方式,通过航天器规避来实现防护;另一方面对于尺寸较小,碰撞概率较高的碎片,根据碰撞时的弹道极限方程分析,和必要的地面试验研究,在设计上采

用必要的防护措施。目前有关的研究表明,对于大于 10cm 的碎片,主要采用监测和规避的方式;对于 1cm~10cm 的碎片,进行概率评估;而对小于 1cm 的碎片,其碰撞概率较大,需要进行必要的防护设计,如辐射器和舱外的多层隔热材料,目前的重点是热辐射器管路的防护和外部多层隔热材料的改进。

对于一旦出现空间碎片造成的损伤,尤其是辐射器管路的损坏,将对热控分系统的正常工作造成重大影响,因此首先要在设计上采取必要的措施,从诸如辐射器形式、管路的安装方式、管壁的厚度等方面考虑。整体的备份显然不是最佳的解决方案,这主要是因为在上述整体规避和防护设计的基础上,出现管路被击穿的现象显然是极小概率事件,而且辐射器或者管路的备份将会带来整体重量上的极大付出,即便如此,由于辐射器的失效模式不仅仅是管路被击穿,也有可能管路变形,导致管路堵塞或内部工质的流动不畅,而如何判断是由于碎片撞击所引起的故障,并采取相应的措施也会带来在工程实施上的一系列问题,局部备份也不可能解决所有的问题,得不偿失。另外对于舱外大量使用的多层隔热材料,需要研究其在长期轨道运行环境下,对于空间碎片的防护能力,提出防护方案,并对隔热性能的变化情况进行研究。国外航天器已有在多层隔热组件中设置 Nextel、Kevlar 等增强性材料用于碎片防护的应用实例,且取得了较好效果,可以使 MLI 的弹道极限(ballistic limit)提高 60%。

5 工质的选择

通过工质在流体回路中的循环,实现热量的收集、输运和排散,因此,工质是一种热载体,工质性能的好坏对所有部件及整个回路系统都将产生重要的影响。

作为流体回路中的工质,除了安全性考虑外,一般应具备以下的性能:

- (1)高比热——可以减小系统流量,以降低泵功率,并减小管路尺寸;
- (2)高导热系数——可以提高对流换热系数,改善换热部件的性能;
- (3)低粘度——减小系统流动阻力,降低泵功率;
- (4)低比重——减少整个回路的重量;
- (5)低蒸汽压——在要求的温度范围内,降低管

路中的工作压力;

(6)相容性好——能够适用于多种材料,可长期使用。

目前国际上采用的航天员生活舱热控回路的工质,基本上是水、水/乙二醇两种,对于长期载人航天器,由于舱内一些设备的维修和更换,舱内气体有可能渗透进入流体回路,而氧气进入流体回路会导致工质中微生物的生长,引起管路关键部件上的微生物堵塞,因此在以水为工质的回路中,应考虑在工质中加入必要的添加剂,控制工质中微生物的生长。 CO_2 的渗透也需要予以关注,它将导致工质 pH 值的降低,加大对金属材料的腐蚀,产生的颗粒同样会导致循环泵和过滤器等的阻塞^[5]。

对于外部回路,尤其是辐射器回路中的工质,由于内、外热负荷的变化较大,且直接向空间散热,同时其使用量较大,对整个热控分系统的重量会有较大的影响,更加需要关注工作温度范围和其比重。国际空间站俄罗斯“星辰”号服务舱和“曙光”号多功能舱外回路的工作温度范围为 $-70^\circ\text{C}\sim 50^\circ\text{C}$,工质是有机硅油 PMS-1.5(Organic Silicon),其部分物性参数如下:比热 $1860\text{J}/\text{Kg}\cdot\text{K}$,导热系数 $0.13\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$,密度 $850\text{Kg}/\text{m}^3$,粘性 $0.16\times 10^{-5}\text{m}^2/\text{s}$ 。

6 系统优化设计和验证方法

热控制系统设计和载人航天器的飞行轨道、构型、布局等总体设计,以及结构、能源、环境控制和生命保障等分系统设计均有密切的关系,并相互影响。系统优化设计的目的是在满足功能和性能要求的情况下,占用航天器的资源最少,同时还需要考虑研制的周期和经费。对于热控分系统来说,流体回路的方案、设备配置、控温点的设置、设备参数指标的分配需要综合考虑,尤其是辐射器的设计,涉及到系统热量的排散、内部温度水平的控制,在系统设计中可以考虑和其它散热装置联合使用,如蒸发器和升华器,在辐射器不能正常工作的情况下,作为系统的热沉,而在峰值热负荷的情况下,作为补充散热,不仅可以减少辐射器的面积,而且在辐射器出现故障的情况下,起到一定程度的备份作用,延长故障应急的时间。

载人航天目前已经向多舱段在轨组装、长期载人航天飞行、以及未来月球基地建设等方向发展。多

舱段组合体的系统设计需要全面分析,并考虑到不同的建设阶段。长期载人航天必须要考虑采用全再生保系统,这其中的电解制氧、动态水气分离、 CO_2 净化、尿液收集和处理等技术等涉及到大量的传热和传质问题。能源的转换形式将会多样化,对热设计会带来更多的影响。这些问题均需要在航天器总体的高度,提出完整的热管理方法加以解决^[6]。

对于设计验证方法,除了传统的地面模拟试验以外,需要探索新的设计验证方法^{[7][8]}。首先要通过分析,尤其是试验的必要性和可行性分析,一些理论和分析较为成熟的设计,可以简化乃至取消试验,而由于地面环境、试验设备等方面的限制,一些设计则无法在地面进行试验,这也正是航天高风险的体现之一,必须有充分的认识。另外,关于试验不确定性的问题,由于环境、状态、技术水平等多方面的因素,即使完成了试验,但试验的有效性和结果的评价也需要进行深入的研究。而如何在设计上考虑到这些问题,并加以弥补,以达到工程的目的,是系统设计所不能回避的问题。

7 新技术的研发、在轨验证和应用

长期载人航天器的发展对热控制技术提出了新的要求,主要包括有以下一些技术,如和未来的有效载荷机柜组合成一体结构冷板,长寿命高可靠性的先进多孔介质冷凝换热器,具有高传热能力、低功耗的两相主动热控流体回路,热泵技术,低比重、高性能辐射器和其它热量排散技术等。

载人航天器由于其特有的需求,其热控制技术有其自身的特点,而不同阶段的发展对技术的需求也不完全相同,因此需要有一个较长远的技术发展规划,根据任务需求,开展必要的新技术在轨验证,解决一些技术在地面无法进行有效的试验验证问题,如两相回路的启动、运行等。同时利用航天员参与的优势,对于一些通用的航天器热控制技术开展在轨试验,拓展载人航天器的应用范围^[9]。

长期载人航天器必须要考虑一些设备的在轨更换,尤其是流体回路上的设备,从设计理念上必须考虑这些设备与流体回路之间的快速和有效的连接和分离,同时易于航天员的在轨操作,诸如快速液路断接器、气体捕获装置等^[10],为后续的发展奠定基础。

8 结束语

针对载人航天器的特点,其热控制技术需要适应总体的任务要求,根据任务的不同,采用与之相适应的技术,同时需要围绕保证舱内环境这一重点,在系统优化设计和验证、工质的选择、可靠性和安全性设计、关键部件研制等方面开展工作,确保达到总体的技术要求。◇

参 考 文 献

- [1] 侯增祺,胡金刚.“航天器热控制技术”中国科学技术出版社,2007年
- [2] 闵桂荣,郭舜.“航天器热控制”(第二版).科学出版社,1998年
- [3] 范含林.“神舟飞船热设计及飞行温度数据分析”.航天器工程,2003年第1期
- [4] 范含林.“载人航天器热管理技术发展综述”.航天器工程,2007

- 第1期
- [5] David T.Westheimer and George C.Tuan.“Active Thermal Control System Considerations for the Next Generation of Human Rated Space Vehicles”.AIAA 2005-342
- [6] 徐小平等.“大型航天器热管理系统集成分析”.中国空间科学技术,2004年第4期
- [7] 范含林,黄家荣.“载人航天器地面热试验方法研究概述”.载人航天,2009年第3期
- [8] 范含林,文耀普.“航天器热平衡试验技术评述”.航天器环境工程,2007年第2期
- [9] Theodore D.Swanson and Gajanana C.Birur.“NASA Thermal Control Technologies for Robotic Spacecraft”.Paper for the 12th IHPC-April 4,2002 Version
- [10] Jan Persson.“Columbus Active Thermal Control Equipment Development”.35th International Conference on Environmental Systems,2005

Study on Thermal Control Technologies for Manned Spacecrafts

FAN Hanlin HUANG Jiarong

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering)

Abstract: There are many differences in the thermal control technologies taken by manned spacecraft and those taken by normal satellites, especially the active fluid loop thermal control technology and the pressured cabin environment support required by manned spaceflight, causing the focus changed on the thermal control technologies for manned spacecraft. In this paper, a study on these technologies is carried through, and a primary scheme is presented.

Key words: Manned Spacecraft; Thermal Control; Technology

《载人航天》期刊编辑委员会会议召开

2010年5月17日上午,《载人航天》编委会会议在京召开。会议由中国载人航天工程总设计师、《载人航天》编委会副主任兼期刊主编周建平主持,工程副总师宿双宁、工程办公室副主任王兆耀、办公室科技计划局局长郑敏和中国工程院院士戚发轫、龙乐豪等期刊领导同志,以及中国科学院院士余梦伦等编委会成员共30人出席会议。

会议听取了《载人航天》编辑部关于2009年期刊公开发行人以来编办工作的情况汇报,研究了期刊编办下一步有关工作。会议认为,《载人航天》公开发行一年多来,通过各方面的努力,期刊的影响力及质量获得了较大的提升,期刊编办出现了新局面。同时,会议还重点研究了当前期刊编办工作中存在的主要问题及解决措施。会议要求,期刊应建立执行编委分工负责机制,充分发挥期刊通讯员的联系纽带作用,积极邀请工程内外相关领域的知名专家学者撰稿,鼓励有关高等院校师生踊跃投稿,不断提高《载人航天》期刊在学术期刊界的认知度和影响力。