

文章编号 1004-924X(2015)01-0216-14

## 空间热开关在航天器热控制中的应用与发展

郭亮\*, 张旭升, 黄勇, 江帆, 陈立恒, 王忠素

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林长春 130033)

**摘要:**针对空间热开关在深空探测器热控制、空间制冷机等航天器热控制领域中的重要应用,本文综合评述了空间热开关的概念、分类情况、结构组成、关键指标、以及不同种类空间热开关的优缺点。介绍了近年来国内外空间热开关的最新研究成果和进展。对目前已报道的研究工作进行了总结,指出了今后研究工作的几个重点方向。作者认为:考虑空间热开关的不同工作环境和导热需求以及空间探测领域的不断扩展,高开关比、高可靠性的高性能空间热开关将是未来的研制重点。另外,与空间热开关相关的部件和制造工艺也会受到进一步关注,如各种新型驱动器的研制,新的热控涂层和处理工艺以及相关元件的精密加工与装配技术等。

**关键词:**空间热开关;航天器;热控制;开关比;闭合时间

**中图分类号:**V242.4;TM564 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152301.0216

### Applications and development of space heat switches in spacecraft thermal control

GUO Liang\*, ZHANG Xu-sheng, HUANG Yong, JIANG Fan, CHEN Li-heng, WANG Zhong-su

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,  
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

\* Corresponding author, E-mail: guoliang329@hotmail.com

**Abstract:** Space Heat Switches (SHSs) have wider and important applications in thermal control fields of deep space detectors, space coolers and some spacecrafts. This paper overviews heat transfer mechanisms of SHSs and their structures, key techniques and the advantages and disadvantages of every kind SHSs. Then it reports research progress of the SHSs in recent years, summarizes existing researching work and points out the developing directions of the SHSs. Finally, the authors suggest that those SHSs with high switch ratios and high reliability will be the research emphasis in future because they work at different conditions and require different thermal conductivities, also because the field of space exploration has been extended continuously. Moreover, some component manufacturing and material preparing technologies related to the SHSs will receive much attention, such as the development of new type of drivers, new thermal control coatings and their treatment processes as well as the precision machining and assembly technologies of components.

**Key words:** space heat switch; spacecraft; thermal control; switch ratio; switch actuation time

收稿日期:2014-02-16;修订日期:2014-03-20.

基金项目:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所空间机器人中心科研基金资助项目(No. SREC2013CX0201)

# 1 引 言

空间热开关是一种能够根据需求控制部件之间热连接关系的热控装置。对空间热开关的研究最早可追溯至上世纪 60 年代美国阿波罗计划中的往复机械热开关,随后国内外很多研究机构(如美国、欧盟的航天机构、国内的中科院研究所和大学等)都对空间热开关进行了广泛而深入的研究,其中美国喷气推进实验室(JPL)的技术最为先进。截至目前,学者们已成功研制出双金属片驱动热开关、膨胀热开关、气隙/液隙热开关、静电驱动热开关、石蜡驱动热开关等多种驱动形式的空间热开关,同时还积极研制了采用新型驱动装置的空间热开关,如液滴/液桥式热开关、磁阻效应热开关等,其所研制的空间热开关运行温度覆盖了 0.1~300 K 大多数温度区间。

本文综合评述了空间热开关的概念、分类情况、结构组成、关键指标、以及优缺点,介绍了近年来国内外对空间热开关的最新研究成果和进展,对目前已报道的研究工作进行了总结,最后指出了今后将要进一步研究的几个重点方向。

## 2 空间热开关概念及分类

### 2.1 热开关概念

热开关(Heat Switch)或热阀门(Heat

Valve)是一种通过改变导热通道的热阻而实现热量控制的装置,其概念如图 1 所示<sup>[1]</sup>。其中:表面 A 和 B 没有相互接触的情况称为打开状态,相互接触的情况称为闭合状态。打开状态下热开关的热阻取决于间隙的热物理属性,闭合状态下热开关的热阻取决于表面接触状态。

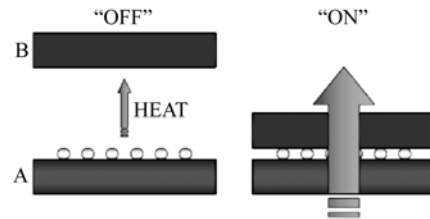


图 1 热开关概念图

Fig. 1 Conception of heat switch

热开关具有两项重要的性能指标,分别为开关比  $R$  和闭合时间  $\tau$ ,开关比  $R$  定义为打开状态下的开关热阻  $R_1$  与闭合状态下的开关热阻  $R_2$  之比,即  $R=R_1/R_2$ ;闭合时间  $\tau$  定义为热开关由打开状态转换到闭合状态所需要的总时间。

### 2.2 空间热开关的分类

根据开关通断的自主性,空间热开关主要可分为被动热开关、主动热开关两种类型<sup>[2]</sup>,由于驱动形式、传热机理的不同,其详细分类情况如表 1 所示。

表 1 空间热开关分类

Tab. 1 SHS classification

控制模式	运动形式	热开关名称	驱动形式	传热机理	
被动热开关	运动接触式	双金属片驱动热开关	膨胀力	导热	
		单向微膨胀热开关			
		双向微膨胀热开关			
		相变驱动热开关	体积变化		
		记忆合金驱动热开关	金属形状恢复特性		
		磁热效应热开关	磁场力		
主动热开关	运动接触式	静电驱动热开关	静电力	导热/辐射	
		压电驱动热开关	压电力	导热	
		磁力驱动热开关	磁场力	导热	
		气隙热开关	气泵	对流	
	固定式	运动接触式	液桥式热开关	电场力	导热/对流
			液滴式热开关	电场力	导热/对流
		固定式	磁阻热开关	磁场力	电子/声子导热
			热管热开关	毛细力	导热/相变

### 3 国内外研究现状及分析

自 20 世纪 60 年代开始,空间热开关技术随着深空探测器的发展而出现跨越式的发展,目前国内外的研究机构已成功研制出多种空间热开关。下文将按照不同的类别分别进行详细介绍。

#### 3.1 被动热开关

被动热开关在打开和闭合状态之间的转换过程中不需要任何外界输入信息,仅通过热膨胀、相变、或蒸发等特定物理现象来控制导热通道的通断。被动热开关的优点是不需要外界输入能量就可以维持运行,但是其缺点是使用温度有限制,仅在预设的温度点能够起作用。被动热开关可分为运动接触式和固定式两种,传热机理以接触导热和相变传热为主。

#### 3.1.1 双金属片驱动热开关

双金属片驱动热开关是以双金属弹簧条感受温度变化而变形,由此推动接触塞运动,从而使传热路径接通或断开。图 2 是一种双金属片驱动热开关的结构示意图<sup>[3]</sup>,包括外辐射盖、接触塞、导热束、双金属条、支架和开关座等。

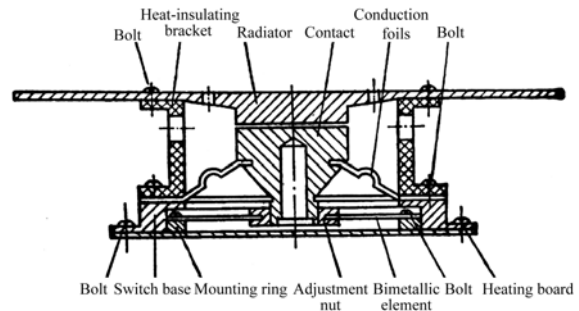


图 2 双金属片驱动热开关

Fig. 2 Bi-metallic actuating heat switch

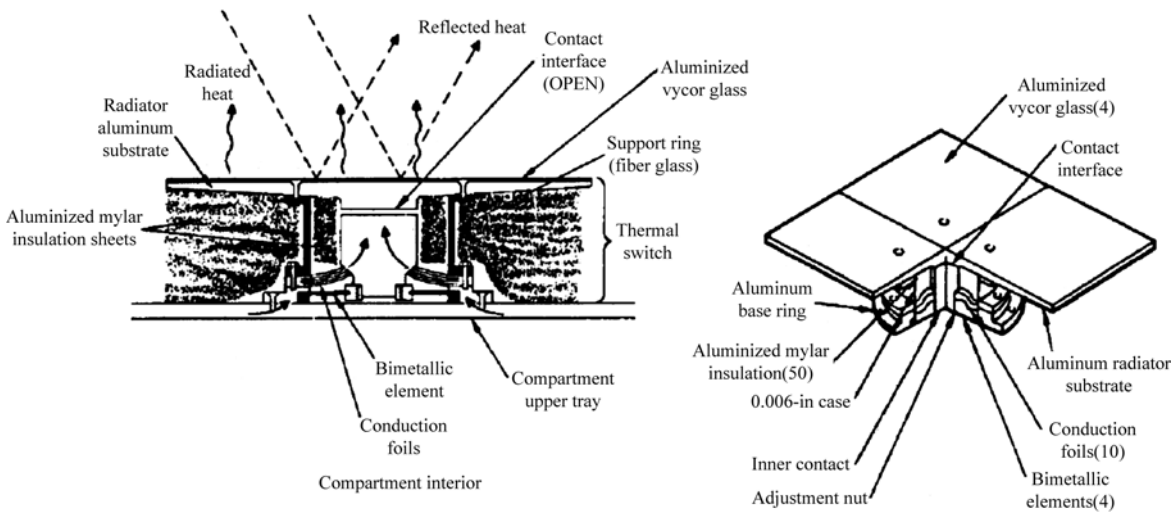


图 3 Surveyor 热开关

Fig. 3 Surveyor heat switch

美国勘察者(Surveyor)系列中的 5 个登月器上使用了这种热开关<sup>[4]</sup>,如图 3 所示。该开关用于控制两个分离式热控舱的温度,使其可以经受住月球恶劣的环境条件。这种热开关的开关比可达 300,导通时最大热导为  $0.314 \text{ W}/^\circ\text{C}$ ,断开时最小热导为  $1.047 \times 10^{-3} \text{ W}/^\circ\text{C}$ 。但是在这种运动接触式热开关的使用过程中,Surveyor I/V/VI/VII 出现了热开关接通后黏接断不开的现象。

海盗号(Viking)火星探测器<sup>[5]</sup>上使用热开关

来控制同位素温差发电器到设备安装板的热流,用来维持蓄电池组的温度不致过低,其感温元件是充装氟利昂的波纹管,开关比达到 50。

#### 3.1.2 微膨胀热开关

微膨胀热开关是利用不同材料在不同温度时的热膨胀系数不同而产生长度差,从而使传热面接触闭合或断开连接,完成热开关的闭合和打开的功能。根据运动方向和行程的不同,微膨胀热开关可分为单向和双向两种。

美国 Swales 航天中心研制出一种用于低温制冷系统的单向微膨胀热开关,第一代和第二代产品的结构分别如图 4、图 5 所示<sup>[6]</sup>,其中第一代产品结构上由不锈钢支柱、铍壳体、铍端盖以及驱

动加热器组成;为克服铍材料加工困难、毒性高等缺陷,第二代产品中用聚合体杆代替不锈钢支柱,使用铝壳体和铝尾端件代替铍壳体和铍端盖。

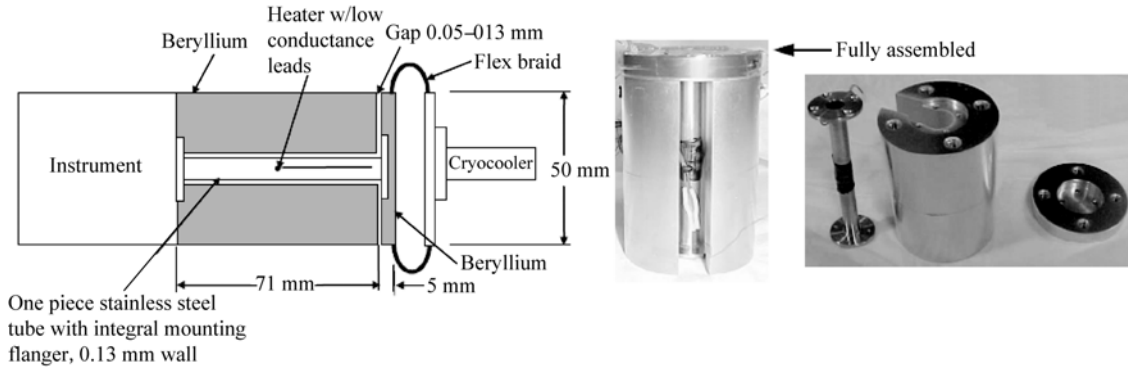


图 4 Swales 航天中心第一代单向微膨胀热开关

Fig. 4 The first generation single direction micro expansion heat switch in Swales

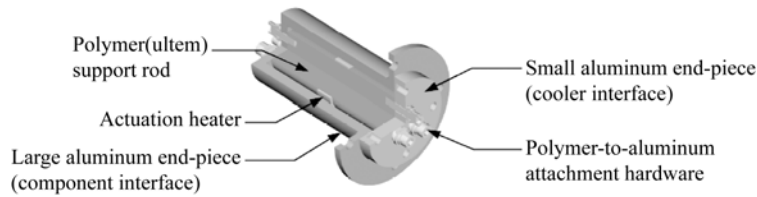


图 5 Swales 航天中心第二代单向微膨胀热开关

Fig. 5 The second generation single direction micro expansion heat switch in Swales

国内中科院理化所的王美芬等人<sup>[7]</sup>研制了一种用于低温制冷领域的单向微膨胀热开关,如图 6 所示。该热开关由 3 部分组成,其结构总长度

在 20~40 mm 之间。热开关的闭合热阻小于 1.1 K/W,断开热阻大于 1 400 K/W,开关比达到 1 281~1 410。

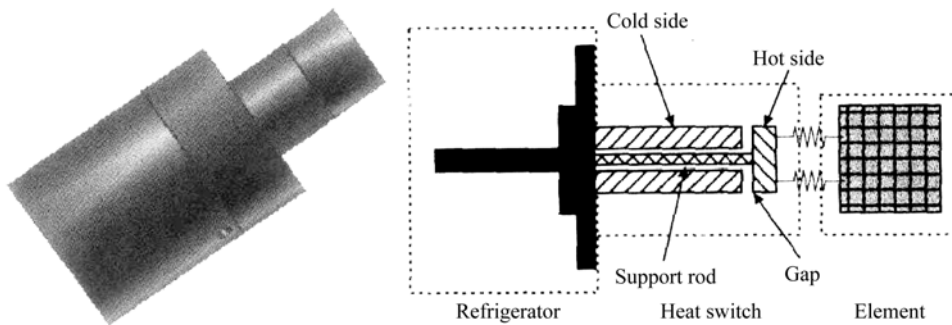


图 6 中科院理化所单向微膨胀热开关

Fig. 6 Single direction micro expansion heat switch in IPC-CAS

中科院长春光机所的韩冬等人<sup>[8]</sup>设计了一种用于空间相机 CCD 焦面组件散热的热开关,如图 7 所示。该热开关由 5 个部分组成,通过弹簧和

伸缩杆共同作用完成开关过程,其闭合热阻为 0.83 K/W。

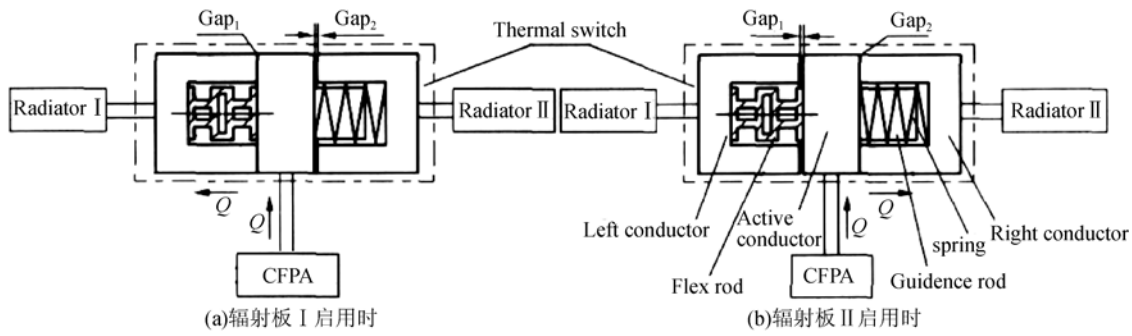


图 7 中科院长春光机所微膨胀热开关

Fig. 7 Micro expansion heat switch in CIOMP

图 8 为巴西 Santa Catarina 大学研制的双向微膨胀热开关<sup>[9]</sup>,该结构由两个螺帽,一根螺纹杆和一个圆盘组成。圆盘形似一个厚垫圈,由高热膨胀系数材料制成,放置在两个螺帽之间。螺纹

杆由低热膨胀系数材料制成。两个螺帽分别与卫星结构和低温敏感面相连。热开关的断开温度为 111.4~104.7 K。

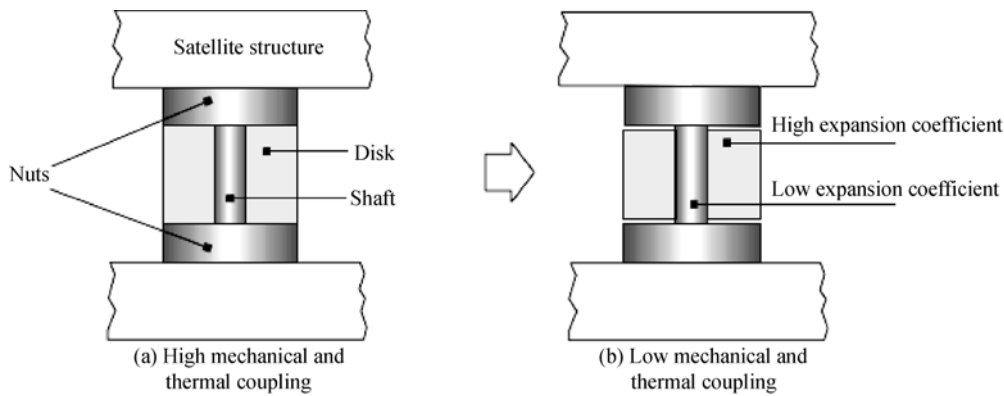


图 8 Santa Catarina 大学双向微膨胀热开关

Fig. 8 Bidirectional micro expansion heat switch in University of Santa Catarina

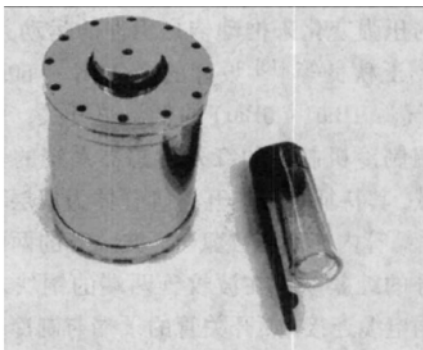


图 9 上海技物所双向微膨胀热开关

Fig. 9 Bidirectional micro expansion heat switch in SITP

图 9 为中国科学院上海技术物理研究所研制的双向微膨胀热开关<sup>[10]</sup>,实现了低温下冷端和热端的相向运动,大大提高了开关行程。该开关的

导通热阻为 0.96 K/W,断开热阻为 527 K/W,开关比达到 548。

### 3.1.3 相变驱动热开关

美国 JPL 及卫星系统研究公司 (Starsys Research Corporation)联合研制了用于火星探测器的石蜡驱动热开关,热开关结构如图 10 所示<sup>[1,11]</sup>。石蜡相变驱动热开关安装在蓄电池组和辐射器之间,根据预先设定的石蜡相变点的温度范围进行工作,在火星恶劣热环境下使蓄电池温度保持在 -20~30℃。

石蜡相变驱动热开关包括两个圆柱体(驱动器段和热连接段)、四根滑杆、压缩弹簧等。驱动器段是一个内部安装有石蜡驱动器的金属套筒,

是热开关闭合的动力源,与被控设备相连;热连接段与散热器相连,作用是传递热量;四根滑杆的作用是连接和支撑两个圆柱体;压缩弹簧是热开关断开时的动力源。为减少热开关在断开时二氧化碳气体的漏热量,热连接段与驱动器段之间有最大为 1.0 mm 的间隙,此热开关的开关比接近 100。

石蜡相变驱动热开关已成功应用到火星探测 MER 中的 勇气号 (Spirit) 和 机遇号 (Opportunity) 火星探测器上<sup>[12]</sup>,用来控制蓄电池的温度,但是目前石蜡相变驱动热开关存在密封可靠性问题以及二氧化碳气体的漏热问题。

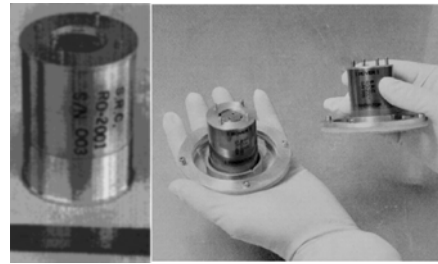


图 10 火星探测器所用相变驱动热开关

Fig. 10 Heat switch driven by phase transition used in mars exploration

相变驱动热开关的结构形式很多,还有基座式、垫圈式、薄板式等其它结构形式<sup>[13]</sup>,分别如图 11、图 12、图 13 所示。

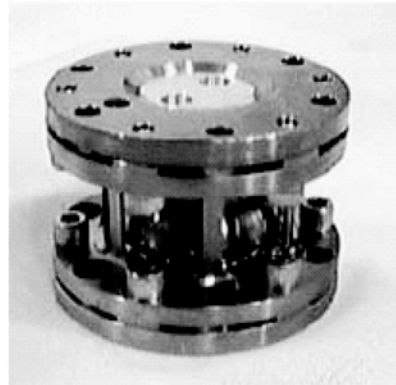
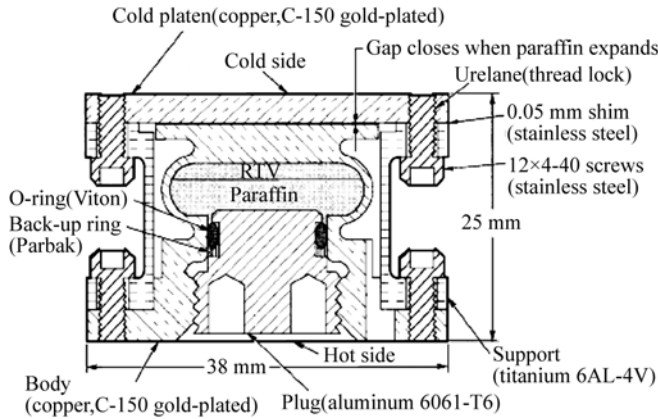


图 11 基座式相变驱动热开关

Fig. 11 Pedestal heat switch driven by phase transition

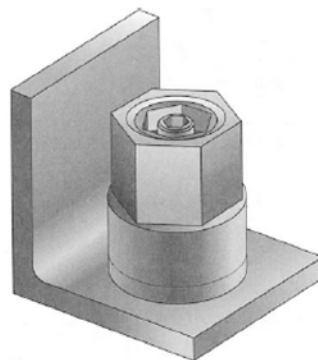
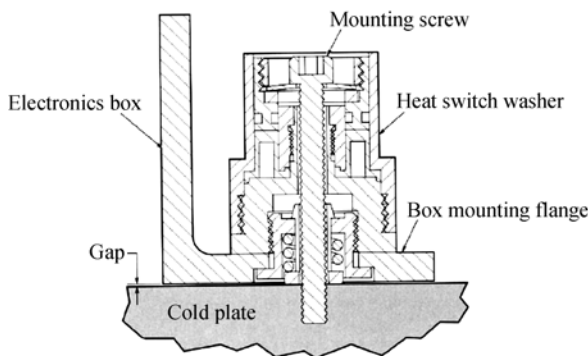


图 12 垫圈式相变驱动热开关

Fig. 12 Washer heat switch driven by phase transition

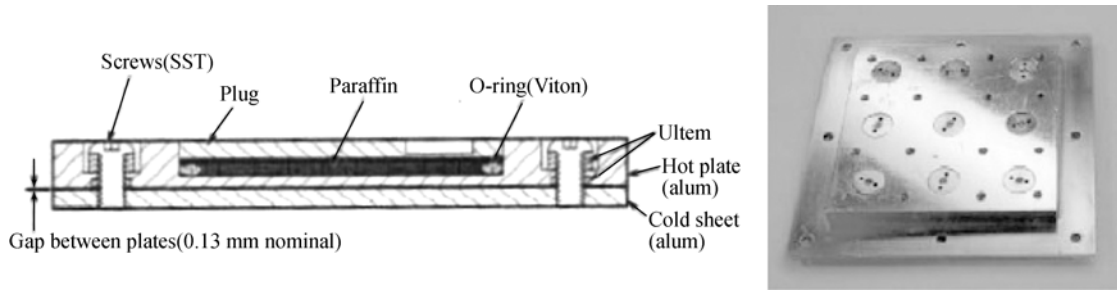


图 13 薄板式相变驱动热开关

Fig. 13 Thin plate heat switch driven by phase transition

3.1.4 记忆合金驱动热开关

记忆合金热开关具有变形量大、变形自由度大、变形可急剧发生、功率质量比高等优点,而且尺寸越小优点越显著,具有良好的发展前景。

美国佛罗里达州立中央大学研制了一种用于

液态甲烷(118 K)容器和液氧(92 K)容器之间热连接的记忆合金热开关<sup>[14]</sup>,如图 14 所示。其导热能力可达到 8 W,进行改进后,可适应更低温度区的热控需求。

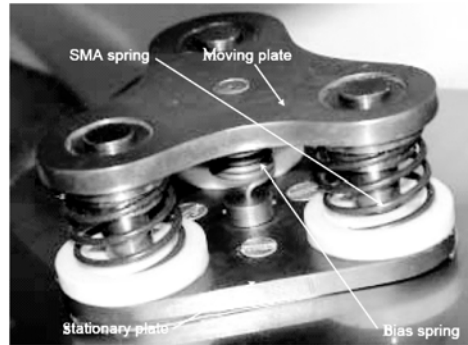
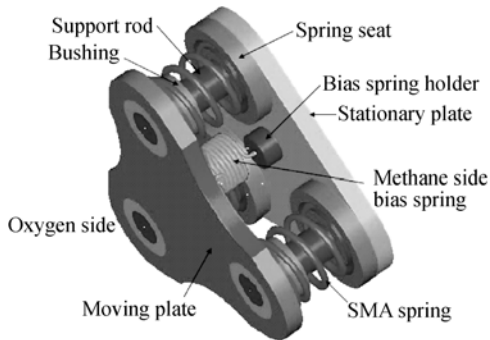


图 14 佛罗里达大学记忆合金驱动热开关

Fig. 14 Shape memory alloy actuated heat switch in the University of Central Florida

中国科学院上海技术物理研究所研制了一种用于斯特林制冷机的多机并联的双驱动型低温记忆合金热开关<sup>[10]</sup>,如图 15 所示,其导通热阻为 0.97 K/W,断开热阻为 2456.9 K/W,开关比达到 2 533。中国兰州物理研究所研制了一种记忆

合金热开关<sup>[15]</sup>,如图 16 所示。该热开关采用 Ti-Ni 单程形状记忆合金作为热开关的感温驱动元件,理论计算表明热开关的开关比为 131 左右,闭合热阻约为 2.7 K/W,断开热阻大于 352.6 K/W,闭合时间小于 30 min。

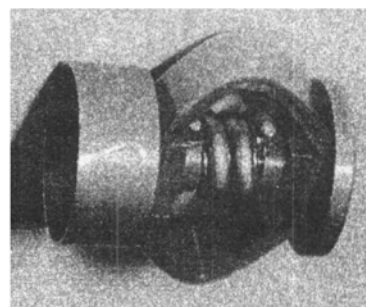
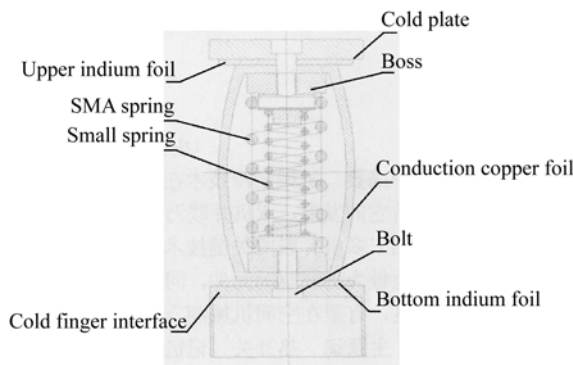


图 15 双驱动型记忆合金热开关

Fig. 15 Dual-driven memory alloy heat switch

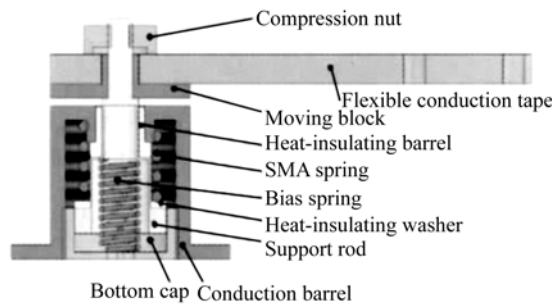
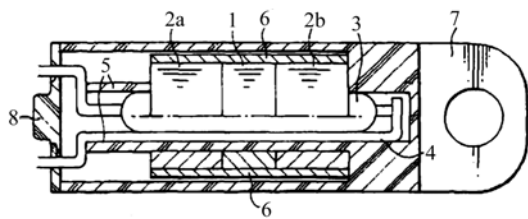


图 16 兰州物理所记忆合金驱动热开关

Fig. 16 Heat switch driven by memory alloy in LIPCAST

### 3.1.5 磁热效应热开关

磁热效应热开关是根据温敏磁性构件在居里点上、下分别呈现逆磁性、顺磁性的特点而研制的。仙石健等人制作了具有舌簧开关组件的磁热效应热开关<sup>[16]</sup>,如图 17 所示,热舌簧开关组件是正常封闭型,即在正常温度下处于开关闭合状态。该正常温度低于温度敏感磁性元件的居里点,当温度高于温敏磁性元件的居里点时,流过舌簧的磁通量发生变化,舌簧开关便断开。



- 1. Temperature sensitive magnetic cylinder
- 2a/2b. Cylindrical PM
- 3. Reed switch
- 4. Signal reed line
- 5. Cylinder
- 6. Heat conductor
- 7. Shell
- 8. Cap

图 17 磁热效应热开关

Fig. 17 Pyromagnetic heat switch

## 3.2 主动热开关

主动热开关在打开和闭合状态之间的转换过程中需要外界介入,如外界输入能量等,相对于被动热开关,其优点在于能够很好地控制开关通断。主动热开关可分为运动接触式和固定式两种,传热机理可以有多种,包括辐射换热、接触导热和相变传热。

### 3.2.1 静电驱动热开关

美国国家航空航天局(NASA)于 2006 年发射升空的 ST-5 卫星星座对 7 项空间技术进行了

飞行验证,其中包括静电热开关辐射散热器<sup>[17]</sup>。当开关接通时,卫星内部的热量通过开关直接传导到元件外表面并以热辐射形式向宇宙冷背景辐射;当开关关断时,由于热开关处的热阻很大,卫星内部只有很少的热量能够传递到元件外表面。T. Slater 等人<sup>[18]</sup>研制了应用于微小卫星热控制的静电驱动热开关辐射器,其原理如图 18 所示,静电力驱动 2 个相距 10~20 μm 的板相吸接触而导热,静电压为 12 V 时,板的中心部位开始接触,静电压增大到 40 V 时,导热通道完全打开。

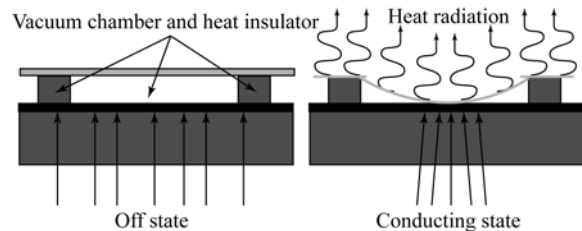


图 18 静电驱动热开关原理

Fig. 18 Electrostatic actuated heat switch

国内兰州物理研究所研制了一种卫星静电热开关辐射散热器<sup>[19-20]</sup>,如图 19 所示。其上层是高发射率柔性薄膜,下层是元件基板,上下层之间通过绝热支撑连接到一起,形成真空间隙。在开关断状态下,薄膜与基板之间的能量交换主要是基板与薄膜间的辐射换热。当在基板和薄膜之间加上一定的电压时,上层薄膜和下层基板之间产生的静电吸引力驱动薄膜变形下拉与基板热接触,卫星基板的热量可以传导给高发射率薄膜,并由后者向宇宙空间辐射。

### 3.2.2 压电驱动热开关

压电驱动热开关具有质量轻、效率高、寿命

长、尺寸小、行程大、可控性好等优点。根据压电驱动器的不同,出现了多种压电驱动热开关,如堆栈式、悬臂式、隔膜式、马达式。相比于其它驱动器,悬臂式压电驱动热开关在低电压输入下具有较大的行程,同时具有较高的电能-机械能转换效率<sup>[21]</sup>。悬臂式压电驱动热开关结构如图 20 所示,导热热开关材料连接在压电驱动器的一端。

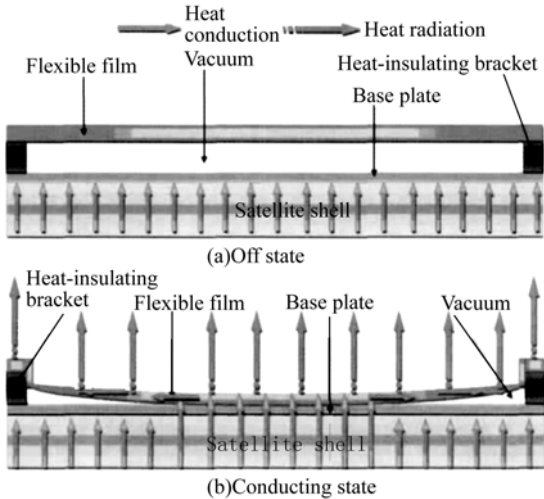


图 19 兰州物理所静电驱动热开关

Fig. 19 Electrostatic actuated heat switch in LIPCAST

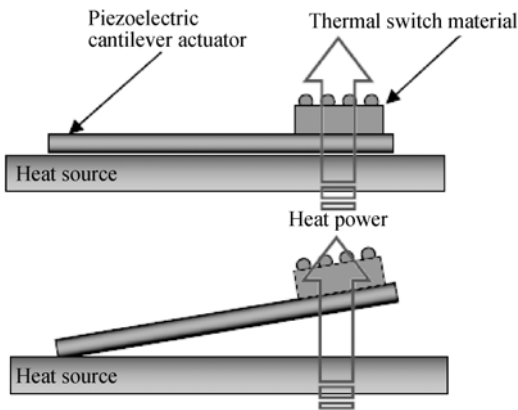


图 20 悬臂式压电驱动热开关

Fig. 20 Cantilever piezoelectric actuated heat switch

### 3.2.3 磁力驱动热开关

铁磁性物质在外磁场作用下,其尺寸会伸长或缩短,去掉外磁场后,又会恢复到原来的长度,这种现象称为磁致伸缩现象。近期发展的稀土超磁致伸缩材料比传统磁致伸缩材料的磁致伸缩系数  $\lambda$  大 1~2 个数量级。Joshi 等人<sup>[22]</sup> 利用稀土超磁致伸缩材料研制了一种紧凑型机械热开关。

Energen 公司和 NASA 戈达德飞行中心研制了两代磁致伸缩热开关<sup>[23]</sup>。第二代磁致伸缩热开关原理如图 21 所示,在磁场的作用下,磁敏材料杆伸长推动位于末端的铜块运动与热沉接触,热量通过铜块传递到热沉;当磁场去除后,磁敏材料杆回缩,使铜块与热沉脱离,断开导热通道。铜块表面和热沉表面均进行镀金处理,以避免冷焊和降低传热面的接触热阻。

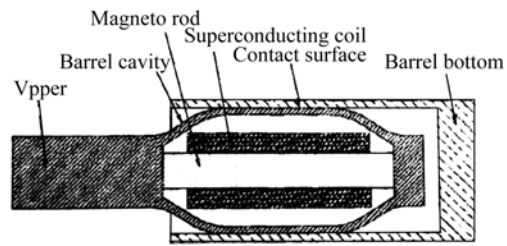


图 21 第二代磁力驱动热开关的概念设计

Fig. 21 Conception design of the second generation magnetic actuated heat switch

### 3.2.4 气隙热开关

自 1960 年开始,美国喷气推进实验室(JPL)就开始研究气隙热开关,研制的氢气热开关如图 22 所示<sup>[24]</sup>,开关比可达 700。气隙热开关利用两导热片之间的充气 and 抽气使整个热开关两极之间的热导率发生几个数量级的变化,从而实现热开关的闭合及断开。气隙压力一般由活性炭泵调节,可采用氖气、氢气、氦气等气体。由于气隙热开关的优点,高可靠、寿命长的空间低温吸附制冷机所用热开关部件现在采用的主要都是气隙式热开关<sup>[25]</sup>。

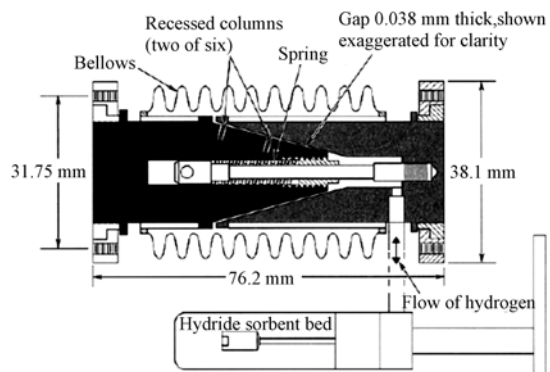


图 22 美国 JPL 氢气气隙热开关

Fig. 22 Hydrogen gas-gap heat switch of USJPL

法国的 I. Catarino 等人<sup>[26]</sup> 研制了一种采用

氖气的气隙热开关,如图 23 所示。其闭合热导为 0.074 W/K,打开热阻为 3 000 K/W,在 20 K 下的开关比达到 220。

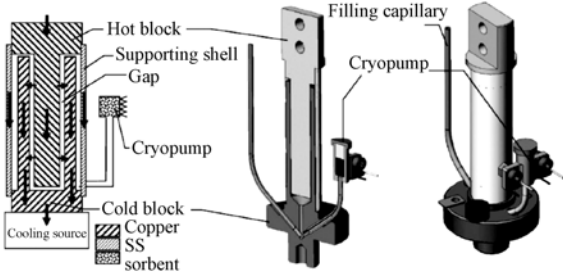


图 23 法国氖气气隙热开关

Fig. 23 Neon gas-gap heat switch

美国 NASA 研制了一种氦气气隙热开关<sup>[13]</sup>,如图 24 所示,其开关比能够达到 6 900。

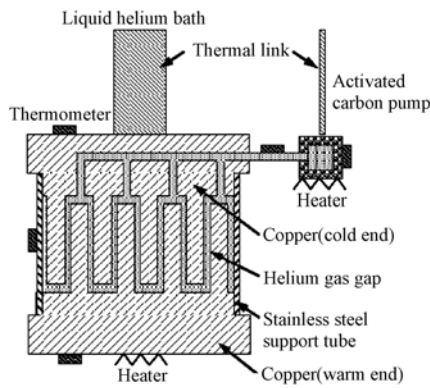


图 24 NASA 氦气气隙热开关

Fig. 24 Helium gas-gap heat switch in NASA

国内自 80 年代开始研制气隙热开关,目前已发展了多种气隙热开关,图 25 为中国科学院的 Baozhi Zhao 等人<sup>[27]</sup>研制的气隙热开关,并首次应用在传导制冷的超导磁体上。

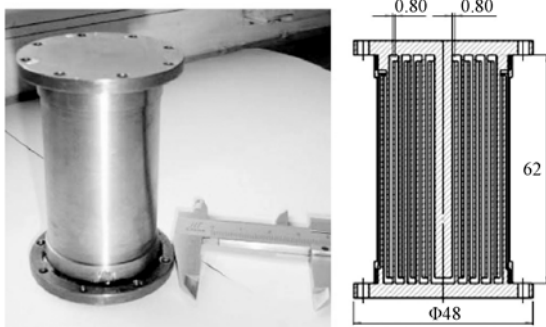


图 25 中国科学院气隙热开关

Fig. 25 Gas-gap heat switch in Chinese Academy of Science

但是由于气隙热开关的传热机理是将气体充满空隙,因此其开关时间较长,图 26 为氢气气隙热开关的开关时间曲线<sup>[28]</sup>,从图 26 可以看出,气隙热开关的闭合时间量级为分钟。气隙热开关需要真空泵来实现气体充放,因此气隙热开关通常具有较大尺寸。

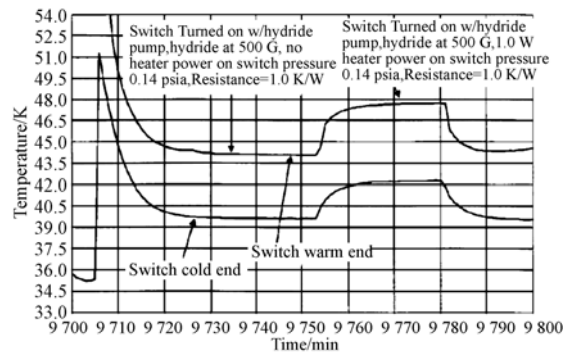


图 26 氢气热开关的开关时间

Fig. 26 Switching time of hydrogen gas-gap heat switch

### 3.2.5 液桥式热开关

Su-Heon Jeong 等人<sup>[29]</sup>研制了一种用于 LED 发光系统的液桥式热开关,其传热原理及实物照片如图 27 所示。

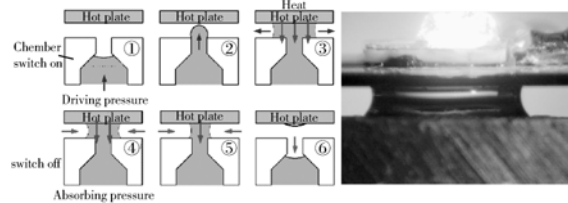


图 27 液桥式热开关

Fig. 27 Liquid bridge heat switch

### 3.2.6 液滴式热开关

美国加利福尼亚大学的 Jian Gong 等人<sup>[30]</sup>研制了一种基于平板式电介质电子润湿(EWOD)的液滴式热开关,如图 28 所示,目前所用工质仅采用了水和甘油,后期将进行其它工质性能的研究。

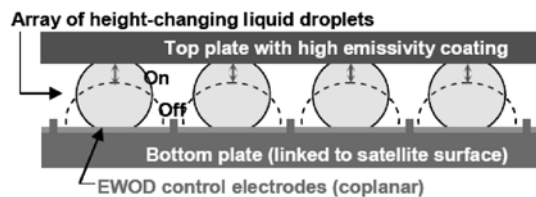


图 28 加利福尼亚大学 EWOD 热开关

Fig. 28 EWOD heat switch in the University of California

美国华盛顿州立大学的 Aric L<sup>[31]</sup>、Jeong-Hyun Cho<sup>[1]</sup>开展了基于 EWOD 的金属液滴热开关的研制工作,如图 29 所示。

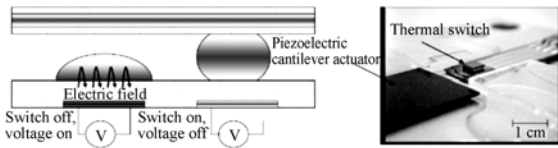


图 29 美国华盛顿州立大学 EWOD 热开关

Fig. 29 EWOD heat switch in the Washington State University

### 3.2.7 磁阻热开关

金属中热量传递是依靠自由电子扩散和声子传播进行的,即材料导热率  $k(T)$  可以表示为  $k(T) = k_g(T) + k_e(T)$ ,其中  $k_g(T)$  为声子热导,  $k_e(T)$  为电子热导。在低温超导情况下,由于电子热导基本不起作用,仅声子热导起作用,因此在超导状态下金属的导热率很低。通过在超导体上施加一定强度的磁场,可以使超导状态下金属中的自由电子参与热量传递,从而使材料导热率提高到超导状态下的上千倍,这种效应称为磁阻效应。磁阻热开关即是基于磁阻效应研制的,由于其特殊的性能而适合于低温制冷领域。常用的材料有镓、镉、铍、锌、铟、钨、锡、铪、铅等,其中钨具有较低的超导转换温度,是目前使用较多的磁阻热开关材料。

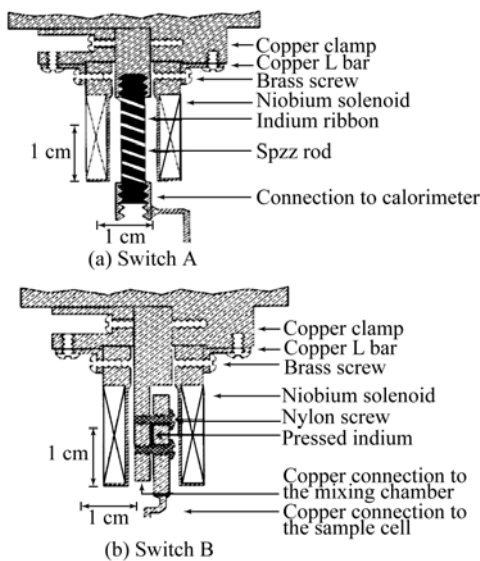


图 30 铜超导热开关

Fig. 30 Indium heat switch

P. C. Ho 等人<sup>[32]</sup>研制了两种紧凑型铜超导

热开关,如图 30 所示,该热开关的传导关系简单,外形尺寸小,在 0.1~0.4 K 内进行超导状态转换,其开关比可以达到  $65/T^2$ 。

J. Bartlett 等人<sup>[33]</sup>研制了一种用于绝热退磁制冷机的钨磁阻热开关,如图 31 所示,该热开关采用了纯度为 99.999% 的材料,其开关比在 1.5 K 下达到  $1.75 \times 10^4$ ,在 4.26 K 下达到  $1.51 \times 10^4$ 。

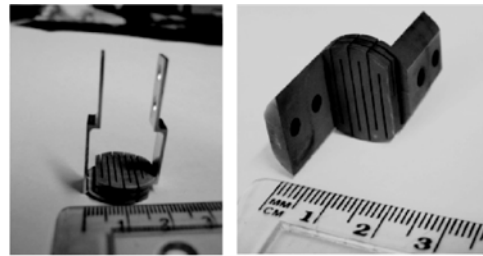


图 31 钨磁阻热开关

Fig. 31 Tungsten magnetoresistive heat switch

### 3.2.8 热管热开关

热管热开关利用在某种情况下形成的热管热流所具有的不可逆性来实现其逆止功能,其结构原理如图 32 所示,当  $T_2 > T_1$  时,热管正常工作,导热通道连通,当  $T_2 < T_1$  时,热管工作中断,导热通道切断。

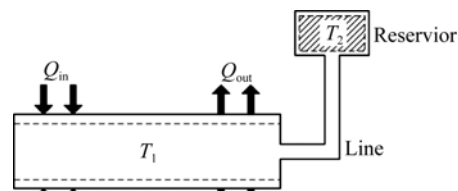


图 32 热管热开关

Fig. 32 Heat pipe switch

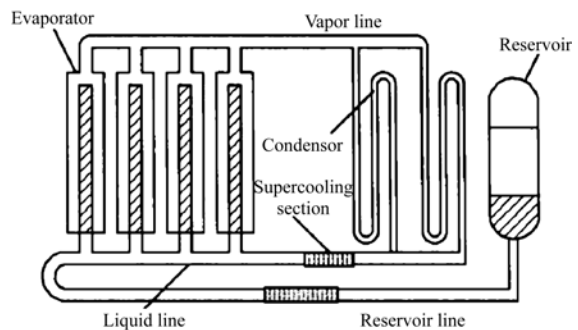


图 33 CPL 热开关

Fig. 33 CPL pipe switch

其它如毛细抽吸两相流体回路(CPL)<sup>[34]</sup>、环路热管(LHP)<sup>[35]</sup>等均可以进行精确控温,两者原

理类似,如图 33、图 34 所示,两者同样具有热开关的作用,也可称为热开关。由于具有高传热性能、可以远距离热量传输、等温性好、可靠性高、无运动部件、无耗能等优点,因此其应用前景极其广阔。

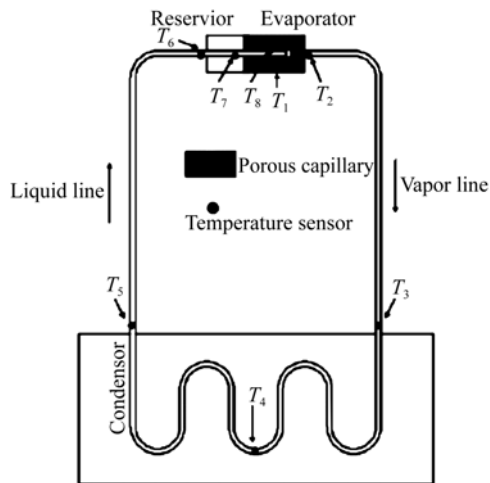


图 34 LHP 热开关

Fig. 34 LHP pipe switch

#### 4 研究工作展望

综上所述,针对不同工作环境和导热需求,国内外研究学者研制出了多种不同的空间热开关,在宽广的温度范围(0.1~300 K)、广泛的应用领域(MEMS 冷却、低温制冷等领域)上均获得了很好的应用。现有研究表明:空间探测领域的不断扩展,工作环境的日益复杂多变,将对热控提出前所未有的挑战,因此作为导热通道上关键部件的空间热开关,其应用范围将越来越广,具有高开关比、高可靠性的高性能空间热开关将是未来的研制重点。

与其它无源热控装置不同,空间热开关所具有的控制导热通道通断的能力使其不可避免地具有驱动器。驱动器作为热开关动力输出源,其运行性能和可靠性对热开关的整体性能和可靠性有

着关键性的影响。目前已研制出多种形式的驱动器,如膨胀力驱动器、静电驱动器、毛细力驱动器、磁场力驱动器等。纵观空间热开关的发展历程,每种新式驱动器的出现,都将引入到热开关研究领域并由此研制出新的空间热开关,因此,具有高性能、高可靠性的新式驱动器将是未来空间热开关的研究热点。

空间热开关的高开关比要求闭合状态下热阻小、打开状态下热阻大。从传热机理上来说,在运动接触式热开关中,除气隙热开关外,其余热开关的主要导热方式均为接触导热。因此,导热通道上的接触热阻是影响热开关导热性能的重要因素,只有减小接触热阻,才能提高导热性能。同时,热开关打开状态下,传热面之间的辐射换热是主要漏热量,热开关打开状态漏热量的大小直接影响开关比的大小,为此传热面表面必须具有低发射率。接触传热面的表面处理特性对热开关的性能有着重要的影响,需要同时满足低接触热阻、低辐射热阻的综合要求,因此接触传热面处新的热控涂层和处理工艺是未来空间热开关研究的关键问题。

由于闭合时间和开关行程的约束,空间热开关装配后的接触传热面之间的间隙大部分都为 0.1~1mm,而且其工作温度一般与装调环境温度存在一定偏差,这会导致空间热开关在运行期间出现卡滞或脱离现象,严重影响其开关性能。因此空间热开关的功能完好性和运行可靠性需要建立在精密加工与装配技术上,还需要对此项技术进行充分的探索和试验。

国内空间热开关的研究大多还停留在原理样机阶段,没有在轨成功应用的先例,目前仅航天五院开展了在轨试验。若要实现工程应用,还需要进一步提高开关性能,解决空间热开关的高可靠性、长寿命以及良好的环境适应性问题,以实现空间热开关的实用化,使空间热开关真正应用到空间热控系统中。

#### 参考文献:

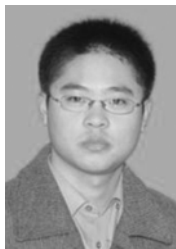
- [1] CHO J H. *Design, fabrication, and characterization of a MEMS thermal switch and integration with a dynamic micro heat engine* [D]. Washington State University, 2007.

- [2] 郭亮,吴清文,黄勇,等. 空间热开关的研究进展 [C]. 第十一届空间热物理会议,北京,2013.  
GUO L, WU Q W, HUANG Y, *et al.*. Progress of study on space heat switch [C]. 11th Space Thermophysics Conference, Beijing, Nov, 2013. (in Chinese)

- [3] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 第二版, 北京: 科学出版社, 1998: 201-204.  
MIN G R, GUO SH. *Spacecraft Thermal Control* [M]. Second Edition, Beijing: Science Press, 1998: 201-204. (in Chinese)
- [4] VICKERS J M F, GARIPAY R R. Thermal design evolution and performance of the surveyor spacecraft [J]. *AIAA*, 1968:68-1029.
- [5] THEODORE F M, DAVID N G. Development of the viking mars lander thermal control subsystem design [J]. *J. Spacecraft*, 1968, 13(4): 229-236.
- [6] BUGBY D, MARLAND B, STOUFFER C, *et al.*. Advanced components and techniques for cryogenic integration [J]. *AIAA*, 2003-344.
- [7] 王美芬, 闫涛, 洪国同, 等. 微膨胀型低温热开关研究 [J]. *低温工程*, 2006(2): 54-57.  
WANG M F, YAN T, HONG G T, *et al.*. Experimental research on a practical cryogenic heat switch [J]. *Cryogenics*, 2006(2): 54-57. (in Chinese)
- [8] 韩冬, 吴清文, 卢铎, 等. 多姿态变化相机中 CCD 焦面组件的热设计 [J]. *光学精密工程*, 2009, 17(11): 2665-2671.  
HAN D, WU Q W, LU E, *et al.*. Thermal design of CCD focal plane assemblies for attitude-varied space cameras [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(11): 2665-2671. (in Chinese)
- [9] FERNANDO H M, MARCIA B H M. Theoretical and experimental studies of a bi-metallic heat switch for space applications [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2003, 46: 4573-4586.
- [10] 张利, 何兴伟, 黄志光, 等. 空间低温热开关技术的研究进展 [J]. *红外*, 2008, 29(7): 15-19.  
ZHANG L, HE X W, HUANG ZH G, *et al.*. State-of-arts of space-borne cryogenic thermal switches [J]. *Infrared*, 2008, 29(7): 15-19. (in Chinese)
- [11] ERIC S, KURT L, MIKE P, *et al.*. Wax-actuated heat switch for Mars surface applications [J]. CP608, *Space Technology and Applications International Forum-STAIF*, 2002: 211-213.
- [12] KETITH S N, CHARLES J P, GAJANAN C B, *et al.*. Development of a thermal control architecture for the Mars exploration rovers [C]. CP654, *Space Technology and Applications International Forum-STAIF*, 2003: 194-205.
- [13] WILLIAMS A D. *Robust satellite thermal control using forced air convection thermal switches for operationally responsive space missions* [D]. B. S., Texas A & M University, 2002.
- [14] KRISHNAN B. *Design, fabrication and testing of a shape memory alloy based cryogenic thermal conduction switch* [D]. *University of Central Florida*, 2004.
- [15] 张文千. 航天器用记忆合金热开关的设计与理论分析[J]. *真空与低温*, 2009, 15(1): 41-44.  
ZHANG W Q. Design and theoretical analyzes of shape memory alloy heat switch for spaceflight [J]. *Vacuum & Cryogenics*, 2009, 15(1): 41-44. (in Chinese)
- [16] 仙石健. 热开关装置: 中国, CN1221200[P]. 1999.  
XIAN SH J. Thermal switch device: China, CN1221200 [P]. 1999. (in Chinese)
- [17] BEASLEY M A, FIREBAUGH S L, EDWARDS R L. MEMS thermal switch for spacecraft thermal control [C]. *Janson S. W, Henning A. K. MEMS/MOEMS Components and Their Application, Bellingham, WA: Proceedings of SPIE*, 2004.
- [18] SLATER T, GERWEN P V, MASURE E, *et al.*. Thermo-mechanical characteristics of a thermal switch [C]. *The 8th International Conference on Solid-States Sensors and Actuators, and Eurosensors IX, Stockholm, Sweden, June, 1995:25-29.*
- [19] 王熙元, 陈学康, 曹生珠, 等. 卫星静电热开关辐射散热器热性能分析[J]. *真空与低温*, 2009, 15(1): 25-29.  
WANG X Y, CHEN X K, CAO SH ZH, *et al.*. Thermal performance analysis of electrostatic switched radiator for satellite [J]. *Vacuum & Cryogenics*, 2009, 15(1): 25-29. (in Chinese)
- [20] 曹生珠, 陈学康, 王熙元, 等. 微型星用可变辐射器[J]. *真空与低温*, 2013, 33(8): 751-754.  
CAO SH ZH, CHEN X K, WANG X Y, *et al.*. Novel type of micro-variable radiator for spacecraft thermal control [J]. *Vacuum & Cryogenics*, 2013, 33(8): 751-754. (in Chinese)
- [21] CHO J H, RICHARDS R F, BAHR D F, *et al.*. Efficiency of energy conversion by piezoelectrics [J]. *Appl. Phys. Lett.*, 2006, 89:104107.
- [22] JOSHI C, TAI C, MAVANUR A. Heat switch: US, 2005283230 [P]. 2005.
- [23] 向艳超, 彭方汉, 邵兴国. 空间热开关技术的发展现状[C]. 第八届空间热物理会议论文集, 南昌, 2007年9月.  
XIANG Y CH, PENG F H, SHAO X G. Current status and research development of space heat switch technique [C]. *8th Space Thermophysics Conference, Nanchang, Sep, 2007.* (in Chinese)

- [24] DAVID G GILMORE. *Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I: Fundamental Technologies* [M]. 2nd Ed, The Aerospace Press, El Segundo, CA, 2002.
- [25] 王兆利, 李亚丽, 罗宝军, 等. 空间吸附制冷技术的研究进展[J]. 低温工程, 2012, (6): 57-61.  
WANG ZH L, LI Y L, LUO B J, *et al.*. Research and development of space sorption cryocooler [J]. *Cryogenics*, 2012, (6): 57-61. (in Chinese)
- [26] CATARINO I, BONFAIT G, DUBAND L. Neon gas-gap heat switch [J]. *Cryogenics*, 2008, 48: 17-25.
- [27] ZHAO B ZH, WANG Q L, LI L K, *et al.*. Practical application of gas-gap thermal switch in conduction cooled superconducting magnet system [J]. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 2012, 22(3).
- [28] MARLAND B, BUGBY D, STOUFFER C. Development and testing of advanced cryogenic thermal switch concepts [J]. *Space Technology and Applications International Forum, Proceedings of a Conference, January, 2000*, 504:837-846.
- [29] JEONG S H, WATARU N, LEE S K. Experimental investigation of a heat switch based on the precise regulation of a liquid bridge [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2012, 39: 151-156.
- [30] GONG J, CHA G, JU Y S. Thermal switches based on coplanar EWOD satellite thermal control [J]. *MEMS*, 1: 13-17, 2008.
- [31] ARIC L, MCLANAHAN R. The design, modeling, fabrication, and characterization of an EWOD actuated microthermal switch [D]. *Washington State University*, 2011.
- [32] HO P C, HALLOCK R B. A compact design for an in-dium heat switch [J]. *Journal of Low Temperature Physics*, 2000, 121(5/6): 797-802.
- [33] BARTLETT J, HARDY G, HEPBURN I, *et al.*. Thermal characterization of a tungsten magnetoresistive heat switch [J]. *Cryogenics*, 2010, 50: 647-652.
- [34] 张加迅, 侯增祺. CPL技术在空间飞行器上的应用 [J]. 工程热物理学报, 2001, 22(3): 340-343.  
ZHANG J X, HOU Z Q. The application of CPL technique in spacecraft [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2001, 22(3): 340-343. (in Chinese)
- [35] MAYDANIK Y F. Loop heat pipes [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2005, 25(5-6): 635-657.

#### 作者简介:



郭亮(1982—),男,黑龙江哈尔滨人,博士,副研究员,2004年、2006年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,2013年于中国科学院大学获得博士学位,主要从事传热传质学研究、空间机构环境适应性研究、空间光学遥感器热控制技术研究。E-mail: guoliang329@hotmail.com



张旭升(1988—),男,黑龙江讷河人,硕士,研究实习员,2013年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,主要从事空间光学遥感器热控技术的研究。E-mail: zxs1933@126.com

(版权所有 未经许可 不得转载)