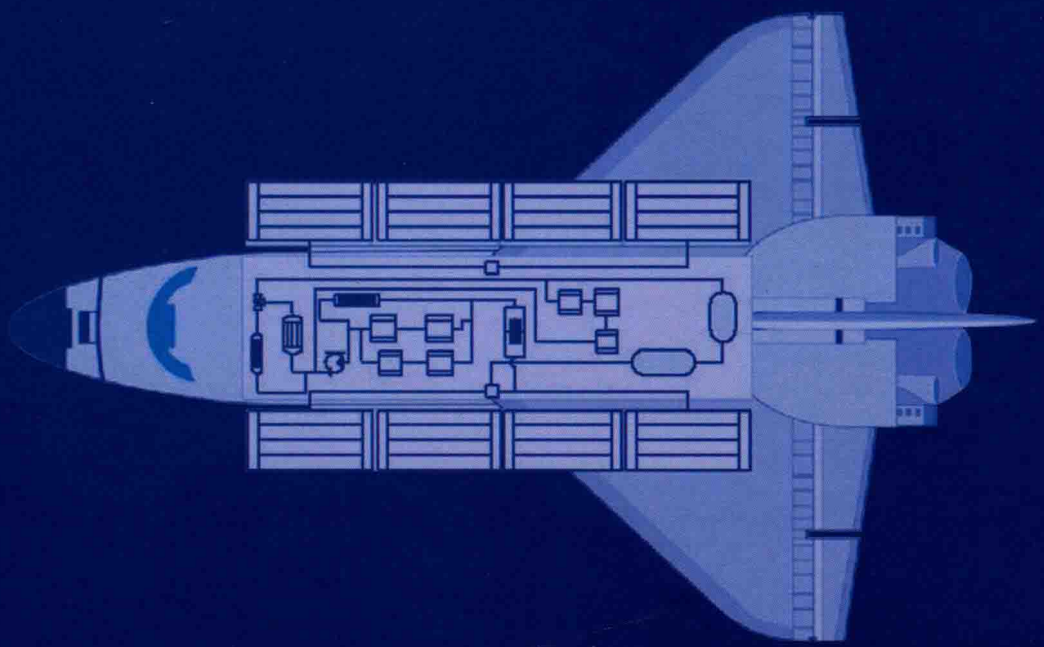
航天科技图书出版基金资助出版

先进主动热控系统体系架构研究

杨 勇 刘 欣 潘 瑶 巩萌萌 编译



中国宇航出版社

需要全本请访问 www.ertongbook.com

航天科技图书出版基金资助出版

先进主动热控系统体系架构研究

杨 勇 刘 欣 潘 瑶 巩萌萌 编译

中国宇航出版社
·北京·

版权所有　侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

先进主动热控系统体系架构研究 / 杨勇等编译. --
北京：中国宇航出版社，2018.12

ISBN 978-7-5159-1566-1

Ⅰ.①先… Ⅱ.①杨… Ⅲ.①航天器－热控制－系统结构－研究 Ⅳ.①V448.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 284928 号

责任编辑　赵宏颖　　**封面设计**　宇星文化

出　版
发　行　中国宇航出版社

社　址　北京市阜成路 8 号　**邮　编**　100830
(010)60286808　(010)68768548

网　址　www.caphbook.com

经　销　新华书店

发行部　(010)60286888　(010)68371900
(010)60286887　(010)60286804(传真)

零售店　读者服务部　(010)68371105

承　印　河北画中画印刷科技有限公司

版　次　2018 年 12 月第 1 版
2018 年 12 月第 1 次印刷

规　格　787×1092

开　本　1/16

印　张　10.5

字　数　256 千字

书　号　ISBN 978-7-5159-1566-1

定　价　58.00 元

本书如有印装质量问题，可与发行部联系调换

航天科技图书出版基金简介

航天科技图书出版基金是由中国航天科技集团公司于2007年设立的，旨在鼓励航天科技人员著书立说，不断积累和传承航天科技知识，为航天事业提供知识储备和技术支持，繁荣航天科技图书出版工作，促进航天事业又好又快地发展。基金资助项目由航天科技图书出版基金评审委员会审定，由中国宇航出版社出版。

申请出版基金资助的项目包括航天基础理论著作，航天工程技术著作，航天科技工具书，航天型号管理经验与管理思想集萃，世界航天各学科前沿技术发展译著以及有代表性的科研生产、经营管理译著，向社会公众普及航天知识、宣传航天文化的优秀读物等。出版基金每年评审1～2次，资助20～30项。

欢迎广大作者积极申请航天科技图书出版基金。可以登录中国宇航出版社网站，点击“出版基金”专栏查询详情并下载基金申请表；也可以通过电话、信函索取申报指南和基金申请表。

网址：http：//www. caphbook. com

电话：(010) 68767205，68768904

《先进主动热控系统体系架构研究》
编译委员会

主　编　杨　勇

副主编　刘　欣　潘　瑶　巩萌萌

编　委　王海英　余　群　张晓屿　王思峰
王领华　吕建伟　张少华　贲　勋
周振君　于海鹏　王国庆　刘理泽

需要全本请访问 www.ertongbook.com

前　言

热控技术作为航天技术中不可或缺的一部分，是保障航天器安全稳定运行的关键技术之一。随着航天探索需求的不断发展，航天器的性能不断提高，对其采用的热控技术提出了更高的要求。美国国家航空航天局（NASA）作为航天领域的领先机构，早在20世纪就对各类先进热控技术的特点及其在航天任务中的适用情况进行了分析，指出了未来航天领域先进热控技术的发展方向。

本书编译自NASA发布的关于先进热控技术在航天任务中应用情况的相关报告。书中结合空间站、航天飞机、月球基地及火星基地等各类航天任务的需求，以减重为目标，建立了先进热控技术的评价准则，对不同先进热控技术进行了详细地分析评估，并对这些热控技术的减重潜能进行了量化，其研究结果对航天器热控方案的选择、设计及优化具有很大的参考意义。

这些先进的热控技术虽然早在20世纪90年代就已提出，但时至今日，它们仍然代表了航天器热控制技术的应用及发展方向。对中国航天而言，这些先进的热控技术中绝大部分还处于理论研究及地面试验阶段，与国外先进水平还有一定差距。随着我国空间探索的不断深入，这些先进的热控技术也是需要掌握的热控关键技术。

感谢参加本书编译的全体人员，从翻译、校对到定稿，前后经过了多轮修订，多是他们利用工作之余的时间完成。大家为此付出了辛勤的汗水，同时在书稿的一次次讨论、完善中也增长了知识，收获了团结，分享了快乐。

由于本译著涉及众多航天任务和大量热控技术，专业术语较多，翻译难免存在疏漏和不一致之处，敬请读者批评指正。

译　者

2018年4月

目　录

第 1 章　绪论 …… 1

1.1　背景任务定义 …… 1

1.2　先进热控技术 …… 2

1.3　研究方法 …… 5

第 2 章　先进热控技术 …… 8

2.1　两相热控技术 …… 8

2.1.1　具有机械泵/分离器的两相热控技术 …… 8

2.1.2　低能耗两相热控技术 …… 9

2.1.3　电液泵驱动两相热控技术 …… 10

2.1.4　毛细泵回路 …… 11

2.2　热泵 …… 13

2.2.1　蒸气压缩热泵 …… 13

2.2.2　太阳能蒸气压缩热泵 …… 15

2.2.3　络合物热泵 …… 16

2.2.4　沸石热泵 …… 16

2.3　热管辐射器 …… 17

2.3.1　干道热管辐射器 …… 17

2.3.2　电液泵驱干道热管辐射器 …… 20

2.3.3　轴向槽道热管辐射器 …… 21

2.4　轻质辐射器 …… 22

2.4.1　复合材料流体管路辐射器 …… 23

2.4.2　复合材料回流沸腾管辐射器 …… 24

2.4.3　复合材料热管辐射器 …… 25

2.4.4　可展开式辐射器 …… 27

2.5　其他散热技术 …… 28

2.5.1　相变蓄热装置 …… 28

2.5.2　抛物面辐射器遮板 …… 30
2.6　附加技术 …… 31
2.6.1　流体管路转动关节 …… 31
2.6.2　植物舱冷却改进技术 …… 31
2.6.3　碳刷热交换器 …… 33
2.7　总结 …… 35

第 3 章　轨道任务 …… 37
3.1　国际空间站的改进 …… 37
3.1.1　背景任务 …… 37
3.1.2　基础方案 …… 37
3.1.3　背景任务的实施 …… 43
3.1.4　参数研究 …… 45
3.1.5　用于国际空间站改进的先进主动热控系统架构 …… 51
3.1.6　小结 …… 65
3.2　空间运输系统的升级 …… 67
3.2.1　背景任务 …… 67
3.2.2　基础方案 …… 67
3.2.3　参数研究 …… 72
3.2.4　用于空间运输系统升级的先进主动热控系统架构 …… 76
3.2.5　小结 …… 81

第 4 章　行星任务 …… 83
4.1　月球前哨登陆器 …… 83
4.1.1　背景任务 …… 83
4.1.2　基础方案 …… 83
4.1.3　参数研究 …… 85
4.1.4　用于月球前哨登陆器的先进主动热控系统架构 …… 88
4.1.5　小结 …… 97
4.2　永久月球基地 …… 98
4.2.1　背景任务 …… 98
4.2.2　基础方案 …… 99
4.2.3　参数研究 …… 102
4.2.4　用于永久月球基地的先进主动热控系统架构 …… 104
4.2.5　小结 …… 124
4.3　火星着陆器 …… 125

4.3.1 背景任务 …… 125
4.3.2 基础方案 …… 126
4.3.3 参数研究 …… 129
4.3.4 用于火星着陆器的先进主动热控系统架构 …… 134
4.3.5 小结 …… 143

第5章 结 论 …… 145
5.1 综述 …… 146
5.2 两相热控技术 …… 147
5.3 热泵 …… 147
5.4 热管辐射器 …… 147
5.5 轻质辐射器 …… 148
5.6 其他散热技术 …… 149
5.7 附加技术 …… 149

参考文献 …… 150

第1章 绪 论

据统计，截至目前，美国国家航空航天局（NASA）共开发了二十余种先进热控技术，这些技术处于不同的开发阶段，代表未来热控技术的发展方向。本书以NASA开展的5项航天任务为背景，对采用先进热控技术的热控系统（ATCS）体系架构进行研究。主要目的是对这些新技术替代现有技术的可行性进行分析，通过对不同热控技术进行对比，对其减重潜力进行量化研究，评估这些热控技术在未来航天任务中的优势。

1.1 背景任务定义

本书的研究以5种载人航天任务作为背景，包括：国际空间站（ISS）的改进、空间运输系统（STS）的升级、月球前哨登陆器（FLO）、永久月球基地（PLB）以及火星着陆器（ML）。这5种航天任务的热控需求各不相同。

（1）国际空间站的改进

国际空间站设计寿命为30年。外部热控系统设计使用了6个在轨可更换的流体管路辐射器单元，共分为2组。假设经过20年的运行后，受微流星撞击、光学特性退化及其他故障的影响，国际空间站的辐射器单元需要进行更换，与此同时，还需要增加1组2个新的可更换辐射器单元，以应对空间站功耗增加后导致的散热需求。

（2）空间运输系统的升级

空间运输系统的升级任务是利用具有同等或更高能力的新型热控系统组件对现有空间运输系统（航天飞机）进行升级。

航天飞机在轨期间的热耗为39.5 kW。其外部热控系统的流体回路工质采用氟利昂R21，除流体管路辐射器外，航天飞机的热控系统还采用了蒸发冷却技术。在轨期间，辐射器作为主要散热手段，蒸发器利用水的蒸发作为辅助散热装置。假设升级后的航天飞机寿命为140次任务（20年每年7次飞行），在评估分析中将考虑航天飞机采用热控新技术升级后整个寿命周期累加的总质量减少量。

（3）月球前哨登陆器

月球前哨登陆器热控系统要排散16.0 kW热负荷，任务时长为45天。基础外部热控系统方案采用低吸收率水平辐射器，辐射器上表面涂层为镀银特氟龙，下表面为绝热层以防止月面的辐照加热，热控系统流体工质为液氨。对月球前哨登陆器的评估考虑了两个月球前哨登陆器利用新热控技术后所得到的总质量减少量。

（4）永久月球基地

永久月球基地可连续为3人或4人提供生活及工作的空间，包括一个居住舱，一个实

验舱和一个植物培养舱。植物培养舱是一个整体，由环境控制及生命保障系统组成，可补充氧气，排除二氧化碳，并且为航天员提供一定量的食物。基地的能源通过携带有储能装置的太阳能电池阵提供。基础热控系统的散热通过低吸收率的水平辐射器实现，热控流体工质为液氨，总热负荷为 50 kW，假设目标基地位于月面赤道位置，其运行寿命为 15 年。

(5) 火星着陆器

火星着陆器需要在火星表面停留 30 天，包括可提供 4 名航天员居住和试验的两个空间舱。火星着陆器的基础热控系统方案采用低吸收率垂直辐射器，流体回路工质为液氨。登陆器着陆于火星赤道，工作时产生 30 kW 的连续热负荷，假设该任务仅执行一次。

1.2 先进热控技术

我们将先进热控技术定义为“未在以前和现役的航天器中使用过的热控技术”。根据系统功能，本书将各项先进热控技术进行了分类，一些无法按功能归类的技术将列为附加技术。

(1) 两相热控技术

两相热控技术利用工质相变潜热进行热量传输。液体工质从热排散装置流出后，通过管路流经热收集装置，吸热后变为蒸气，蒸气工质进入热排散装置后散热凝结，又开始下一个循环。利用工质的潜热，单位质量的流体工质能够携带较多的热量。

1) 具有机械泵/分离器的两相热控技术；

2) 低能耗两相热控技术；

3) 电液泵驱动两相热控技术；

4) 毛细泵回路。

(2) 热泵

在消耗一定能量的基础上，热泵通过提高辐射器的温度达到提高辐射效率的目的。对于机械驱动热泵，压缩机的运转需要消耗电能。对于热驱动热泵，驱动热泵循环所需的能量为高温热源，这种热源可以是其他工业过程产生的热源，也可以是专门用于热泵驱动的热源。

1) 蒸气压缩热泵；

2) 太阳能蒸气压缩热泵①；

3) 络合物热泵；

4) 沸石热泵。

(3) 热管辐射器

热管是一种被动式两相热传输装置。基本原理是通过蒸发端内部流体工质的蒸发来收

① 采用专用太阳能电池阵提供能源的蒸气压缩热泵。

需要全本请访问 www.ertongbook.com

集热量，再通过冷凝端冷凝实现散热，流体工质在毛细力的作用下沿着内部槽道或缝隙被抽吸回蒸发端中。

1）干道热管辐射器；

2）电液泵驱干道热管辐射器；

3）轴向槽道热管辐射器。

(4) 轻质辐射器

轻质辐射器采用了复合材料以及先进的材料加工技术，从而使辐射器获得更轻质量。

1）复合材料流体管路辐射器；

2）复合材料回流沸腾管辐射器；

3）复合材料热管辐射器；

4）可展开式辐射器。

(5) 其他散热技术

相变蓄热是通过相变材料的融化实现热量的收集与存储，存储的热量可在散热装置处于低负荷运转时排散出去。

抛物面辐射器遮板可以反射太阳直接辐射，在太阳辐射与散热装置间形成遮挡，同时可以阻挡来自于行星表面的红外辐射，从而降低了散热环境的等效温度。

1）相变蓄热；

2）抛物面辐射器遮板。

(6) 附加技术

另外，还有一些无法与上述技术归类的附加技术。比如，流体管路转动关节就是传输热控系统流体工质的装置，植物舱冷却改进系统概念是利用植物培养舱来减小热控系统质量，碳刷式换热器利用大量碳纤维来提高接触间隙间的导热率。

1）流体管路转动关节；

2）植物舱冷却改进系统；

3）碳刷热交换器。

本书的研究围绕这二十余种不同技术成熟度的先进热控技术开展。由于任何一种先进热控技术都不能适应所有航天器或居住舱，也并不是每一种技术都能为任务带来了好处，因此，对这些新技术在航天背景任务中的应用进行了筛选，每一项先进技术在背景任务中的应用如表1-1所示。

表1-1 应用于不同背景任务的先进热控技术

先进热控技术	航天背景任务				
	ISS	STS	FLO	PLB	ML
两相热控技术					
具有机械泵/分离器的两相热控技术	√			√	
低能耗两相热控技术	√	√	√	√	√
电液泵驱动两相热控技术			√	√	√

续表

先进热控技术	航天背景任务				
	ISS	STS	FLO	PLB	ML
毛细泵回路	√		√	√	√
热泵					
蒸气压缩热泵	√			√	√
太阳能蒸气压缩热泵	√		√	√	√
络合物热泵				√	
沸石热泵				√	
热管辐射器					
干道热管辐射器	√				
电液泵驱干道热管辐射器	√				
轴向槽道热管辐射器	√				
轻质辐射器①	√	√	√	√	√
复合材料流体管路辐射器	○	○	○	○	○
复合材料回流沸腾管辐射器			○	○	○
复合材料热管辐射器	○		○	○	○
可展开式辐射器			○	○	○
其他散热技术					
相变蓄热		√			
抛物面辐射器遮板			√	√	
附加技术					
流体管路转动关节	√				
植物舱冷却改进系统				√	
碳刷式热交换器	√			√	
可应用技术总数	11	3	6	12	6

研究中假设这些先进热控技术理论上是可行的，尽管它们的技术成熟度还不够，但这并不妨碍评估未来热控系统应用这些技术时带来的减重和其他好处。

每一项先进热控技术都存在各自的优势和不足，为了减少无用功，根据任务的特点对技术列表进行了删减，仅分析对某项任务有益的技术。另外，在初期研究，仅对每一项技术的优势进行单独分析，而没有与其他技术相结合优化考虑。

根据 Ungar（1995）[1]研究结果，两相热控技术应用于大型高热负荷系统时具有低功耗的优点。电液泵驱动技术在航天器发射及着陆过程这种高加速度环境中并不适用。毛细泵回路利用两相吸放热循环进行热量传输，与其他两相热控技术不同，毛细泵回路没有运

① 在表 1-1 中轻质辐射器作为一个类别，在这个类别下各种构型都可归类为轻质辐射器。这些技术有可能应用到某个任务则在下面标记“○”，但不作为一项独立的技术进行评价。

动部件；其不足之处在于毛细泵产生的压头较低，所以该系统也不能在航天器发射及着陆加速阶段运行。

热泵是一种通用技术，它能够应用于大多数航天器及任务。它需要相对较大的功率或者高温热源作为驱动。因此，热泵系统需要排散包括自身输入的所有热负荷，而不仅仅是仪器的热负荷。蒸气压缩热泵可以应用于除空间运输系统升级任务以外的所有任务。络合物热泵和沸石热泵只适用于永久月球基地任务。

热管辐射器一般比流体回路辐射器更重，但在空间高密度碎片撞击威胁的环境下具有更强适应性。对于本书所研究的任务而言，只有国际空间站的改进任务才受到大量空间碎片环境的威胁。

轻质辐射器指一大类使用高强度、轻质量的材料制成的辐射器。由于该类别种类繁多，对于不同任务其构型各不相同。具体的轻质辐射器技术包括：复合材料流体管路辐射器，复合材料回流沸腾管辐射器，复合材料热管辐射器以及可展开式辐射器。在这些案例中，复合材料回流沸腾管辐射器及可展开式辐射器在行星表面仅能竖直安装。复合材料热管辐射器在行星表面也是竖直安装，但它在微重力环境中同样可以运行。

相变蓄热技术利用材料的相变潜热吸热或放热。该种材料和流体回路辐射器联合使用可以在航天器处于极端热环境时提供辅助的热沉。当航天器在轨或再入气动加热过程中，处于短时高温环境时，相变蓄热技术具有很好的适用性。

抛物面辐射器遮板需要较大的安装布置面积，其使用环境不能有大气的存在，因为大气流动会造成遮板上沉积灰尘。

航天器在轨运行过程中，如果辐射器需要不断调整位置以避开太阳辐射时，流体管路转动关节可解决这一问题。但在行星表面应用时，即使调整辐射器的布置，也很难避开所有太阳辐射的影响。

植物舱冷却改进技术只有在包含有植物培养舱的任务中应用。在目前的研究中只有永久月球基地计划采用该技术。

碳刷式热交换器已经在一些使用冷板的地方得到了应用。在本书中该技术仅限于在国际空间站的改进任务和永久月球基地计划的直流转换器冷板使用。

1.3 研究方法

在书中将采用单相流体回路技术进行热量收集及传输的热控系统作为研究的基础，同时对这种基础热控系统进行了如下假设：

1）流体回路通过换热器对热量进行收集；

2）内部热控系统采用液态水作为工质收集航天器居住舱内热量，并将热量传递给外部热控系统；

3）外部热控系统采用单相制冷剂作为工质收集内部热控系统及舱外有效载荷的热量，并将热量传递给辐射器排散至外部空间环境；整个热控系统至少有两个外部热控系统回路；

4）热量通过铝制流体管路辐射器向空间进行排散。

上述热控系统组成技术在现役航天器中较为常见。在书中结合背景任务将每一个采用单项先进技术后的热控系统与基础热控系统进行了比较。以系统质量为出发点，对不同先进热控技术带来的系统减重及其他有利因素进行了定性评估。在研究中将热控技术所需功耗也通过适当的能质代偿系数直接转换成等效质量。

尽管将这些技术综合应用会带来更大的好处，但研究中并没有把这些新技术综合起来考虑。这是因为对于每个任务，用于评价先进热控技术的标准包括信息的完备性、任务的适用性以及工程的应用性等。在这些先进技术中，有的技术只适用于特定的环境或任务，而有的技术则具有较广的适用范围。

本书的研究将采用先进技术后的热控系统与基础系统进行比较，研究结论具有较好的通用性和扩展性。将来随着研究的深入，根据新的研究成果，我们仅需要对相应的部分进行更新完善即可，而不需要重新开展一遍研究工作。

在对各项先进技术评估时，除了主要的减重评估外，也给出了综合的定性评估得分。综合评估包括 5 个方面的影响因素：体积、安装难易度、可靠性、将该技术的成熟度提高到不低于 6 级所需要的研发成本和地面应用潜力。

（1）主要评估参数

1）设备减重；

2）功耗；

3）能耗转换质量；

4）总的减重（包括设备及功耗）。

（2）定性评估参数

1）体积；

2）安装难易度；

3）可靠性；

4）研发成本；

5）地面应用潜力。

在先进技术与基础系统性能相似的情况下，定性评估为“一般”。在先进技术与基础系统有巨大差别时，将用两个极端评估指标中的一个来评价。在研发成本方面，如果将该技术从目前水平提高到技术成熟度为 6 的水平，所需要的成本为 100 万美元，则评估它的研发成本为“低”，对 100 万～300 万美元研发的成本评估为“一般”，对于大于 300 万美元的研发成本评估为“高”。更具体的定性评估等级如表 1－2 所示。

表 1－2 评估内容定性得分

评估内容	定性得分		
	−1	0	+1
体积	大	一般	紧凑
安装	困难	一般	简单

续表

评估内容	定性得分		
	−1	0	+1
可靠性	降低	一般	提高
研发成本	高	一般	低
地面应用潜力	无	可能	好

在评估中参考了NASA（1991）[2]的技术成熟度等级定义，见表1-3。

表1-3 技术成熟度定义

等级	技术成熟水平描述
1	基本原理清晰
2	技术概念与/或应用设想明确
3	技术概念和性能特性通过分析及试验考核
4	组件/电路板通过实验室验证
5	组件/电路板通过相关环境考核
6	系统/子系统模型或原型机通过相关环境考核
7	系统原型机通过模拟环境考核
8	系统完成、通过试验及演示验证，并具备飞行条件
9	系统已经通过飞行验证

第 2 章　先进热控技术

本章对各种先进热控技术进行介绍，并通过其在空间任务中的应用与基础热控系统的对比，对各项技术进行综合定性评估。基础热控系统是现有航天器或者居住舱热控系统构型或者定义的基础构型。在基础热控系统中热控系统（TCS）采用流体回路将收集到的热量传输到辐射器向太空排散。整个热控系统由内部热控系统（ITCS）和外部热控系统（ETCS）组成，内部热控回路采用水作为工质，外部热控系统采用氨作为工质，内、外热控系统间通过热交换器进行换热。

2.1　两相热控技术

两相热控技术基本原理是利用流体工质的潜热吸收/释放热量。假设在航天器外部热控系统使用两相热控回路，当外部热控系统回路收集热量之后，流体工质气化，气化工质携带所收集的热量经过散热装置后冷凝实现热量的排散。相比单相热控技术，两相热控技术所需管路直径更小，工质更少，功耗更低，尤其是在外部热控系统有较长流体管路的大型航天器或居住舱上，两相热控技术优势更明显。

Ungar（1995）[1]对不同规模空间站上分别采用的单相、两相热控技术进行了比较。其研究结果表明，两相热控技术在大型航天器中效果最好，中型航天器次之，小型航天器最差。在本书的分析中，对两相热控回路在国际空间站的改进计划与永久月球基地这些大型航天器的应用进行了评估。

2.1.1　具有机械泵/分离器的两相热控技术

机械泵/分离器利用离心力将气液两相混合工质分离成液体工质及气体工质。如图 2-1 所示，液体工质进入内外回路热交换器进行换热。气体工质则进入辐射器进行散热，并冷凝为液体。

为了简化分析，在研究中做出如下假设：首先，两相流体回路的管路、安装支架以及热交换器等组件的质量与进行比较的单相流体回路对应组件的质量相同；其次，不考虑两相系统与单相系统流体工质质量的差异。

具有机械泵/分离器的两相热控技术被提出用于空间站的大型热控系统，很多设计及改进工作都已经完成，因此对国际空间站的改进任务而言，该技术的成熟度（TRL）为 7，而用于其他任务时，该技术的成熟度为 6。这项技术的开发不需要开展飞行试验，这大大降低了技术的研发成本。一旦该技术研发完成，其可靠性和安装布局的适应性与当前设备相当。气态工质的冷却与冷凝过程不但换热效率高而且对功耗的需求极小，因此这项技

需要全本请访问 www.ertongbook.com