

空间站热管理

过增元 梁新刚 张信荣

(清华大学工程力学系, 北京 100084. E-mail: demgzy@tsinghua.edu.cn)

摘要 热管理是空间站热控制的更高层次, 它从系统整体和集成的角度研究空间站的能量转换、输送排散和利用等过程以及各子系统之间内在的联系, 提出提高空间站能源利用效率的热管理技术和布局方案. 运用热力学原理提高整个空间站能量利用效率、减少废热排散的热管理技术、相关的专项技术研究、集成式热管理系统、空间站热管理运行机制的动态分析和热管理模拟仿真平台等. 开展空间站热管理研究不仅仅是发展大型空间站的需要, 也是提高我国空间站研究和设计水平的需要.

关键词 空间站 热管理 热控技术 环控生保系统

航天领域是现代重要高科技之一, 它在科学研究和工程应用两方面都有十分重要的地位. 载人空间站有航天员参与, 除了能完成无人航天器所能进行的工作以外, 更能凭借人类所独有的感觉、观察、判断以及对意外情况处理的能力, 执行更为复杂的任务. 尤其是载人空间站有很大的容积和面积, 可以装载各种用途的有效载荷, 还可以在空间回收和维修失效卫星、组装大型空间结构、进行科学实验和从事空间生产等. 特别需要强调的是空间站因可以作为空间武器的实验平台, 所以受到各国的高度重视. 除了美、俄已成功发射的几代空间实验室和空间站之外, 大型国际空间站计划亦正在执行之中. 目前, 已有 3 名航天员进驻其中, 成为国际空间站的第一批“常驻居民”. 我国在载人航天方面也进行了科研攻关, 去年成功地发射了不载人的“神舟号”宇宙飞船, 并顺利返回. 预计我国将在不久的将来进行载人宇宙飞船的飞行, 步入少数拥有载人航天技术国家的行列.

航天器已由卫星、飞船、航天飞机发展到国际空间站, 规模越来越大, 执行的任务越来越多, 消耗的能量也越来越多, 消耗的功率从几十瓦发展到上百千瓦. 由于空间站的发射、管理和支持费用极其昂贵, 质量过大也带来运行上的问题, 如姿态调整困难等, 因此降低能耗、减轻质量和增加有效空间意义十分巨大. 美、俄及欧洲纷纷研制先进的热控技术和由此发展的热管理技术, 目的就在于此. 从这一角度来说, 热管理的提出是空间站技术发展中的重要一步.

热控和热管理技术的发展大体有两个阶段, 第 1 阶段是热控制(thermal control), 目的仅仅是控制舱内的温度、湿度和风速, 为航天员和仪器设备创造合适的环境条件. 第 2 阶段是热管理(thermal management),

除了控制舱内的温度和湿度以外, 还要利用有限的电力资源和一切可利用的能量, 使能量消耗和排散废热达到最小的程度. 热管理是热控制的扩展, 要对所要求的环境及各子系统组件的热行为进行监测、管理和优化利用, 将全站各部分能量作统一调配与综合利用, 这是热管理系统的重要特点. 大型空间站一般由很多舱段组成, 各舱段的功能及有效载荷各不相同, 因此各部分的功耗和对加热或冷却的需求也不尽相同. 以前的单舱热控制系统难以适应大型空间站的要求, 不能有效地利用有限的电力资源和排散废热. 空间站的环控生保系统也由最初的非再生式逐步过渡到再生式, 甚至发展到受控生态系统. 由此引发了空间站中热和能量管理的一系列问题, 热管理系统的概念正是在这种背景下应运而生的^[1].

虽然热管理技术是针对多舱段的大型空间站提出的, 但我们认为同样可以用于单舱空间站及空间站与飞船对接复合体. 对舱内热控系统、环控生保系统、电源系统以及有效载荷中的各个能耗设备、废热排散进行综合优化研究, 对于降低单舱空间站质量、提高能量的综合利用率、增加空间站的有效空间、提高空间站整体性能、降低成本以及提高可靠性等方面具有十分重要的价值^[2~4].

国际上对空间站热管理方面的研究从 20 世纪 70 年代就已经开始, 提出的技术方案也很多, 如热泵技术及公共热传输回路等. 热管理概念的提出, 不仅是技术上的进步, 更是管理、设计思想上的突破. 这在两个大型空间站“和平”号和“国际空间站”上清楚地反映了出来. 这两个空间站都有多个舱段, “和平”号的各个舱段都是相对独立的, 每个舱段都有独立的能源系统和热控系统. 这样虽然简化了设计, 增加

了可扩展性,但当舱段增多时,却出现了舱间太阳能电池板相互遮挡、个别舱能量供应不足等问题.而“国际空间站”的设计则完全从系统和整体上考虑.最先发射的功能货舱“FGB”有能源系统、热控系统以及导航、推进、通讯等系统,随后发射的舱如结点舱则不带太阳能电池和辐射散热器,由“FGB”供给能源以及排散废热.待全站的大型太阳能电池和辐射散热器建好后,主要由它们供给全站的能源和排散废热,但仍由“FGB”统一管理.环控生保系统中也不是每个舱都有完备的功能,生命保障舱“LSM”提供了大部分环控生保的功能,如废水处理、二氧化碳吸附及制氧等,且各舱之间的水路和气路都是连通的.热管理概念的引入,不仅使空间站的总质量得到了减小,也使系统的性能、稳定性和可靠性得到了提高^[5].另外,McDonnell 航空公司还将热管理的概念应用于航空领域并取得了成功.该公司研制战斗机中能量回收及转化系统(ERACS),该系统使整个系统的质量和体积减小,能量消耗降低^[6].

我们在热控技术的研究方面,主要开展了热控涂层、多层隔热材料等被动热控技术的研究工作,而应用于载人航天器的流体循环回路主动热控技术以及其他新型热控技术的研究工作基本上还是起步阶段.在热管理研究方面与国外的差距更大,热设计方法不够先进,经验缺乏.因此发展先进热控技术、引入热管理的概念和热管理技术不仅对飞船和空间站而且对大功率卫星的热分析和热设计都有重要意义.

1 热管理研究的技术内容

热管理的研究虽然是基于满足空间站长时间、大功率、高热负荷、多舱段、大容积等发展特点的要求,但对单舱段、中小功率空间站和大功率卫星的轻量化仍具有重要意义.热管理的内容包括对空间站的构件、仪器设备及舱内环境热参数的控制和调节、热的收集和传输、热的排散以及热能的分配和综合利用等.需要研究的空间站热管理技术应有以下 5 个层次的内容.

1.1 运用热力学原理提高空间站能量利用效率

空间站中能量有电能、热能、机械能和化学能等多种形式,由热力学第二定律可知,这些能量具有不同的品位,电能和机械能的品位最高,高温热能的品位高于低温热能.衡量空间站中能量循环和转换过程中能量品位下降程度的标准就是可用能损失.利

用热力学原理对空间站各个子系统、部件和整体进行分析,研究各种能量利用的合理性,提出能量利用优化方案,确定与发展从整个空间站中回收废热能的技术路线和方案,使空间站的功耗或质量有明显降低.

热力学原理在空间站热管理的应用可以分为几个方面.首先从热力学的角度识别系统或部件中能量转换过程中的不完善之处,即可用能损失大的薄弱环节,再针对性地提出技术方案减少系统中的熵产,即降低过程的可用能损失.其次,研究空间站运行热参数对熵产的影响,确定经济运行方案.第 3,研究用热单元布局及其参数对系统的换热性能影响,改进系统回路布局.最后,根据热力学原理,结合空间站的热管理需要,提出和发展提高能量品质并加以利用的技术研究方案.

这种热力学优化方法能够改善整个系统性能,提高空间站能量综合利用率,降低空间站质量以及增加有效载荷和可靠性.例如,Agazzani 和 Massardo^[7]对空间站太阳能供电系统进行了详细的热力学分析,主要针对 SDCC (solar dynamic combined cycle)和 SDBC (solar dynamic bynary cycle)两系统,并进行优化工作,使整个供电系统总效率最高且其表面积最小.

下面给出热组件优化布局的例子来进一步说明这种优化方法.图 1 为简化的环控生保系统中流动和换热网络简图.图 2 为环控生保系统中 3 种热组件布局情况下系统质量与管径的关系曲线(无量纲数 m 和 d 分别为该工况下的系统质量、管径与所有可能工况中系统的最大质量、最大管径的比值).布局 1 为空间辐射散热器出口的冷媒顺序流经换热器 1, 换热器

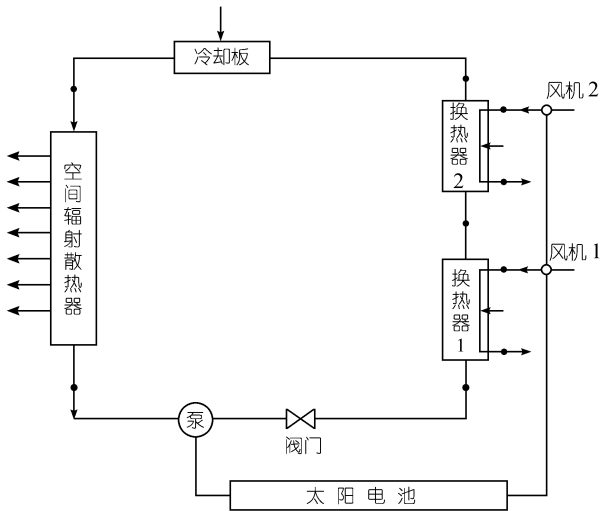


图 1 环控生保系统热网络简图

2 和冷却板. 布局 2 中冷媒顺序流经换热器 2, 换热器 1 和冷却板. 布局 3 为冷媒顺序流经冷却板、换热器 2 和换热器 1(换热器 1 的换热量小于换热器 2 的换热量, 回路中用一个冷却板来等效实际所用的数个冷却板, 故其热负荷较大). 理论分析和数值计算结果表明^[8], 布局 1 的温差场最均匀, 布局 2 次之, 布局 3 最差. 从热力学第二定律的观点来看, 温差场均匀的工作对应于熵产小、可用能损失小的工况, 因此布局 1 的熵产最小, 其热力学完善程度最高, 布局 2 次之, 布局 3 熵产最大, 热力学完善程度最差. 因此就系统质量而言, 可以推断布局 3 的质量最大, 布局 2 其次, 布局 1 最小. 图 2 给出了 3 种布局下的系统质量, 其结果证实了这一点.

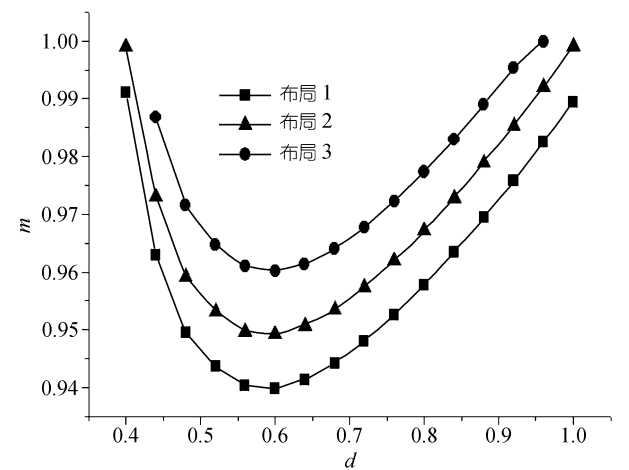


图 2 组件布局对系统质量的影响

1.2 减少废热排放的热管理技术

空间站中功耗最终都是以废热的形式排散的, 因此如果能以一定的方式对这些热量加以利用和管理, 则将对空间站轻量化有重要意义. 目前的环控/热控系统设计中还没有对能源进行充分利用, 废热排放量大. 初步研究结果表明^[6,9,10], 完善地管理并合理利用热能可以改善整个空间站系统的性能. 减少废热排放不仅能够充分利用能源, 而且减少了辐射散热器的负担. 可以从几个方面研究减少废热排放, 一是对低品质热能进行直接利用. 如图 3 所示的 3 种生活舱空气去湿回路示意图, 如果空气流量按 600 m³ 计算, 舱内空气温度升高 5℃. 在第 1 种不采用回热器方案中, 需要用电 2 kW 才能将空气温度升高到 20℃. 采用回热器后(第 2 方案), 用电量降为 1 kW. 在第 3 种方案中, 采用了多股流换热器, 将仪器舱的出口气体用于加热生活舱的进风, 可以使电加

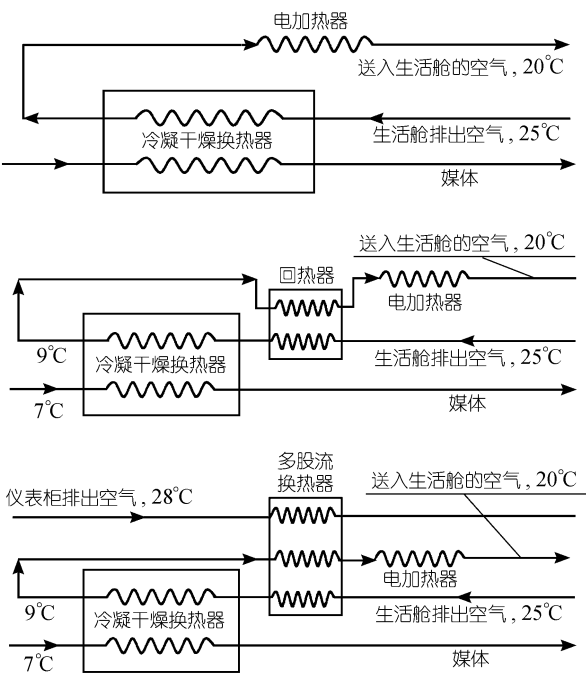


图 3 生活舱空气处理回路

热量降低至 0.5 kW. NASA Goddard 空间飞行中心研究利用电子器件产生的废热满足空间平台中远紫外光探测器(FUSE)的热需求^[9]. 电子器件产生的总废热量约 177.4 W, 使用热管将废热运输至冷板, 冷板再将废热辐射至其中石墨环氧树脂结构, 维持了此结构上的均匀温度, 并保持该结构所需的恒定温度. 该热管理技术可使对石墨环氧树脂结构和反射镜头的加热功率降低到最小, 同时使探测器光学性能优化, 保持了其热稳定性. 在太阳角为 45~105℃范围内其总加热需求功率分别为: 45℃, 58.5 W; 90℃, 46 W; 105℃, 30.4 W. McDonnell 航空公司成功地研制过航空中废能量回收及转化系统(ERACS), 该系统利用原本需要排散的低温度热能驱动环境控制系统与冷却系统, 使整个系统的质量和体积尽可能地小, 同时降低了能量消耗, 起飞质量降低约 30%; 并且电耗减小, 电力系统质量的减小量约占起飞质量的 4%^[6]. 该公司设计有两种利用废热能的形式, 一种仅利用废热能驱动冷却系统, 另一种利用废热驱动冷却系统和环境控制系统. 表 1 比较了该公司两种利用废热能形式的情况.

第 2 是采用热泵提高废热温度, 从而提高辐射散热器排放效率. 在空间站热控系统中, 辐射器质量约占整个系统质量的 50%以上, 同时辐射器是以热耦

表 1 废热利用对系统质量的影响

	质量变化/kg	
	废热驱动冷却系统	废热驱动环控系统 与冷却系统
电力系统	0	-64
引擎结构	-196	-205
传热回路	+89	+96
环控系统	+25	+53
运行系统	-82	-120
起飞质量	-305	-449

射方式向外排散热量，且其排热量与其温度的四次方成正比。故提高辐射器的工作温度可显著降低辐射器的面积和质量。利用热泵可以提高流体排热温度，从而大大减小辐射散热器的质量^[11,12]。同时热泵热管理技术可降低内部流体回路的温度水平，从而减小站内热传输流体回路以及通风回路中管路和各组件质量，减小冷媒流量，降低系统电功耗。更重要的是废热温度提高后，它就变成了空间站内一种可以利用的资源，利用它可以大幅度减小电能的消耗，从而减少电源系统的质量^[13~16]。文献[17]谈到利用热泵来加热空间站航天员淋浴用水及洗涤用水，使其达到空间卫生用水所需的温度(通常为 45℃左右)，从而节省了以电加热方式所需的功率，并降低了系统需排散的废热规模。NASA Johnson 航天中心对固定的水平太阳光电驱动热泵在航天中的应用作过系统研究。表 2 为此项技术用于未来月球基地热管理系统中系统质量的变化情况^[11]。可以看出这项技术大大地减小了热排散系统的质量。

表 2 太阳能热泵热排散系统质量

	有驱动热泵	无驱动热泵
辐射器质量/kg	1500	9765
辐射器面积/m ²	267	1302
功耗/kW	35.4	0
功耗当量质量/kg	715	0
热泵质量/kg	1000	0
总质量/kg	3215	9765

1.3 与热管理相关的专项技术研究

空间站热管理系统需要综合运用先进的热控、热管理技术，需要研究和发展许多专项的应用技术，如高性能的热管技术、高效低质量辐射器、传热强化技术、热泵技术、两相流热传输公用回路系统，以及其他的新技术等。这些专项技术将空间站热控和环控系统连接成一个整体，将各个部分的能源进行统一的调配。例如热泵，它具有提升废热温度水平的能力，

除了能够使辐射器的散热温度提高以达到减小辐射器质量的目的外，还可以将热泵与舱内废热回收结合，达到减少系统电耗、降低废热排放或降低系统质量的目的。图 4 是初步设想的一个热泵排热系统与环控生保系统间热集成系统的示意图。通过热泵，将舱内废热的温度提高，并用于尿液和 CO₂ 处理系统的加热，同时也提高了辐射器的排热温度，从而降低了辐射器的质量。在分析中考虑了辐射器质量的减少、热泵质量的增加、采用热泵前后电源当量质量的变化和回路质量的变化、辐射器温度及中间换热器出口温度等因素的影响。初步分析表明采用图 4 的流程后，系统的当量质量的降低可占上述系统质量的 15%^[18]。

1.4 集成式热管理系统

空间站中凡是与热和能量有关的硬件和软件都有可能列在集成范围之内。运用集成思想和手段，可以将各子系统及相关的元素集成为一个有效的运行系统。就空间站系统而言，可以从以下 4 个方面进行热和能量子系统的集成^[19,20]：(i) 从功能方面进行集成，既能满足空间站整体的性能要求，又能从各方面消除潜在的功能重复现象，使硬件的种类和数量达到最小，包括减少空间站中能量的种类和所用流体的数量；热和能量管理各子系统间共享资源；通风及各种气体回路尽可能合并，推荐使用多功能组件和标准件，减少受时空限制的硬件数目。(ii) 从能量方面进行集成，将各种能量进行综合调配，尽可能地回收废能，减小能量浪费；尽量减少加热与冷却的负荷并提高热沉的利用率。(iii) 从控制方面进行集成，使热和能量管理系统尽可能地能够分享其他系统的控制资源以及控制信息，减少空间站控制资源的硬件和软件规模。(iv) 从实体和硬件方面进行集成，实体硬件方面的集成技术主要体现在空间站系统结构方面的集成，空间站的压力壳兼做空间辐射散热器便是一个实体方面集成的范例，通过集成使资源消耗达到最小。

美国 McDonnell Douglas 宇航中心针对飞机系统热排散需求越来越高，热排散下降所产生的能量管理危机，根据集成式热管理技术的思想提出了 SUIT 技术(subsystem integration technology)。此项技术的关键是热和能量管理集成模块 T/EMM(thermal and energy management module)。SUIT 技术提高了能量的利用率，减小了质量、尺寸和经费开支，而不需任何硬件设备上的突破。SUIT 的能量子系统集成方法能减小子系统质量 25%，成本开支减少一半^[19]。另外，

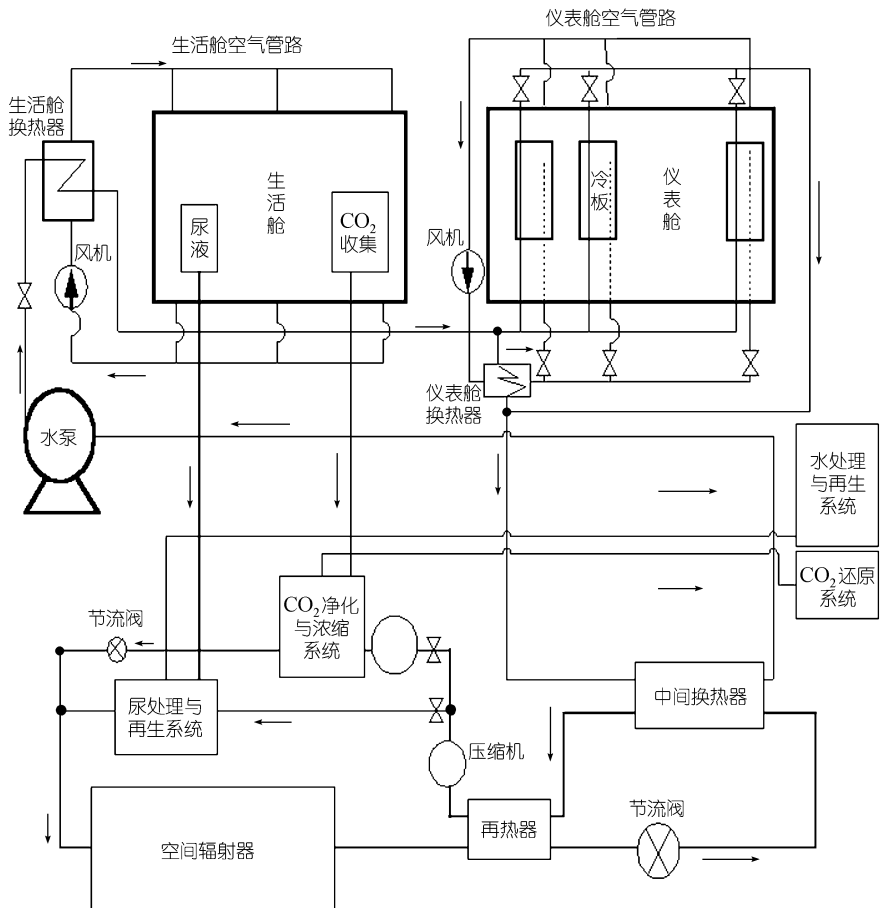


图 4 热泵集成管理环控生保系统的热集成模式

美国海军空战中心研制了一个能量有效的环控系统 (energy efficient ECS)^[21], 应用在巡逻型飞机中. 它不仅能节省大量燃料, 而且使航空电子设备的可靠性大大提高, 减小了系统质量. 采用的方法即是控制集成: 连续监控蒸发器换热器的冷却需求, 进而调整压缩机速度, 仅提供所需要的冷却量. 另一方法是使用合理的冷却剂及次冷却器, 可减小冷却循环中的压缩程度. 当蒸发器热负荷与热沉温度足够低时, 甚至可以无需压缩机, 仅通过蒸发器和冷凝器的冷却剂循环就足以满足冷却要求, 这就大大减小了系统质量.

1.5 空间站热管理运行机制的动态分析和热管理模拟仿真平台

空间站虽然在一个基本固定轨道上运行, 但其运行却是一个动态过程. 主要的动态过程包括: (i) 每个周期中向阳与背阳对发电与散热过程带来的动态变化. 一般空间站的运行周期在 90~100 min 之间, 在 90 多分钟内, 空间站各有约一半时间处在向阳与

背阳环境中, 这给舱内的温度带来波动, 也会使能源系统的负荷产生波动, 这种波动是周期性的. (ii) 航天器对接活动带来的冲击影响. 一般运送航天员的宇宙飞船和空间站对接后, 都由空间站提供热控和环控功能, 这使站内热控和环控系统的负荷猛增, 势必给运行带来一定影响. 另外, 在空间站组装时, 每加入一个新舱段, 都会引入新的热控和环控问题, 这种影响所产生的动态效应是阶跃性的. (iii) 航天员不同的活动状态对热控、环控系统产生动态的影响. 航天员在不同的状态下所产生的热量、呼出的水蒸气、二氧化碳及吸入的氧气都是不同的, 这会影响舱内空气中各种成分的分压以及露点. 特别是在舱内空间较小的情况下, 这种影响更是不可忽略的. 另外, 航天员的出舱活动及返舱都会产生不小的影响. 这些影响既有周期性的, 又有随机性的. (iv) 各种设备的开机、停机及故障带来动态影响. 这些影响主要取决于设备的动态特性.

这些动态过程势必给空间站的设计和运行带来影响. 设计时要充分考虑这些影响, 尽量减小运行过程中的波动. 运行过程中也要根据不同的情况, 及时调整运行参数以减小波动. 由于动态过程的存在, 各个系统的设计不能按照稳态的、平均的负荷设计. 但如果以最大负荷设计, 也必定会使系统变得体积庞大、质量增加, 而大部分时间系统都不满负荷运行, 这就浪费了资源. 利用热管理的思想把整个空间站所有系统的动态过程都考虑进来, 使处于波峰的过程与处于波谷的过程相互影响、制约. 同样, 可把热管理的概念从空间扩展到时间上, 从静态热管理演化成为动态热管理, 不仅在空间上进行调配、管理, 同时在时间(如一个周期)上对热量(还有电、水、气等)进行分配、管理, 以减小波动和优化系统. 例如, 空间站中为了提供稳定的供电, 需要配备蓄电池系统, 将光伏电池在向阳时的发电量储备起来, 以供空间站在地球阴影时使用, 蓄电池的质量占发电系统的比重较大. 为了减小其质量, 可以考虑将尿液和废水处理、CO₂处理、电解制氧等用电工作安排在光伏电池向阳发电时进行, 减少在地球阴影中的工作时间. 对于电驱动热泵, 可以考虑采用蓄冷器, 让热泵在光伏电池处于太阳光照期间运行并以蓄冷的方式储存多余的冷量. 当空间站在地球阴影中时, 让热泵停止工作, 而由蓄冷器提供冷源.

空间站是由各个子系统/部件组成的, 各个子系统/部件不仅有其自身的最佳运行参数, 而且这些参数还必须与空间站整体系统的运行参数相匹配. 发展空间站热管理研究的模拟仿真平台的目的是要对空间站整体的匹配情况进行研究. 该平台应该具有模拟和控制空间站运行环境的功能, 能够模拟、控制、测量舱内各种设备运行热参数, 能够对空间站各种热管理技术方案进行集成的实验研究和理论研究, 确认新技术方案的整体性能. 在这个模拟平台上要进行静态和动态的热管理试验模拟. 特别重要的是该模拟平台能够提供系统动态模拟的各种热工参数惯性的实验数据. 同时, 该系统还要研究各种技术、布局的可靠性问题, 对空间站各种新技术及其应用加以评估, 对空间站总体的可靠性加以评估, 通过可靠性的研究确认新技术的应用前景, 以及需要采用备份的设备以防不测等.

热管理的概念虽已提出多年, 并在实际中已得到应用, 但热管理的研究还很不完善. 我们热管理的研究与国际上相比有自己的特点, 包括在单舱, 在子

系统中采用热管理技术以及应用热力学原理于热管理技术中等.

致谢 本工作为国家“八六三”高科技发展计划航天领域资助项目(批准号: 863-2-2-3-3).

参 考 文 献

- 1 过增元, 张信荣. 空间站热管理研究. 见: 我国空间实验室(站)发展研讨会论文集. 北京. 1999. 84
- 2 Vladimir V M, Natalia S K, Vladimir A A. Joint optimization of the thermal control system and cooled instruments characteristics. SAE, 1994, 103(1): 894~900
- 3 Cal C H, Badawi T. A comparison of power/weight/space requirements for water-recycling processors. SAE, 1994, 103(1): 1508~1514
- 4 Bartsev S I. Life support system power supply optimization. SAE, 1997, 106(1): 517~521
- 5 Messerschmid E, Bertrand R. Space Station —— Systems and Utilization. Berlin: Springer, 1999. 471~477
- 6 Herring R L, Collins P K. Aircraft subsystem waste energy recovery and management. SAE, 1990, 99(1): 434~453
- 7 Agazzani A, Massardo A. Advanced solar dynamic space power systems, part 1: efficiency and surface optimization. Journal of Solar Energy Engineering, 1995, 117(4): 265~273
- 8 张信荣, 任建勋, 梁新刚, 等. 载人航天器环控生保系统热网络质量的优化. 清华大学学报(自然科学版), 2000, 40(4): 47~50
- 9 Choi M K. An innovation thermal management concept of waste heat utilization in space. IECEC Paper, 1995, AP-84: 555~560
- 10 Harrison W E, Binns K E, Anderson S D, et al. High heat sink fuels for improved aircraft thermal management. SAE, 1993, 102(1): 709~719
- 11 Ewert M K, Keller J R, Hughes B. Conceptual design of a solar powered heat pump for lunar base thermal control system. SAE, 1996, 105(1): 833~845
- 12 Goldman J H, Lovell T, Ewert M K, et al. High temperature lift heat pump refrigerant and thermodynamic cycle selection. SAE, 1994, 103(1): 575~598
- 13 Edwards D K, Richards R F. Optimum heat rejection temperature for spacecraft heat pump. Journal of Spacecraft and Rockets, 1989, 26(5): 303~308
- 14 Choi H, Mills A F. Metal hydride heat pumps for upgrading spacecraft waste heat. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1991, 5(2): 135~142
- 15 Grossman G. Absorption heat pumps for enhancement of heat rejection from spacecraft. SAE, 1989, 98(1): 369~383
- 16 Ewert M K. Investigation of lunar base thermal control system options. SAE, 1993, 102(1): 829~841
- 17 Walker D H, Deming G I. Development of a nonazeotropic heat pump for crew hygiene water heating. SAE, 1991, 100(1): 660~669
- 18 李明海, 任建勋, 梁新刚, 等. 热泵热管理系统与环控生保系统的热集成模式. 见: 第五届空间热物理会议文集. 北京: 北京空间飞行器总体设计部, 2000. 401~407
- 19 Gambill J M, Claeys H M, Matulich D S, et al. Integrated aircraft thermal management and power generation. SAE, 1993, 102(1): 623~633
- 20 Brown D, Squier S, Smith G. Integrated thermal energy management (I-TEM)——an evaluation tool for aircraft. SAE, 1993, 102(1): 1911~1922
- 21 Timothy A S, James E M. Testing of an energy efficient environmental control system for patrol-type aircraft. SAE, 1992, 100(1): 726~735

(2000-12-05 收稿, 2001-05-26 收修改稿)