

红外物理与技术译丛

# 微型制冷机技术专辑

中国科学院上海技术物理研究所 编

上海科学技术文献出版社

红外物理与技术译丛

# 前 言

这里译出的四篇文章,都是有关微型制冷机技术的。第一篇《低温冷却技术述评》,是美国宇航局发表的研究资料(1970年9月至1972年5月),该文比较全面地介绍了制冷系统的工作原理、各类制冷机的性能特点以及截至1973年的技术发展水平。同时文章中也反映出美国从事这项工作的主要机构和分工状况。实际上,这篇研究报告预见到1975年底的水平。今天,从这门技术发展的状况看,该文仍不失为反映制冷机技术水平的较好资料。由于这篇报告是经过美国有关部门审定过的,因此,文中引用的资料和数据参考价值较大。这篇文章从1973年发表至今,毕竟过去了五年时间,为弥补技术上发展的差距,又增选了三篇译文。即:第二篇《用于红外探测器的涡流热交换器制冷》,它是最近才研制出的无运动部件的制冷机技术,从机器的工作特性及实验结果看,制冷机具有可靠性高、重量轻、成本低等优点,它虽然是比较有前途的原理方法,但还需要大量深入细致的研究工作。第三、四篇是《航天飞行器应用的深冷和低温热管/致冷器的研究》、《用于探测器冷却系统的低温热管辐射致冷器的发展》。热管技术的内容在第一篇译文中是没有的,但热管本身并不能“制冷”,而是一个高效能的热量传递元件,它与各种制冷机(器)耦合,不仅能提高现有微型制冷机(器)的性能水平,而且可以解决一些特殊应用的要求,它在低温技术中越来越重要。辐射致冷是利用宇宙空间冷背景与辐射器进行能量热交换实现的。这一新型“制冷”方法,对当前与未来的空间探索、遥感技术等的发展,具有重要作用。

参加本专辑译校工作的有刘心田、杨春江、张祖恭、吴克平、张宝凤、孙钟英、徐绍绩、庞世杰、张兹基、华泽钊等同志。第一篇译文还经北京物理所洪朝生同志审校,在此谨表谢意。

由于我们水平有限,敬请读者对译文中的错误和缺点,批评指正。

编 者

1978年11月

# 目 录

1. 低温冷却技术述评 ..... ( 1 )
2. 用于红外探测器的涡流热交换器制冷 ..... (101)
3. 航天飞行器应用的深冷和低温热管/致冷器的研究 ..... (106)
4. 用于探测器冷却系统的低温热管辐射致冷器的发展 ..... (117)

# 低温冷却技术述评

(Survey of Cryogenic Cooling Technique)

M. Donabedian. (美)

本文简明地介绍了用来冷却航天技术中的红外探测器、光学部件和其它装置的制冷系统的工作原理、特点和美国的发展水平。

## 引言和摘要

### 一、引言

本报告总结了在航天飞行器上使用的冷却设备和冷却方法的现状。这一工作是在运输工程部进行的,编号为宇航 JO6471 和 JO2441,名称叫做“冷却到低温”。

为航天飞行器中的红外探测器、光学部件和其他装置在低温下提供冷量是许多航天任务的重要必需条件,也是现代技术的一个要求。处于不同发展阶段的有潜力的若干冷却装置能够适应许多的冷却需要;每一种又提供不同的参数组合,这包括重量、动力、尺寸、可靠性,在许多情况下还有它最为适用的具体冷量范围和冷却温度。然而制冷装置所要求的工作条件很宽,常常难于给出采用各种冷却装置的一般规则。

在本报告中讨论了下面四类制冷原理:

- a. 封闭循环机械制冷系统。它在低温下提供冷量,在高温下排出热量。
- b. 开式工质不回收系统。这一类包括贮存的高压气体联结焦耳-汤姆逊(J-T)节流膨胀阀,使用处于亚临界或超临界状态下的液态冷剂、固态冷剂和室温下贮存的液体。
- c. 被动辐射致冷器。它通过向低温宇宙空间辐射热量使被冷却系统冷到低温。
- d. 热电致冷器。它是利用电流通过两种不同材料的结点时所产生的帕尔帖(Peltier)致冷效应。

本报告意在作为一个手册性资料 and 选择制冷系统的指南,可以一次次地进行修改和补充新的内容以不断改进。这一点特别在封闭循环机械制冷机一节中反映出来,其中安排的图和表的形式便于不断地补充新的资料。虽然对封闭循环制冷机的热力学循环进行了简短的叙述,但并没有试图详细地描述这些循环或推导出任何循环的理想热力学效率。至于这些理论知识,建议读者去查阅更基础的参考资料,见本文后面所列的一些书目。

### 二、摘要

这里简要地讲一下适合于航天飞行器工作的若干制冷原理的背景资料、对各种制冷循环的描述及工作原理、性能资料及发展潜力。由于文中内容很多,本节概述全文的要点,简要说明在低温下提供冷量的各种原理,指出了一些比较重要的工作特性,还略述了制冷系统

在飞行器中使用时的主要限制。当考虑一个制冷系统的具体应用时,由于涉及许多参数,必须进行综合设计。因而试图严格地确定具体制冷系统的最佳工况是不现实的,或者甚至是无意义的。但对一般的工作范围(如温度和冷量),则可以确定最为合适的具体的制冷系统,并为研究其现实性和进行初步设计提供一般的指导。

### 1. 系统定义和工作特性

本报告中所谈的制冷系统归为四类: 封闭循环机械制冷机, 开式循环工质不回收系统, 被动辐射致冷器和热电致冷器。

最简单并且可能是最可靠的低温冷却方法是使用一个辐射致冷器以直接利用宇宙空间这个低温热汇。这种系统是被动式的, 需要很小的或不需要动力, 并在长时间使用中高度可靠, 因而这种原理是有吸引力的。辐射致冷器必须同直射阳光和运载航天飞行器隔开, 在近地轨道情况下还要屏蔽地球和大气层的直接辐射热量及其反射的阳光。这种方法的主要局限性是当所需冷却温度下降时, 需要把辐射致冷器的尺寸大大增加, 以及受寄生热漏的限制。

在热负载小的时候, 用热电致冷器提供低温条件是合适的。根据电流通过不同材料的结点时产生帕尔帖致冷效应, 热电致冷器是一种简单、重量轻、可靠的致冷方法。这种致冷系统主要受效率低(约1%)和冷热二结点之间所能达到的最大工作温差的限制。

对于较低的制冷温度与(或)较大的冷量的工作条件, 开式工质不回收系统是合适的。最简单、最经济的方法是使用 J-T 致冷器, 即高压气体(1000~6000 绝对压力, 磅/英寸<sup>\*\*</sup>) 联一个 J-T 节流膨胀阀(包括一个小孔、细管换热器、屏蔽罩等), 使气体冷却并最终在被冷却处形成低温液体。应用氮、氢、氩或者氦能够使制冷设备以 0.50 瓦到 10 瓦的冷量, 提供大约 4.2K 至 77K 范围的低温。它的主要局限性是贮存高压气体所引起的重量问题太大(大致是每磅氮气要 4 磅、每磅氢气要 15 磅<sup>\*\*</sup>的容器重量)。与贮存低温液体的方法相比, 它的一个优点是能够在长时间内断续地使用。

以液-汽平衡状态贮存(亚临界贮存)的低温流体可为地面或先进的飞机及航天飞行器的应用提供方便的恒温控制系统。改换流体种类能够提供 4.2K(氮)到 240K(氩)的温度范围。这种方法的主要局限是, 为减少液体汽化, 需要对贮存器进行复杂的设计, 并且其重量和体积直接与贮存时间有关。

上述的流体也能作为均质流体在高于其临界压力的状态下贮存(超临界贮存), 因而在宇宙空间失重情况下也不存在相态分离问题。与亚临界贮存相比, 超临界贮存的压力比较高, 这就使得重量较大。在某些情况下, 考虑到这种单相均质流体的灵活性, 它能在 60 至 90 天的使用期内与封闭循环机械制冷机媲美。

在热负载小, 使用时间为数月、一年或更长的工况下, 能够用固态冷剂升华提供可靠的冷却。这种方法使用置于绝热容器内的固态冷剂、连带一个伸向空间的蒸发通道和冷剂与被冷却器件之间的一个传热通道。同使用低温液体相比, 其优点是: 单位质量冷剂的潜热比较高; 其密度比较大, 因而贮存器的体积较小; 固相温度较低, 可使一些红外探测器的灵敏度提高。可达到的温度范围是: 从 10K(用氢)到 90K(用甲烷)和 125K(用二氧化碳)或者更高。其缺点是对安装探测器有限制、需要专门充填冷剂的方法和温度控制。

\* 1000~6000 绝对压力, 磅/英寸<sup>2</sup>=70~400 公斤/厘米<sup>2</sup>。

\*\* 1 磅=0.454 公斤。

有少数流体能够在室温下贮存(因而不存在低温流体汽化的问题), 并可用热力学方法提供冷量(约 100 K)。然而还有待于将此原理发展到实用阶段。

为了在大约 4 到 100 K 或更高的温度范围内提供 1 瓦以下到 100 瓦的冷量, 工作数月甚至数年, 则需要采用封闭循环机械制冷系统。机械制冷系统最主要的部分是动力源、动力调节设备、制冷机本身和排热系统。排热系统一般包括辐射致冷器和传热通道。用于航天技术的几种制冷器循环正处于不同的发展阶段, 但目前还没有一种致冷器工作 2000 小时以上而无需维修的。航天飞行器上动力很宝贵, 这特别要求提高制冷机的效率。机器的可靠性也是极其重要的。

斯特林(Stirling)和威留麦尔(Vuilleumier)(VM)循环制冷系统能满足航天飞行器对制冷系统提出的几项主要要求。这些制冷系统的主要应用范围是温度约 10 K 以上, 制冷量低于 50 到 100 瓦。这两个循环可列为间断流动系统, 在完成一个循环的过程中, 都使用蓄冷器贮存并释放能量。在接近绝对零度时所有材料的比热都变得很小, 因而在约 10 K 以下它贮存热能的能力很差, 使这两种循环的效率变得很低。

目前正在发展利用逆布莱顿(Brayton)和克劳德(Claude)循环的气体轴承透平机, 以用于很低的温度与(或)大冷量的制冷系统。透平制冷装置看来最有可能做到长寿命。然而其动力消耗比较多(主要是透平压机和透平膨胀机的效率低), 使得这种系统仅仅在约 20 K 以下的温度和比较大的制冷量时(此时制冷系统内部件的效率得到改善)才是可取的。

利用逆布莱顿和克劳德循环的旋转-往复制冷机(即其中有的部件既旋转又作往复运动)也显示出有可能在约 20 K 以下做到寿命长且消耗动力最少。透平机和旋转-往复机都正在按美国空军的合同要求进行研制。

## 2. 选择低温制冷系统的准则

为有助于选择适于在某一场合应用的低温制冷系统, 制备了两张制冷系统选择图(图 1(a)和图 1(b))。在大多数情况下, 为了恰当地确定最理想的制冷系统, 需要有三个主要变

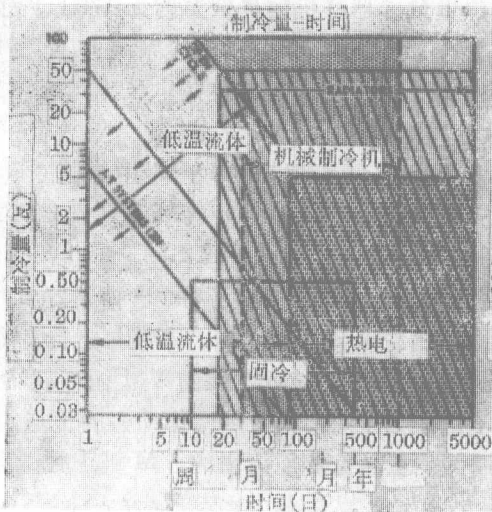


图 1(a) 系统选择—制冷量—时间  
贮存高压气体配 J-T 节流膨胀阀  
图中 J-T system—J-T 系统;  
open cycle—开循环; radiators—辐射器

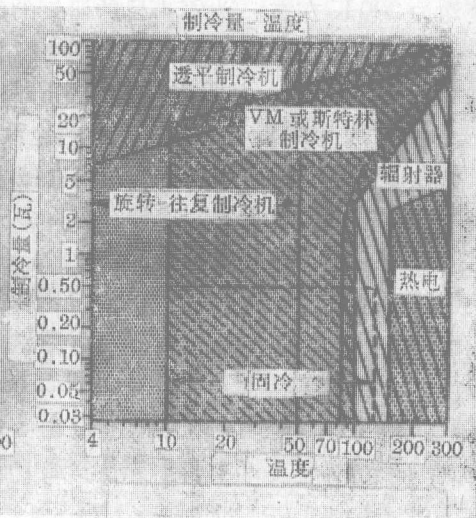


图 1(b) 系统选择—制冷量—温度  
开循环系统在此图中任何一点上皆可用, 这是因为它仅受时间的限制

量(温度、制冷量和使用时间)。图 1(a)表示制冷量(以瓦计)-使用时间(以日计),而图 1(b)则表示制冷量-制冷温度(K)。应当指出,这些图仅仅起“响导”作用。在很多情况下,特别是在彼此极接近处,甚至是重迭的地方,象助推器有效负载能力、对几何尺寸的限制、轨道形式、所需的可靠性、所需研制经费及有效工作时间等这些附加的判断依据将帮助确定哪一种系统是最合适的。制作这些图表是根据目前已经有了或者是以后两、三年内可应用于某一给定制冷系统的正在发展中的技术。图 1(a)给出了可供考虑的基本范围,而用图 1(b)和本报告中的其他一些图表一起将决定需采用的具体的制冷系统。

图 1(a)中上部所示开式致冷系统的使用范围是考虑到与 3000~4000 磅的航天飞行器和 90 天的低温贮存期有关的重量限制。然而,从目前正在研制中的贮存器可知,有可能做到六个月、一年甚至更长的使用期限。使用低温流体的开式致冷系统基本上可在图 1(b)中的冷量和温度界限之内的任意点上采用,它基本上仅仅受重量的限制(由工作期限和致冷量所决定)。表 17 列出了可用的几种流体。在使用时间很短和致冷量在 10~20 瓦以下时,高压气体系统配一个 J-T 节流膨胀阀是最简单、最经济的致冷方法。然而,高压气体贮存器的重量要求限制了它的实际使用时间。在制冷量低于 0.5 瓦、温度从约 10 K (氢)到约 125 K (二氧化碳)范围内,固体致冷系统是最吸引人的,并且适用于负载较大的情况。各种固体冷剂的性质列于表 23 中。在一个月到一年或更长的时间内使用这种系统似乎都是可能的。

在 100 K 以上的温度范围、特别是使用时间又很长的时候,应用辐射致冷器的被动致冷系统是引人注目的。这时可不用机械制冷机。当温度增高时,因辐射能量公式中有温度的四次方,故辐射致冷器更加有效。即使在较大的制冷量下,它也是有竞争力的。已经设计了用于 80 K (5~10 毫瓦冷量)到 170 K (10 瓦冷量)的辐射致冷系统,它们现处于不同的发展阶段。在 150 K 以上、热负载在 2~5 瓦以下时,热电致冷系统是比较好的。当然,它的最合适的应用范围还是在 1 瓦以下。几乎所有过去设计的热电致冷器散热处温度都是 300 K, 冷结温度均为 200 K 左右。为军事目的研制的热电致冷器样机的最低温度为 170 K, 而正在研制中的实验用的热电致冷系统无负载时可达 145 K。如果这种致冷系统与处在 200 K 以下的辐射致冷器联用,并采用目前正在研制中的材料,就有可能使热电致冷系统在 125 K 下工作。在表 27 中列出了一些典型的热电致冷器的特性。

机械制冷机可在一个相当宽的范围内使用,即约从 4 K 到 100 K 产生中等制冷量,并可在更高的温度下产生更大的制冷量。有许多的应用场合要求制冷量从不到 1 瓦到 100 瓦,使用时间受制冷机性能的限制,可从一个月到三年或更长。

就消耗动力讲,在中等冷量和约 10 K 以上(受蓄冷器效率的限制),已得到发展并在飞机上(有一个在航天飞行器上)运行的斯特林循环制冷系统是最好的。不维修运行寿命已达 1000 小时。一个稍加改进的商用制冷机已在航天中使用。最近发展的 VM 循环制冷系统能够做到比斯特林循环制冷系统的寿命长,并具有能够直接利用热源作动力的优点。最近有一台 VM 制冷机已成功地在航天中运行,而另一些航空和航天用的 VM 机正处于各种不同的发展阶段。

应用逆布莱顿或克劳德循环的透平机或旋转-往复制冷机可用于 4 K 左右到 40 或 50 K 的温度范围。透平机的效率较低,一般只用于大冷量工作。这两种制冷系统都可能有很长的寿命。已研制并制造出一些部件。然而还没有得到有意义的总体性能资料或运行经验。

部件分置的航空用吉福特-麦克马洪/沙尔凡 [Gifford-McMahon/Solvay (G-M/S)] 制冷系统已有充分发展。目前最长的不维修运行周期约 3000 小时。然而和相应的 VM 或斯特林循环制冷机相比,其效率低,消耗的动力和制冷系统重量都大得多。因而似乎不大可能把 G-M/S 制冷系统用于航天技术中。

在表 14 中综合列出了 75 种制冷机的特性。

## 闭循环机械制冷系统

### 一、背景

本节的内容包括对可在航天中使用的各种类型机械制冷机的描述、它们的工作特性和发展状况。除了少数例外,这些现有的制冷机不是拿来就可以在航天技术中使用的。美国政府许多部门正在执行研究和发展计划,以减少或消除各种制冷机的主要缺点。其中一些计划是一般性的,目的在于提高总的技术水平,而另外的计划则是为具体的任务发展制冷机。航天中用的制冷机与工业或航空中用的制冷系统之间的主要不同处,是它特别需要重量轻、动力消耗少和长期可靠地运行而不须维修。这些系统的总重量包括制冷机本身、动力源、控制设备和散热系统的重量。虽然这里不讨论这些辅助系统的具体重量,但特别重视所需动力之多少。这是因为,在航天系统中动力引起的重量问题是非常重大的。

### 二、本节安排计划

本节的主要目的是概述能用于航天技术的各种制冷机。为便于将来进行修正,把机械制冷机这一节分为五类: VM、斯特林、G-M/S、逆布莱顿/克劳德(进一步分为透平机和旋转-往复制冷机)和封闭循环 J-T 制冷系统。(开式 J-T 系统在 III-A 节中介绍)每一类又包括制冷系统的基本描述和运行特性、制造和发展状况、性能数据、每瓦制冷量所需的重量和动力以及尚需解决的问题。在每一类中又列出了现有制冷机(包括研制中的制冷机、样机或产品)一览表。在封闭循环制冷机一节的末尾又附了一个包括全部制冷机的主表(见表 14)。在该表中补充了一些制冷机的特性。给每个制冷机配一个识别数字,即使是处于研制中的制冷机或样机也如此。这样便于区别相似的制冷系统,又便于补充新材料。

### 三、VM 循环制冷机

#### 1. 背景和说明

VM 热力循环是一个热泵循环,在 1918 年由威留麦尔取得专利权。它是一个定容循环,应用位移器进行工作。由于整个系统的压力任何时候几乎都是相等的,因而它的优点是对密封要求最低。位移器只简单地使气体从制冷机内空间的一部分运动到另一部分,而无需在一封闭空间压缩气体。这使得在轴承和密封环上的负载最小,因而这种系统具有寿命长的潜在可能性。

图 2(a)是一个典型的 VM 往复制冷机示意图。制冷机有两个气缸,用一个小电机带动缸内的两个位移器以近  $90^\circ$  的相位差进行往复运动。在每个位移器内(或在外面)有一个蓄冷器,它允许气体从汽缸的一端向另一端流动,并交替地贮存和释放热能。在动力气缸的热端加入热量,热量又从环境温度端(机轴箱)排出。低温负载的热量在制冷机冷缸的冷端吸

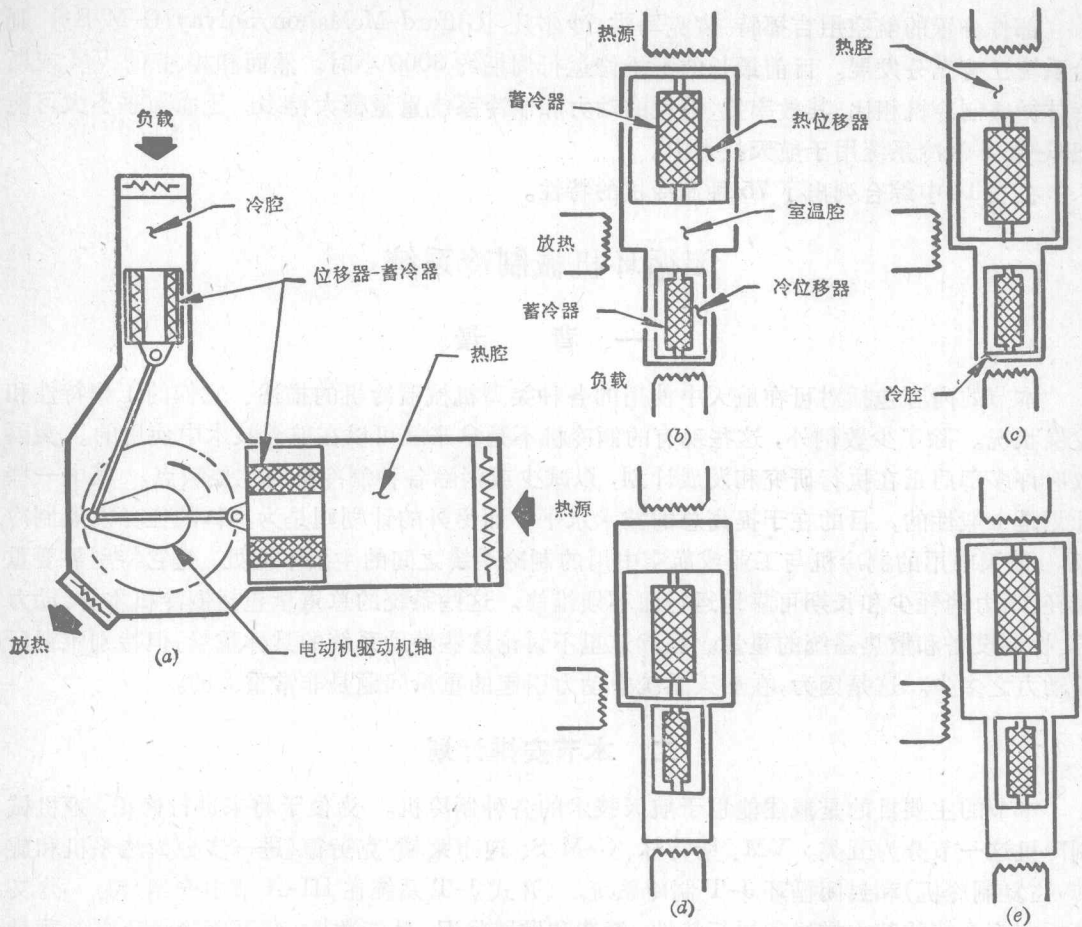


图2 VM制冷机原理

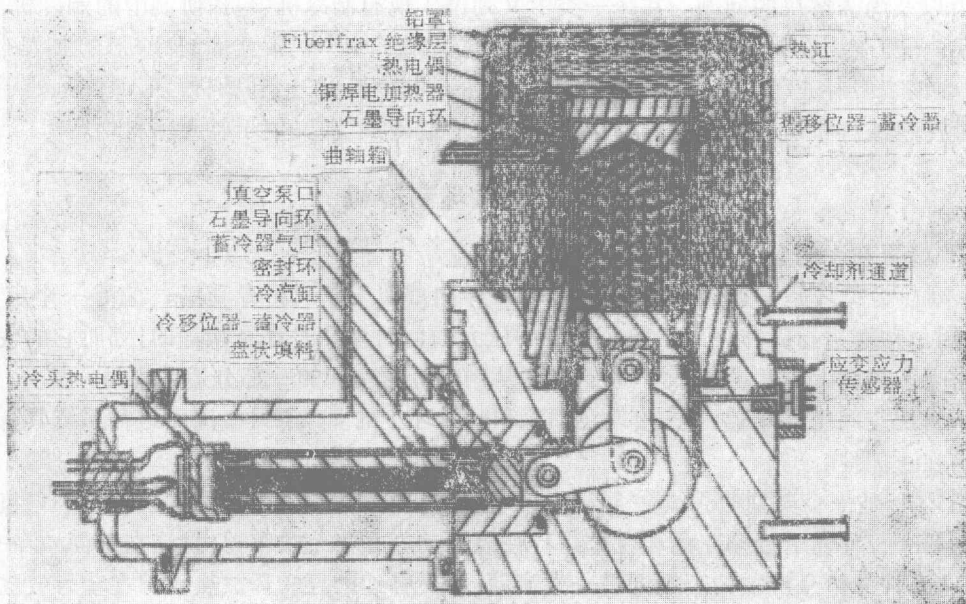


图3 VM循环制冷机样机剖面图(参考资料1)

收,也在机轴箱放出。图3示出了一个典型的单级VM制冷机的剖面图。

在简化示意图中标明了两个位移器的四个具体位置[图2(b)至2(e)]。从此可清楚地看出VM循环制冷机的工作状况。在位置**b**,工质主要处于室温腔。从**b**到**c**,热位移器从热端向室温端运动,使得工质从室温处向热腔作定容流动,引起制冷机内压力升高,也就压缩了仍处在室温腔的工质。从**c**到**d**,冷位移器运动,使处在室温腔的工质流动到冷端。从**d**到**e**,工质从热腔返回室温腔,使得机内压力降低,因而工质在冷腔膨胀。从**e**到**b**,冷位移器运动,使气体返回室温腔,从而开始一新的循环。实际上,如图2(a)所示,两个位移器的断续运动是由同一个机轴带动的。然而,它们运动的相位关系要使压缩过程中大部工质处于室温腔,膨胀过程中大部工质处于冷腔。

VM制冷机的两个主要优点是不用机械压缩机和直接利用热能做为主要的能源。因此,举例来说,可把放射性同位素热源直接用上,而不需供给和产生电能。VM制冷机是很适用于航空和航天系统中的小冷量闭循环低温制冷装置。

VM制冷机可以做得很紧凑、效率高,能够不经维修而长时间在低温下产生冷量,它可利用太阳能、电加热、放热化学反应、气体燃烧或原子能做动力来驱动。可以设计在地面、航天或航空中使用的VM制冷机。然而,当需要的制冷量在100瓦以上时,与其他低温制冷装置相比这种制冷机的尺寸和重量可能使它成为不可取的了。VM制冷机的一些优点和缺点如下:

1) VM制冷机的热效率和性能系数都比较高,这是由它所采用的热力学循环和机械摩擦力小所致。在任何应用中这一点都是重要的。

2) 可以把制冷机设计得利用热能既产生冷量又有净动力输出,以带动其他设备。在动力汽缸处能提供所希望的温度和热能的任何实际的热源都是好用的。因而这种设计能够提供一个紧凑的动力-冷量生产装置,而无需输入任何外部的电能。

3) VM制冷机的密封环损坏慢,这是因为制冷机中密封环两边的压差不大的缘故。不产生净动力输出的慢速制冷机尤其如此。这种制冷机用小电机驱动以克服内部摩擦力。而且密封环磨损小可使得机器长时间不维修运行。

4) 在比较小的冷量下,VM制冷机是一个良好的就地冷却器,即使制冷机很小,也能得到好的性能。然而,外加一个冷却回路,利用冷却剂循环流动把制冷机冷缸和被冷物件连接起来,也能对远处进行冷却。

5) 实用的VM制冷机能够在约10K以下产生冷量。由于当绝对温度趋于零时,所有物质的比热值皆趋于零,因而在较低的温度下蓄冷器的尺寸必须很大。这是所有使用蓄冷器的制冷机的共同弱点。蓄冷器的效率一定要高,否则制冷机的性能就差。

6) VM制冷机内总的死容积对制冷机性能影响很大。这是因为这种死容积使得制冷缸内气体的热力学膨胀曲线和压缩曲线彼此靠近。因而死容积增加时压力-容积图变窄,制冷量变小。在小制冷机中增大死容积时其影响是很显著的,因此,必须使死容积尽量小。

## 2. VM制冷机发展状况

现在有五家厂商在从事VM制冷机的发展工作: 菲利普斯实验室、加勒特-埃索西(Garrett-AiResearch)、基诺杰梯克斯(Kinergetics)(原斯特林电子学的潜水艇系统分部)、休斯飞机公司和美国无线电公司。

菲利普斯最近按合同为美国陆军夜视实验室建造并成功地试验了两个小型样机。它们

是为军用红外系统制造的,利用这种机器振动小的有利条件。菲利普斯已经把其中的一台样机送交美国陆军去试验。这个制冷机重 10.3 磅,在 77 K 时提供 0.50 瓦冷量,消耗近 90 瓦电力,设计要求在地面环境中的不维修运行时间为 1,000 小时,预计平均故障时间为 3,000 小时。在开始的实验中,450 小时由于蓄冷器填料不好而发生第一次故障,第二次故障发生在 1150 小时,是由于加热器焊接不好所致。陆军的兴趣在于最后用化学热源代替电力加热热缸。菲利普斯也按合同为美国空军飞行动力实验室 (AFFDL) 研制并建造了两个航天用的 VM 制冷机,要求在 11.5 K 至 75 K 范围内同时在三级上提供冷量,并能运转 5000 小时。

加勒特-埃索西现在按合同为宇航局戈达德航天飞行中心研制和试验一个 VM 制冷机,要求在 75 K 下产生 5 瓦的冷量,寿命为 2~5 年。这个研制计划是同位素冷却机整体系统 (Integrated Isotope-Cooling Engine System) 计划 (ICICLE) 的一部分。原来这个计划的目的是研制放射性同位素 (钷-238) 驱动的用于气象和通讯卫星的 VM 制冷机。但全部研制和试验都将使用电力能源。埃索西已经建造了几个实验室样机,并于 1971 年后期交给宇航局一个工程样机进行试验。设计要求输入动力 350 瓦,没有提出重量限制。据参考资料 2,交给宇航局的一个样机在 75 K 时产生约 7 瓦冷量(预料性能会下降,而留有一余量),输入动力为 350 瓦。

基诺杰梯克斯公司从事研制 VM 制冷机已两年了。它在 VM 制冷机方面的工作有按合同为美空军飞行动力实验室研制航天用的制冷机(5 K 时 0.50 瓦冷量),此计划后来停止了。还有为陆军研制夜视系统上用的制冷机(77 K 时 0.40 瓦冷量)。其合同号分别为 F33615-70-C-1130 和 DAAK02-70-C-0436。陆军用的制冷机已交付试验。

休斯飞机公司已按合同为美空军飞行动力实验室和美陆军制造了一些用于地面、飞机和航天飞行器上用的实验型制冷机和样机。其中几个早期的实验型制冷机已不在进行工作,另外几个则处于不同的研制或试验阶段。其中三个是为飞机上使用的。一个是为先进的前视红外系统设计的(识别号为 22),它同时在 25 K 和 75 K 下提供冷量,最近已完成了飞行试验。另一个是为飞机上的红外扫描系统设计的(识别号为 26),在 77 K 下提供冷量,已在美空军飞行动力实验室进行了累计 1,100 小时以上的实验室试验。第三个(识别号为 25)是为导弹制导设计的,在 85 K 下提供冷量,已交付美空军飞行动力实验室,并已经受了主要的试验。

已按合同为美空军飞行动力实验室研制了一个为天体测量传感器用的 15 K 航天飞行器制冷机。该机已根据美空军的飞行计划 SESP71-2 成功地飞行,并已总计运行了约 1000 小时,这包括由于辅助系统故障而关闭该机之前所进行的约 450 小时的轨道飞行在内。休斯正按合同为美空军飞行动力实验室(与菲利普斯竞争)研制两台制冷机,要求从 11.5 K~75 K 提供三级冷却,运行时间为 5,000 小时。休斯还加入美陆军夜视实验计划,研制一种在地面环境内不维修运行 1,000 小时的单级 VM 制冷机,其中一个制冷机(识别号为 40)重量为 6.5 磅,在 77 K 提供约 0.60 瓦的冷量,输入动力为 105 瓦。已于 1969 年末交付夜视实验室试验。

美国无线电公司防卫电子实验室已研制了两个 VM 制冷机。在这个领域内美国无线电公司开始时的工作是为美宇航局 ICICLE 计划进行 VM 实验室样机的内部研究(在 77 K 提供 2.5 瓦冷量)。此机尚未渡过实验阶段。第二个 VM 制冷机是最近为美陆军夜视实验

室研制的,它是个手提式的野外使用装置,用丙烷加热器驱动制冷机,已经受了累计 120 小时的试验。该机重量小于 20 磅,77 K 时提供 1.6 瓦冷量,并预定在 1972 年中期交付陆军作进一步的试验。

### 3. 性能资料

由于 VM 制冷机的发展现状,可利用的性能资料比较少。现把各厂家制造的样机的资料归纳列于表 1 中。在得不到充分的实验资料的情况下,则使用设计指标或估算的预计性能。在大多数情况下,有足够的资料来确定所需的动力,但重量数据则是比较难于得到的。可利用的比动力和比重量数据示于图 4 中。一个制冷机有多个数据点是指它是一个多级制冷系统,对每一级算出其动力比和重量比。还应指出,制冷系统重量仅指制冷机系统本身的重量,而不包括相应的动力供给系统或放热系统的重量。

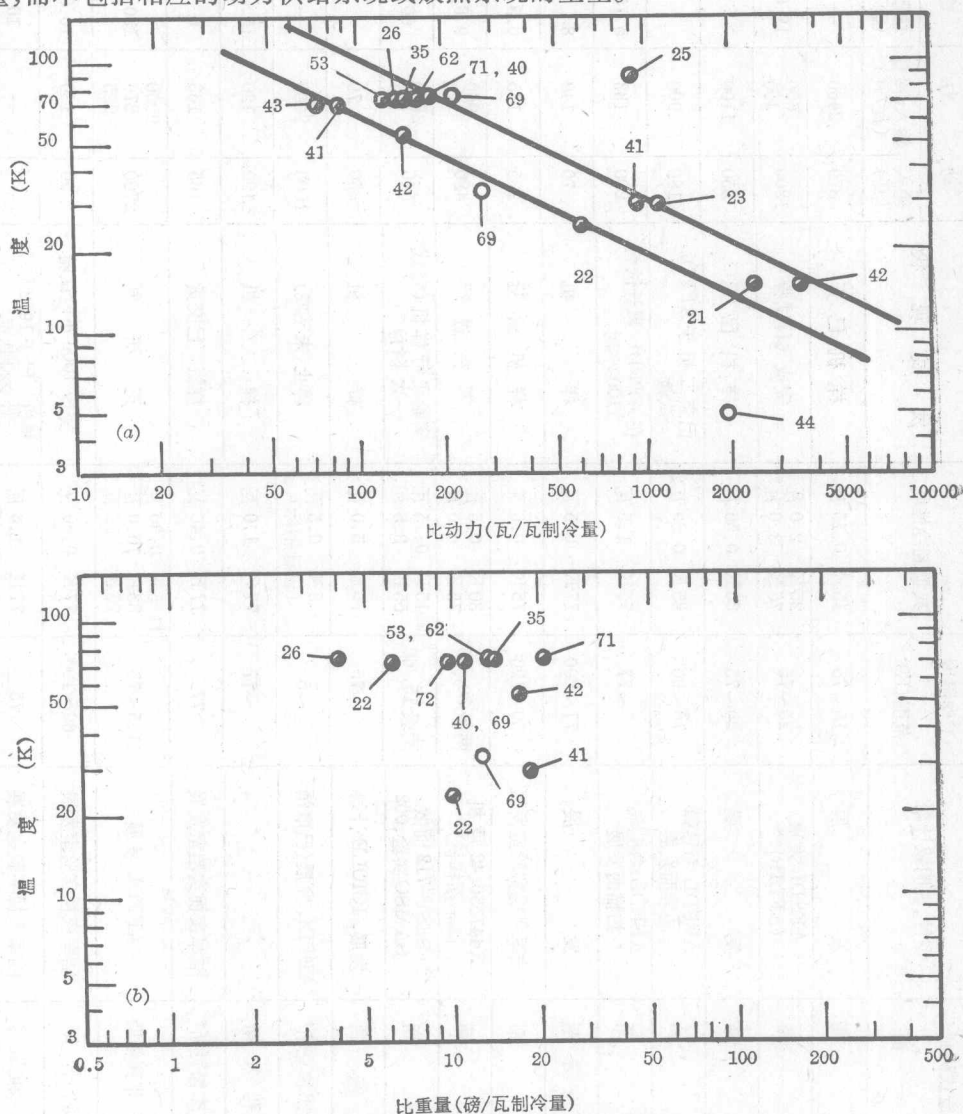


图 4 VM 循环制冷机动力和重量特性

数字号码是制冷机识别号 一个数字有多个点是指它是多级制冷系统  
图例: ○ 设计指标 ● 实验机或样机

表 1 VM 制冷机特征

识别号	制造或研制厂	型号、说明或计划	工作温度范围(K)	典型制冷性能	发 展 现 状	动 力		重 量		备 注	参考资料
						输入(瓦)	输入/冷量(瓦/瓦)	总重(磅)	总重/冷量(磅/瓦)		
21	休斯	发 展	15~75	15K 0.15瓦	样机已无	370	2460	—	—	早期实验型	[4]
22	休斯	AFFDL 发展 (AFLIR)**	25~75	25K 2.0瓦 75K 3.0瓦*	完成飞行试验	1200	600 400	19.5	9.75		[5][6]
23	休斯	发 展	30~75	30K 0.50瓦	样机已无	550	1100	—	—	早期实验型	[6]
25	休斯	AFFDL 为导弹制导而发展	70~90	85K 0.20瓦	已交二机于AFFDL试验	180	900	—	—		[6][7]
26	休斯	AFFDL 为机载扫描而发展	~77	75K 1.5瓦	在AFFDL累计试验1100小时	200	133	5.75	3.84		[6][8]
35	非利普斯	发 展	77~200	77K 0.5瓦	样 机	70	140	8	16.0		[9]
40	休斯	陆军夜视实验室发展	50~120	75K 0.6瓦	样机试验	105	175	6.5	10.8		[10]
41	休斯	X447550(42号机的早期样机)	两级 30, 75	30K 0.5瓦 75K 6.0瓦	不在进行	480	960 80	9.6	19.2 1.6	在两级上同时加负载	[6][11]
42	休斯	为SESP-712而做SAMSO实验,002	两级 15, 60	15K 0.15瓦 55K 3.5瓦	实验飞行样机(完成一次飞行)	540	3600 154	60	400 17.4	在两级上同时加负载	[12]
43	埃索西	发展, IOIOLB 计划	~75	75K 5.0瓦	样 机	350	70	—	—	动力是根据设计指标	[1]
44	基诺杰梯克斯*	AFFDL 发展(已取消)	~5	5K 0.5瓦 (设计指标)	停止(未完成)	1000	2000	—	—	仅做了零部件	[6]
53	非利普斯		~77	77K 1.0瓦	样 机	120	120	15.0	15.0		[13]
62	基诺杰梯克斯*	陆军夜视实验室发展	77	77K 0.40瓦	样机, 已交货	65	163	6	15.0		[14]
69	休斯/非利普斯	AFFDL 发展	11.5~75	11.5K 0.30瓦 33K 10.0瓦 75K 12瓦	正 研 制	2700	9000 270 225	130	43.5 13.0 10.8	在三级上同时加负载	—
71	非利普斯	陆军夜视实验室发展	60~100	77K 0.50瓦	完成1000小时试验	90	180	10.3	20.6		[10]
72	美无线电公司	陆军夜视实验室发展	75	77K 1.6瓦	样机, 已于1972年2月交付陆军	—	—	16	10	用丙烷加热器做热驱动	[15]

\* 原来是潜水艇系统

\*\* 先进的前视红外外系统

#### 4. 尚须解决的问题

M. 比罗<sup>[3]</sup>已对 VM 制冷机发展的基本问题进行了估价和归纳。其结果列于表 2 中。在上面提到的研究中,把 VM 制冷机的性能下降归结为不能保持所需温度。这有两个原因:(1)冷却剂沾污和(2)密封环损坏。工质中渐渐积累脏物,并在蓄冷器内凝结,使蓄冷器性能下降。但上述研究中得出结论:在研制中能够解决寿命问题。

表 2 VM 制冷机有问题之处<sup>[3]</sup>

部 件	有 问 题 的 地 方	发 展 水 平	部 件 数
1. 蓄冷器	由于沾污和老化引起性能下降,需要进一步审定有机的间隔件材料	2	4
2. 逆流换热器	制作公差可能改变流动特性	1	1
3. 加热线圈	装配不适当和老化可能引起性能异常	3	2
4. 位移器密封环*	位移器密封环损坏引起沾污和泄漏	4	2
5. 机轴密封*	应用展-卷膜密封时,由于通过高分子材料有泄漏,需要发展工质再注入技术	4	2
6. 旋转马达	需要进行寿命试验,以证明磨损不成问题	1	1
7. 活塞(位移器)	沿活塞长度上温差大,须用特殊的材料	2	2
8. 驱动轴承	需用油润滑以得到长寿命	2	6

\* 目前寿命有限,可通过研制解决。

发展水平号码: 0 已发展得很好, 1. 待进行寿命试验, 2. 性能试验, 3. 正在研制中, 4. 待进行研制  
5. 技术上达不到(1975年)

### 四、斯特林循环制冷机

#### 1. 背景和说明

斯特林循环制冷机满足对航天飞行器上的制冷系统提出的几项主要要求,如消耗动力少、尺寸小和重量轻。这种制冷循环采用二个等温过程和两个等容过程,如图 5 所示。斯特林制冷系统不使用阀门,压缩和放热过程在一个带有换热器的汽缸内进行,而吸收热量在另一汽缸内进行。图 6 是一台实际的斯特林循环制冷机的示意图。

图 6 中所示制冷机的工作原理如下。在位置 1,工质处于后冷却器、蓄冷器和室温腔。从 1 到 2,压缩活塞向内运动,工质被压缩。从 2 到 3,压缩后的工质等容地从室温端进入冷端,该等容过程由两个活塞的等距位移来实现。在工质运动中,压缩热传给后冷却器,在蓄冷器内工质温度降到蓄冷器冷端温度。随着工质占据了冷腔、冷却负载换热器和蓄冷器,

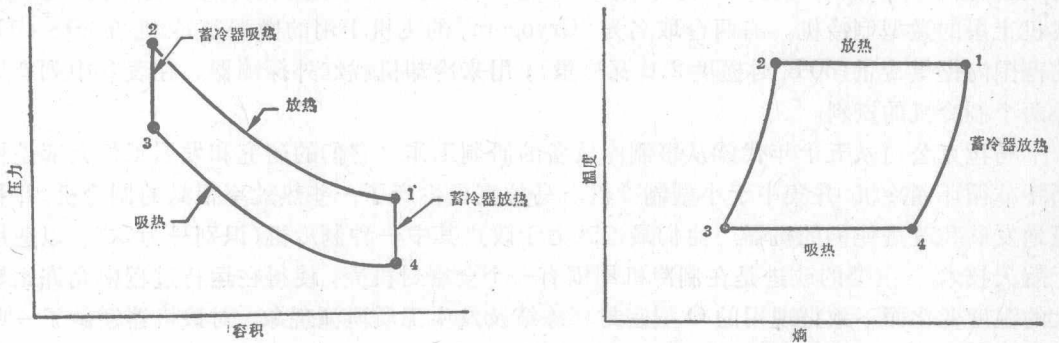


图 5 斯特林循环制冷机理想压力-容积和温度-熵图

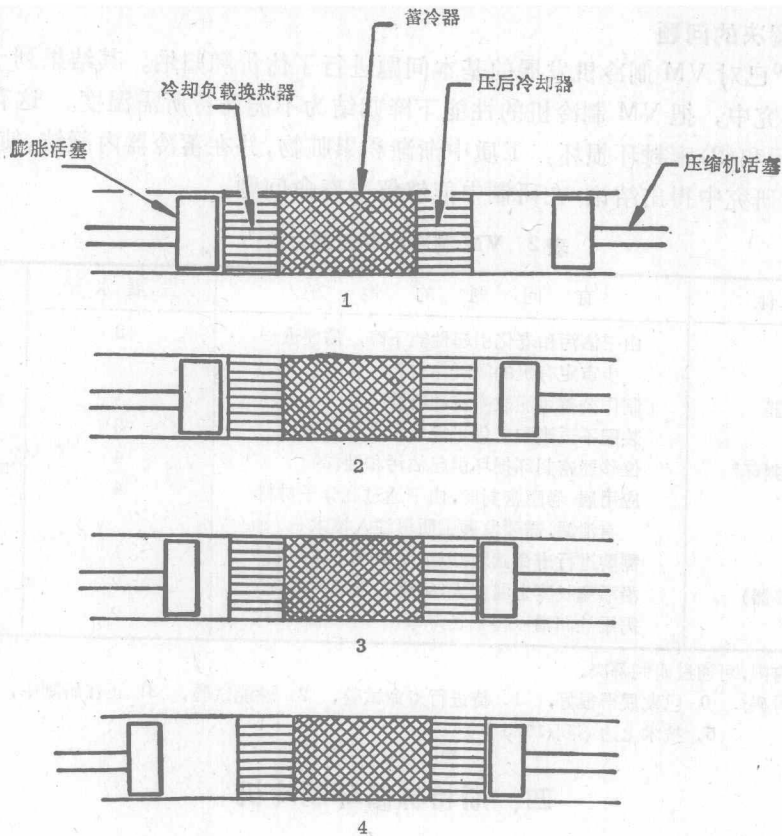


图6 斯特林循环制冷机原理示意图(参考资料6)

膨胀活塞向外运动,工质进行膨胀,这就是3到4的过程。继而两个活塞等距位移,工质在等容条件下从冷端返回室温端。在此流动过程中原来失去的膨胀能量通过冷却负载换热器而得到补偿,在穿过蓄冷器后工质的温度升到室温。

## 2. 斯特林循环制冷机的生产和发展状况

有如下四家公司正从事斯特林循环制冷机的研制或兼生产: 菲利普斯实验室, 马拉克(Malaker)公司, 休斯飞机公司和基诺杰梯克斯公司。

菲利普斯是发展斯特林循环制冷机的先驱。在1954年为液化空气而制造了它的第一台斯特林循环制冷机。现在菲利普斯生产实验室用的和工业用的各种此类制冷机, 也生产飞机上用的微型制冷机。有两台取名为“Cryogem”的飞机上用的微型制冷机在20~40K的范围内提供冷量(30K时提供2.0瓦冷量), 用来冷却机载红外探测器。在表3中列有另外两个制冷机的资料。

马拉克公司从五十年代就从事制冷设备的研制工作。它们的研究和发展工作大部是搞斯特林循环制冷机, 并集中于小型制冷机。马拉克已生产了一些热效率很高的制冷机, 并积极地发展和改进他们的机器。他们最近致力于改进其中一种制冷机(识别号为33), 以适用于航天技术。主要的改进是在制冷机周围有一个全密封机壳, 使得在运行过程中允许比较大的温度变化而不致把现用的O型密封环冻结及发生工质泄漏现象。对该机器还做了一些其他的改进以适应升空时的振动状态。目前有保证的工作寿命(不维修)是1000小时。其

表 3 斯特林循环制冷机特征

识别号	制造或研制厂	型号、说明或计划	工作温度范围(K)	典型制冷性能	发展现状	动力		重量		备注	参考资料
						输入(瓦)	输入/冷量(瓦/瓦)	总重(磅)	总重/冷量(磅/瓦)		
29	马拉克	VII-C 标准型	25~77	25K 2.0瓦 77K 15.0瓦	产品	480	240	15.5	7.75 1.03		[17]
36	菲利普斯	Cryogem42100	20~40	30K 2.0瓦	产品	350	175	12	6.0	航空用	[9]
37	菲利普斯	Cryogem42151	20~40	30K 2.0瓦	产品	550	275	25	12.5	航空用	[9]
30	马拉克	VII-B 型	40~125	77K 60瓦	产品	1220	20.5	40	0.67		[17]
32	马拉克	XIV-A 型	45~100	60K 1.5瓦 77K 2.8瓦 100K 4.5瓦	产品	120	80.0	5.5	3.7 1.97 1.22		[17]
34	菲利普斯	—	7~300	12K 0.50瓦	样机	700	1400	35	70		[9]
24	休斯	—	~25	25K 0.80瓦	样机	620	775	16	20		[4]
27	休斯	—	~80	80K 15瓦	样机	500	33.5	10	0.67		[4]
28	休斯	—	~80	77K 2.0瓦	样机	580	290	13	6.5		[4]
47	基诺杰梯克斯*	SRS-07(两级)	50~77	60K 0.50瓦 77K 1.0瓦	产品	40	80 40	4.7	9.4 4.7		[18]
38	菲利普斯	微型 Cryogem	40~300	77K 1.5瓦	产品	90	60	3	2.0		[9]
31	马拉克	XX 型	40~120	77K 110瓦	产品	1990	18.1	65	0.59		[17]
33	马拉克	XV 型	54~100	77K 1.0瓦	产品	29.5	29.5	5	5.0		[17]
39	菲利普斯(荷)	X-20	12~300	20K 10瓦	样机	1750	175	112	11.2		[16]
52	菲利普斯	P/N460600	50~80	50K 1.0瓦	样机	120	120	4	4.0		[19]
73	马拉克	XVII-1 型	~77	77K 4.3瓦	产品	280	65.3	13	3.0		[17]
74	马拉克	XVI-3 型	77~110	77K 8.3瓦	产品	208	25.0	10	1.0		[17]
75	马拉克	XV-4 型	54~100	77K 1.0瓦	产品	29.5	29.5	5	50		[17]

\* 原来是潜水艇系统。

中有两台制冷机已经在航天飞行器上运行。在从 25 K 2 瓦冷量到 77 K 110 瓦冷量的范围内有许多制冷机是好用的。然而，目前马拉克公司的全部工作已经停止了。

休斯已经发展了几种主要是飞机上用的斯特林循环制冷机。这些机器并未达到能成批生产的程度，然而基本上能保证该公司内部的活动。这些机器在 25 至 77 K 范围内提供冷量。

基诺杰梯克斯公司目前没有积极发展斯特林循环制冷机的计划。表 3 中所列的那个机器已不生产。

### 3. 性能资料

在表 3 中列出了几种典型的制冷机产品和各种样机或研制中的制冷机的性能资料。在

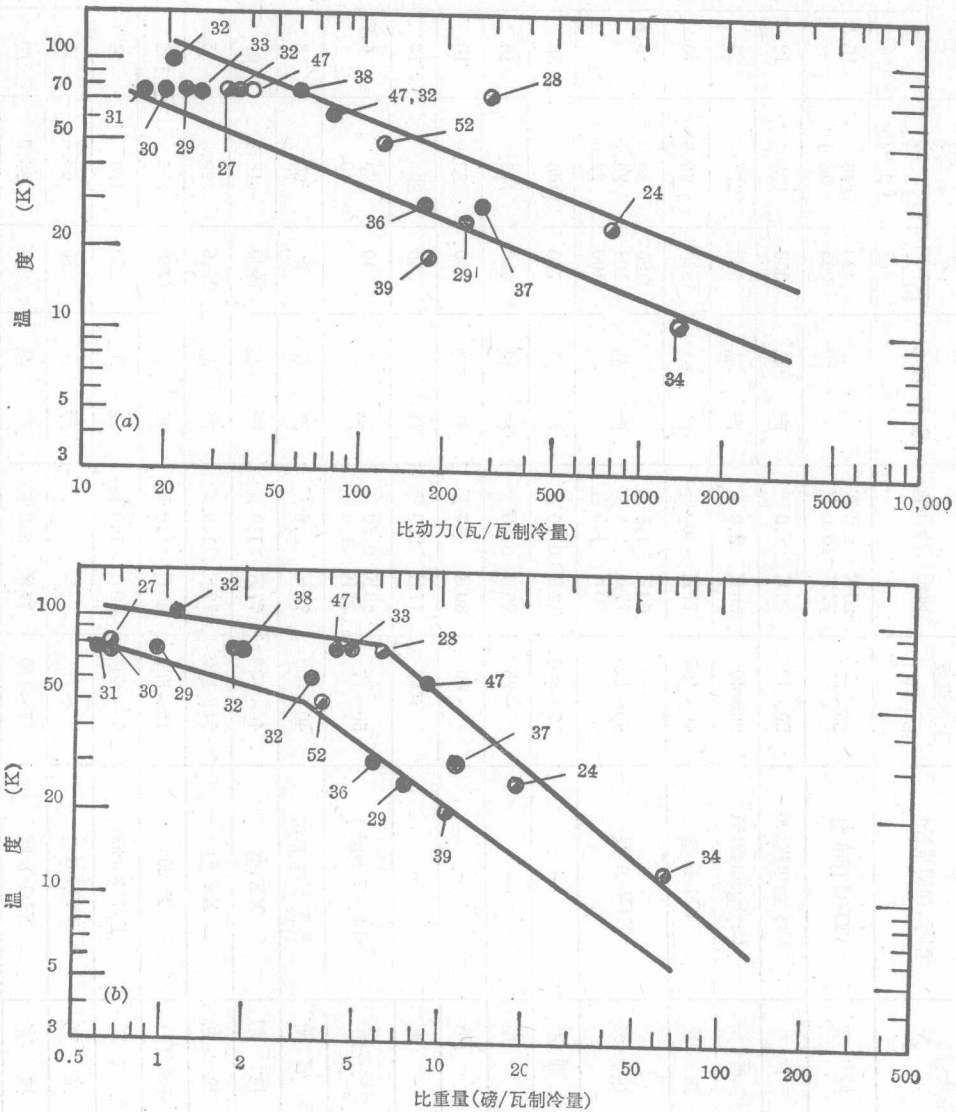


图 7 斯特林循环制冷机的动力和重量特性

图例：○ 设计指标 ● 实验机或样机 ● 产品 · 数字号码是制冷机识别号  
一个数字有多个点子是指它是多级制冷系统