

空间 4K 温区机械主动式制冷技术研究进展

甘智华^{1,2} 王博¹

1. 浙江大学 制冷与低温研究所, 浙江 杭州, 310027;
2. 浙江大学 能源清洁利用国家重点实验室, 浙江 杭州 310027

摘要: 4K 温区是空间探测中一个极其重要的温区, 有相当部分的低温探测器工作在该温区甚至更低的温度, 使具有寿命长、结构紧凑、效率高、可靠性好等优点的 4K 温区机械主动式低温制冷机成为研究的热点和难点! 本文在全面介绍当前国际上已发射和在研液氮温区低温探测器的任务目标和对低温系统性能要求的基础上, 详细分析了空间用 4K 温区机械式低温制冷技术的设计方法和工作性能, 系统总结了当前空间 4K 温区机械式制冷技术的发展现状和主流技术方案, 并对空间液氮温区机械式制冷技术的发展趋势进行了展望。同时本文简要介绍了浙江大学液氮温区高频脉管制冷技术的相关研究进展。

关键词: 4K 温区、空间应用、机械主动式制冷系统、J-T 节流制冷机、脉管制冷机、高效预冷

Recent Developments of space active refrigeration system at 4K

GAN Zhi-hua^{1,2}, WANG Bo¹

(1. Institute of Refrigeration and Cryogenics, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;

2. State Key Laboratory of Clean Energy Utilization, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: 4 K temperature range is a very crucial temperature range in space detection, and a certain number of detectors work at this temperature range or even lower, this makes the cryocoolers working at 4 K with the characteristics of long life, compact structure, high efficiency and high reliability the research hotspot and difficulties. This paper comprehensively reviews the mission objectives and cooling requirements of detectors working at 4 K. Based on the review, this paper analyzes the design method and performance of the space mechanical 4 K cryocoolers in detail. Current status and main technologies of space mechanical 4 K cryocoolers are summarized systematically, and future trends of the development in space mechanical 4 K cryocoolers are discussed. The related researches on 4 K temperature high frequency pulse tube cryocoolers at Zhejiang University are also presented in this paper.

Key words: 4 K temperature range; space application; cryogenic detectors; mechanical active refrigeration system; J-T throttling cryocooler; precooling

1. 引言

伴随着空间探测技术在过去半个世纪中的快速发展, 低温制冷技术取得了显著的技术进步, 并在航空航天、国防军事、能源医疗等领域得到了广泛应用^[1,2]。低温探测器近 30 年来在航空航天领域得到了普遍应用, 但是更高的成像像素敏感度和像素密度也给低温探测器的冷却系统带来新的挑战, 相比携带液氮(超流氮)杜瓦的被动式低温系统相比^[2], 机械式主动制冷系统具有寿命长(不受液氮冷媒携带量的限制)、结构紧凑、效率高、可靠性好等优点, 成为当前研究的热点和难点^[2-7], 目前世界各国均投入了大量的人力物力进行相关技术的攻关研究。

表 1 和图 1 分别列出了不同类型和波长的电磁波所对应的黑体辐射温度及可应用的探测器类型和工作温度^[2,7], 从表中可以看出有相当部分的低温探测器的工作温度在 4K 温区及 mK 级温区, 其中 mK 级温区的获得需要 4K 温区制冷机提供预冷, 这使得 4K 温区低温制冷技术在空间探测中显得尤为重要。

表 1. 不同类型电磁波对应的黑体辐射温度及可应用的探测器类型和工作温度^[2]

电磁波类型	波长(μm)	黑体温度(K)	探测器	工作温度(K)
γ 射线	10 ⁻⁵	3×10 ⁸	锗二极管	80
γ 射线	10 ⁻⁴	3×10 ⁷	锗二极管	80
X 射线	10 ⁻³	3×10 ⁶	微热量计	0.05
X 射线	10 ⁻²	3×10 ⁵	微热量计	0.05
紫外线	0.1	30,000	CCD/CMOS 传感器	200-300
可见光	1	3000	CCD/CMOS 传感器	200-300
红外线	2	1500	碲镉汞	80-130
红外线	5	600	碲镉汞	80-120
长波红外线	10	300	碲镉汞	35-80
长波红外线	15	200	碲镉汞	35-60
长波红外线	20	150	砷掺杂硅	7-10
长波红外线	50	60	锗掺杂镓	2
长波红外线/微米波	100	30	锗掺杂镓	1.5
毫米波	200	15	测辐射仪	0.1
毫米波	500	6	测辐射仪	0.1

目前，液氮温区的制冷方式主要有携带液氮（或超流氮）的杜瓦技术和机械式低温制冷技术两大类。其中液氮杜瓦制冷技术利用储存在高真空多层绝热储罐里的液氮或者超流氮的蒸发吸热来实现制冷效应，在早期的航天探测领域具有广泛的应用，技术相对成熟，但是它存在体积大、质量重、绝热系统复杂、发射成本高以及使用寿命受工质存储量限制等缺点。随着机械式低温制冷技术的进步和发展，特别是板弹簧和间隙密封等技术的应用，彻底解决了杜瓦技术始终无法克服的长寿命问题，使得机械式制冷技术如斯特林制冷机和斯特林型脉管制冷机近 20 年来在航天领域快速发展并占有相当的份额，其制冷温度已涵盖 120K-1K 温区，效率也在不断提高^[4-7]。

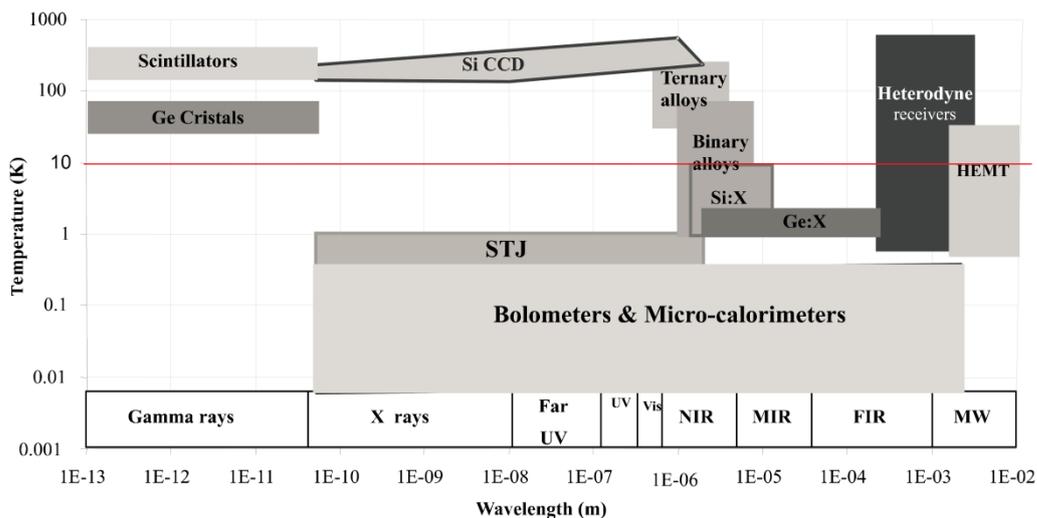


图 1. 不同波长电磁波对应的辐射温度和可用探测器类型^[7]

目前世界上空间液氮温区机械式制冷技术主要集中在日本宇宙研究开发机构（Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA）、美国宇航局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）和欧洲空间局（European Space Agency, ESA）等机构，这些机构在近年来已发射或即将发射大量的航天探测器，其中使用了液氮温区主动式制冷技术的低温空间项目如表 2 所示。

本文在全面介绍表 2 中所列航天项目的任务目标和对制冷系统性能要求的基础上, 详细分析了其制冷系统的组成以及各子制冷单元的工作性能, 系统总结了当前空间液氦温区机械式制冷技术的设计方法、发展现状和主流技术, 最后对空间液氦温区机械式制冷技术的发展趋势进行了展望; 同时介绍了浙江大学液氦温区高频脉管制冷技术的相关研究进展。

表 2. 使用液氦温区主动式制冷技术的低温空间任务

任务名称	研发机构	发射时间	性能要求	制冷系统组成	来源
Planck	ESA	2009	4K,0.1K	AC(H ₂)+ ⁴ He J-T +DC	[19]
SMILES	JAXA	2009	4.5K	SC+ ⁴ He J-T	[27]
Astro-H	JAXA	2014-2015	1.7K,50mK	SC+ ³ He J-T +L He+ADR	[35]
NASA- ACTDP	Lockheed Martian	N		PTC	[38]
	NGST	2014	150mW@18K 30 mW@6K	PTC+ ⁴ He J-T	[40]
	Ball Aerospace	N		SC+ ⁴ He J-T	[39]
SPICA	JAXA	2018	50.1mW@4.5K	SC+ ⁴ He J-T	[54]
			16.0mW@1.7K	SC+ ³ He J-T	

DC: 稀释制冷机 (Dilution Cryocooler); SC: 斯特林制冷机 (Stirling Cryocooler); AC: 吸附制冷机 (Adsorption Cryocooler); PTC: 脉管制冷机 (Pulse Tube Cryocooler); J-T: 焦耳-汤姆逊节流制冷机 (Joule-Thomson Cryocooler); ADR: 绝热去磁制冷机 (Adiabatic Demagnetization Cryocooler)

2. Planck 卫星 (COBRAS/SAMBA)

2.1. 任务简介及低温系统性能要求

Planck 卫星是欧洲空间局眼界 2000 科学项目 (ESA Horizon 2000 Science Program) 中的第三个中型的科学研究计划。该计划获准之前的名称为宇宙背景辐射各向异性和背景各向异性测量卫星 (Cosmic Background Radiation Anisotropy Satellite and Satellite for Measurement of Background Anisotropies, COBRAS/SAMBA), 任务被核准之后, 名称更改为 Planck 以纪念 1918 年诺贝尔物理学奖得主德国科学家马克斯·普朗克。Planck 卫星的目标是使用一个运行在远地轨道第二拉格朗日点上的孔径为 1.5m 的天文望远镜, 以超高的灵敏度 ($\Delta T/T \sim 2 \times 10^{-6}$) 和角分辨率 (高于 10 弧分) 获取宇宙微波背景辐射在整个空间中的温度各向异性分布图, 从而为宇宙早期理论和宇宙的起源等几个宇宙学和天体物理学基本问题提供信息, 该卫星于 2009 年 5 月顺利发射升空^[8-10]。

为了实现上述所要求的灵敏度和角分辨率, Planck 卫星共包含三个主要的部件: 提供高角分辨率和屏蔽杂散光的望远镜和遮挡系统、基于高电子迁移率晶体管 (HEMT) 放大器的涵盖 25-80 GHz 频率区间的调谐无线电接收器阵列, 也称作低频器件 (LFI)、涵盖 90-1000 GHz 频率区间的测辐射热计阵列, 也称作高频器件 (HFI)^[11]。Planck 卫星主要部件的布置方式如图 2 所示。为了保证低频器件正常工作, 要求它的工作温度低于 20K, 同时低频器件和制冷部件的接触界面上的温度波动小于 100mK^[12-13], 它使用的制冷方式为工作在约 50K 的辐射式制冷机和工作在 20K 温区氢吸附式制冷机的组合^[14]; 而高频器件则需要冷却至 0.1K, 且其在 20K 预冷温区的温度波动要求小于 450mK^[14-16]。低频器件和高频器件的寿命均要求大于 2 年, 而且它们均要求尽量减小机械振动以减少寄生信号的产生, 进而减小信号干扰, 提高精度。下面将主要介绍高频器件的制冷系统。

2.2. Planck 卫星高频器件的制冷系统

Planck 卫星高频器件的制冷系统示意图如图 3 所示, 图中省略了为 20K 温区吸附式制冷机提供预冷的辐射制冷机。图中工作在 20K 温区的吸附式制冷机在为低频器件提供冷却的同时, 也为工作在 4K 的 J-T 制冷机提供预冷。4K J-T 制冷机通过 150K、100K、50-60K 及 20K 四级预冷在 4K 为 ³He-⁴He 开式稀释制冷机提供预冷, ³He-⁴He 开式稀释制冷工作的温度分别为 1.6K 和 0.1K^[17-18]。



图 2. Planck 卫星主要部件布置示意图^[8]

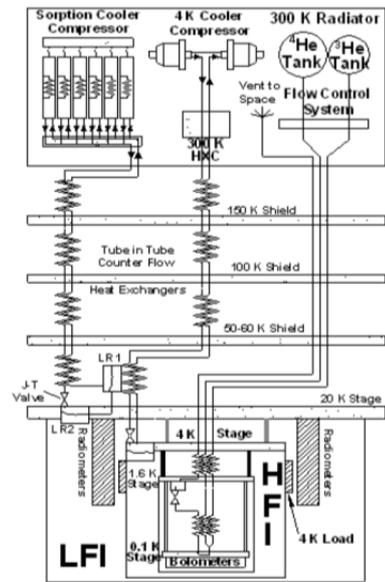


图 3. Planck 卫星制冷系统示意图^[19]

2.3. Planck 卫星 20K 吸附式制冷机系统

吸附式制冷机与传统 J-T 制冷机最大的区别在于压缩机的不同，吸附式制冷机的压缩机利用一些吸附材料（如活性炭和一些金属等材料）在低温低压下可以吸附大量制冷工质（一般为氦气、氢气、氖气等低温工质）气体，在等容加热的条件下这些工质气体重新被释放出发，产生高压。当放置吸附剂的吸附床周期性被加热和冷却时，便可以间歇性地产生高压和低压。

图 4 是 Planck 卫星氢吸附式制冷机的示意图，由图中可以看出吸附床除了与高低压气体通道连通，还通过一个热开关与辐射器相连，这样做是为了提高加热过程中热量的利用，加热过程中热开关断开，吸附床与辐射器隔离，从而减少加热量；而冷却过程中热开关打开，吸附床与辐射器接触从而得到冷却。吸附床经过加热后产生高压氢气气体，气体经过辐射器的预冷后温度降到其最高转化温度以下，通过一个节流阀之后产生制冷效应，从而冷却探测器，节流后的低压气体进入吸附床（压缩机），并被吸附剂吸收。

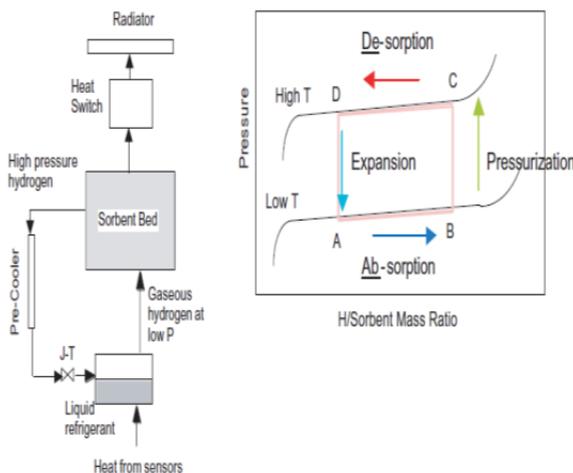


图 4. Planck 卫星吸附式制冷机示意图^[14]

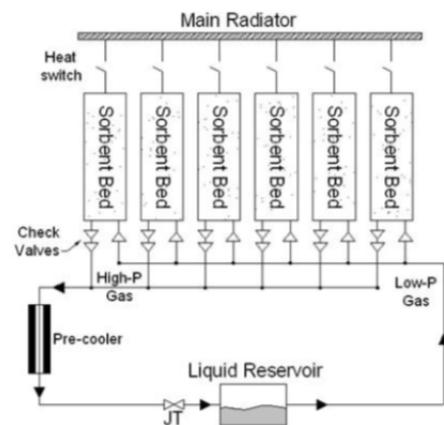


图 5. Planck 卫星吸附式制冷机结构图^[19]

从上述过程中由于无法同时不间断的对一个吸附床进行加热和冷却，所以包含单个吸附压

压缩机的制冷机是无法实现连续制冷的，这时便需要包含多个吸附床的吸附式压缩机，这样可以保证在这些吸附床中有的在加热脱附产生高压，有的在冷却吸附产生低压，从而产生压差，实现连续制冷效应，其示意图如图 5 所示。

图 6 为吸附式制冷机的主要热接触位置的示意图，从图中可以看出吸附式制冷机在冷却低频器件（LFI）的同时还要给机械式 4K J-T 制冷机提供预冷，图中的 LVHX1 和 LVHX2 是两个汽液两相换热器，PC1、PC2、PC3 为三个分别与辐射器相连接的预冷界面，PC3 包括三个接触界面 PC3-A、PC3-B、PC3-C，TSA 是一个使用 PID 控制的为温度稳定控件，运行中对吸附式制冷机的要求如表 3 所示。

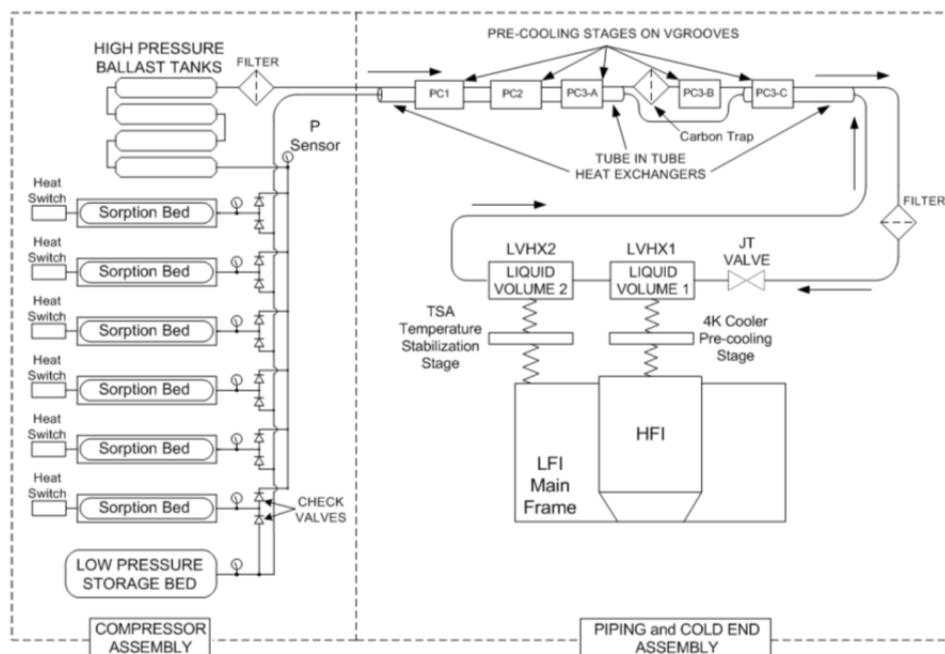


图 6. Planck 卫星吸附式制冷机的主要热接触位置示意图^[19]

为了满足表 3 所示的性能要求，美国喷气推进实验室（Jet Propulsion Laboratory）制造了两台氢吸附式制冷机并进行了性能测试，这两台吸附式制冷机使用的吸附剂是 $\text{LaNi}_{4.78}\text{Sn}_{0.22}$ ，其等温吸附线如图 7 所示，每克 $\text{LaNi}_{4.78}\text{Sn}_{0.22}$ 可以吸附 140ml 的氢气，每个吸附床装有 600 克 $\text{LaNi}_{4.78}\text{Sn}_{0.22}$ ，可以产生大约为 50 的压比^[21-22]，这两台吸附式制冷机的性能如表 4 所示，从表 4 可以看出第一汽液两相换热器，特别是第二汽液两相换热器的温度波动超出要求的性能。

表 3. Planck 卫星吸附式制冷机的性能要求^[19-20]

	要求参数	性能要求
冷端温度	第一汽液两相换热器	$17.5\text{K} < T_{\text{LVHX1}} < 19.02\text{K}$
	第二汽液两相换热器	$17.5\text{K} < T_{\text{LVHX2}} < 22.05\text{K}$
制冷量	第一汽液两相换热器	$> 190\text{mW}$
	第二汽液两相换热器	$> 646\text{mW}$
	温度稳定控件	150mW
	总制冷量	$> 986\text{mW}$
输入功率	生命开始 (BOL)	$< 426\text{W}$
	生命结束 (EOF)	$< 470\text{W}$
寿命		> 18 个月

表 4. Planck 卫星吸附式制冷机的测试性能^[19-20]

吸附制冷机性能要求			T_1^*/K	$\Delta T_1^*/mK$	T_2^*/K	$\Delta T_2^*/mK$	总制冷量 /mW	输入功率 /W	循环时间 /s
			<10.02	<450	<22.05	<100	>986	<470@EOL	/s
测试条件	第一级辐射器温度/K	PC3-C T/K							
冷热平衡	270.5	45	17.2	422	17.3	556	1100 ± 50	297	940
参考热平衡	282.6	60	18.4	497	18.6	600	1000 ± 50	388	667
热热平衡	276.9	60	18	307	18.8	325	1100 ± 50	258	482

* T_1 :第一汽液两相换热器温度; ΔT_1 :第一汽液两相换热器温度波动;

* T_2 :第二汽液两相换热器温度; ΔT_2 :第二汽液两相换热器温度波动

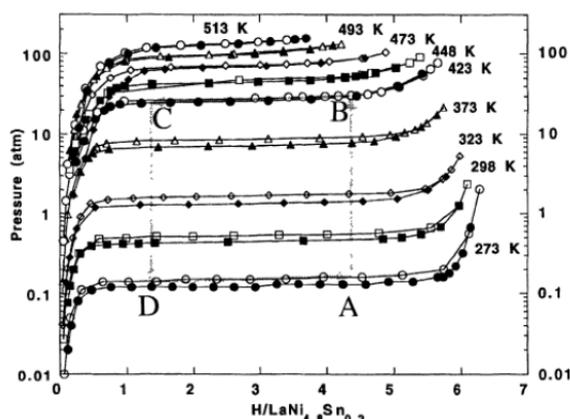


图 7. $\text{LaNi}_{4.78}\text{Sn}_{0.22}$ 的等温吸附线^[22]

2.4. Planck 卫星 4K 机械式 J-T 制冷机系统

Planck 卫星的 4K 机械式 J-T 制冷机由 RAL (Rutherford Appleton Laboratory) 研制, 其结构如图 7 所示, 该制冷机原计划使用一台两级的斯特林制冷机在 120K 和 20K 给 4K J-T 制冷机提供预冷, 但是由于吸附式压缩机从室温至低温端均无运动部件, 具有更高的可靠性, 所以 Planck 卫星后来选用氢吸附式制冷机代替之前的二级斯特林制冷机, 但是其结构依旧如图 8 所示。

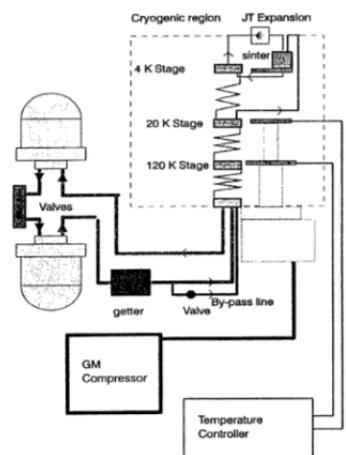


图 8. Planck 卫星 4K J-T 结构图^[23]

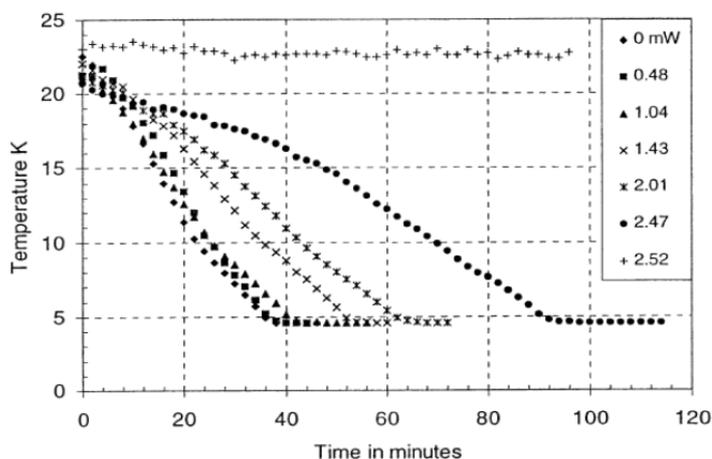


图 9. 预冷处加热量对 4K J-T 制冷机降温特性的影响^[23]

该制冷机在的降温特性如图 9 所示, 当第二级预冷处(约为 18K)添加 0-2.52mW 的热量时, 从图中可以看出, 当第二级预冷处的加热量(即制冷量)小于 2.47mW 时, 该 J-T 制冷机能够到

达 4K, 此时可以得到 6.4mW 的制冷量, 同时为了提高该 4K J-T 制冷机的性能, 对预冷的二级斯特林制冷机靠近第二级冷端的填料进行了优化改进, 改进之后的预冷型能得到很大的提升, 同时针对该 4K J-T 制冷机进行了一系列质量流量与制冷温度、预冷温度等之间的测量与理论研究^[23]。

3. 超导亚毫米波段辐射探测器

3.1. SMLIES 项目任务简介及低温系统性能要求

超导亚毫米波段辐射探测器 (Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder, SMILES) 项目是由日本宇宙研究开发机构(JAXA)和日本情报通信研究机构 (National Institute of Information and Communications Technology, NICT) 合作开展的, 它的目标是通过使用超导低噪接收器来开展高精度的亚毫米波探测和平流层中微量气体的分布, 以研究导致臭氧层破坏的卤素原子的变化及其对自由基的影响, 该卫星于 2009 年 9 月发射升空^[24,25]。

SMILES 项目中的亚毫米波接收器包括 2 个超导-绝缘-超导 (superconductor-insulator-superconductor, SIS) 混合器 (SMX) 和 4 个高电子迁移率晶体管 (HEMT) 放大器。为保证探测器件的正常工作, 超导-绝缘-超导混合器要求工作在 4 K 温度, 而高电子迁移率晶体管放大器则需要工作在 20 K 和 100 K。它们对低温系统的性能要求如表 5 所示。

表 5. SMILES 各部件低温系统技术要求^[26,27]

控制参数	技术要求
SMX 制冷性能/(mW@K)	≥1@4.5
20 K 级 HEMT 放大器制冷性能/(mW@K)	≥20@20
100 K 级 HEMT 放大器制冷性能/(mW@K)	≥30@100
SMX 温度波动/(K/mim)	≤0.05
20 K 级 HEMT 放大器温度波动/(K/mim)	≤0.2
100 K 级 HEMT 放大温度波动/(K/min)	≤0.2
功率消耗/W	≤160
寿命/h	≥10,000
冷却时间/h	≤72

3.2. SMILES 项目亚毫米波接收器制冷系统

基于表 5 的技术要求 SMILES 选择了用一台二级斯特林制冷机预冷一台 ⁴He J-T 制冷机的冷却方式, 其中二级斯特林制冷机的制冷温度分别为 20 K 和 100 K, 它在冷却两级 HEMT 放大器的同时还用来为工作在液氦温区的 ⁴He J-T 制冷机提供预冷, 其结构示意图和实物图分别如图 10 和图 11 所示, 对低温制冷机的技术要求如表 6 所示^[26-28]。

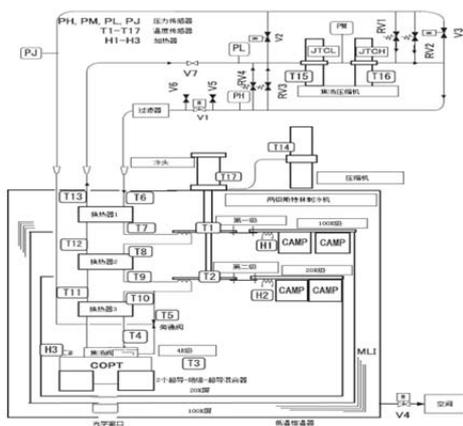


图 10. SMILES 亚毫米波接收器制冷系统流程图^[27]

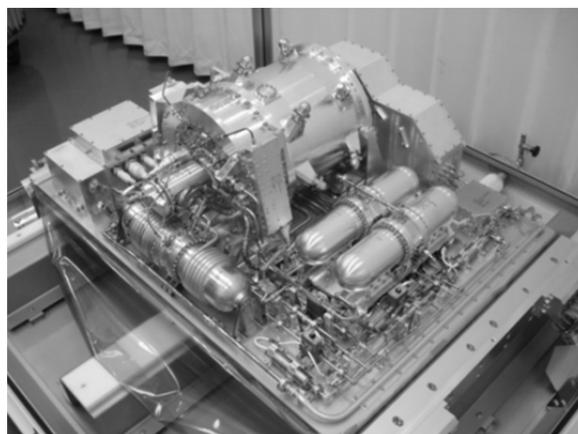


图 11. SMILES 亚毫米波接收器制冷系统实物图^[27]

3.3. SMILES 项目二级斯特林制冷机

SMILES 项目使用的二级斯特林制冷机源于日本的第二个红外探测任务 Astro-F，该卫星使用一台工作在 20 K 和 100 K 的二级斯特林制冷机冷却装有 500 L 液氦的杜瓦以减小蒸发从而延长寿命，该卫星已于 2006 年发射升空，正常运行 3 年多，远远超过了 1.5 年的设计寿命^[29-30]。该二级斯特林制冷机的结构如图 12 所示。它由一台线性滚球轴承支撑的线性压缩机和一个两级膨胀机组成，它的工作压力、频率和质量分别为 1.0 MPa、15 Hz 和 9.5 kg，它的制冷特性如图 13 所示。

表 6. SMILES 液氦温区制冷机设计技术要求^[27]

技术参数	技术要求
⁴ He J-T 制冷机制冷性能/(mW@K)	20 @4.5
⁴ He J-T 制冷机寿命/h	≥10 000
⁴ He J-T 制冷机换热器数目	3
⁴ He J-T 制冷机换热器效率/%	97
⁴ He J-T 制冷机压缩机进气压力/MPa	1.6
⁴ He J-T 制冷机压缩机排气压力/MPa	0.1
⁴ He J-T 制冷机质量流量/(mg/s)	≥6
⁴ He J-T 制冷机功率消耗/W	≤60
⁴ He J-T 制冷机工作频率/Hz	30
⁴ He J-T 制冷机质量/kg	≤12
二级斯特林制冷机制冷性能/(W@K)	0.2@20 1@100
二级斯特林制冷机工作频率/Hz	15
二级斯特林制冷机功率消耗/W	≤100
二级斯特林制冷机质量/kg	≤10.5

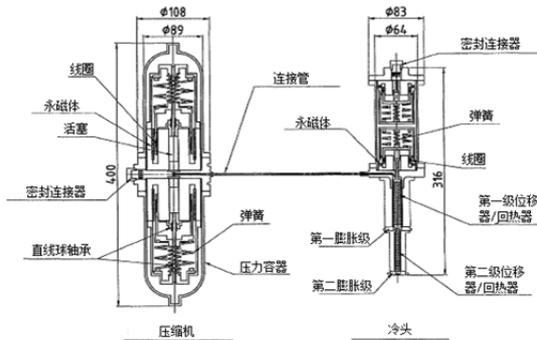


图 12. Astro-F 二级斯特林制冷机结构图^[31]

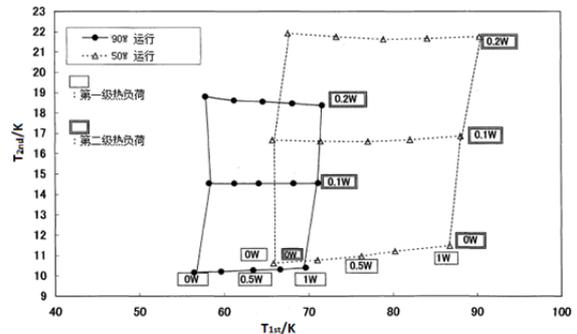


图 13. Astro-F 二级斯特林制冷机制冷特性^[31]

从图 13 中可以看出当输入功率为 90 W 时，在 20 K 具有 0.2 W 制冷量的同时在 100 K 有 1 W 制冷量，该制冷机的寿命测试结果如图 14 所示，正常工作时间约为 30×10^3 h，完全符合 10×10^3 h 寿命的设计要求。

3.4. SMILES 项目 4 K ⁴He J-T 制冷机^[26,27]

SMILES 项目 4 K ⁴He J-T 制冷机的压缩机结构如图 15 所示，它的结构与图 12 所示的压缩机基本相似，为实现 4 K 制冷所需的压比（约为 16）需采用两级压缩。同时，图 10 中所示的 3 个换热器均为套管式换热器，它们的长度分别为 2.1 m (HEX1)、2.0 m (HEX2) 和 1.9 m (HEX3)。对已安装探测器的整个恒温器系统进行测试得出：在输入功率 75.2 W，三级温度分别为 4.3、20.3 和 87.2 K，整个系统降温时间为 57 h，同时寿命测试也达到了任务要求。

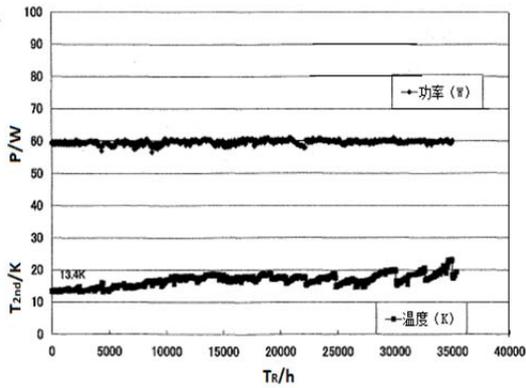


图 14. Astro-F 二级斯特林制冷机寿命测试结果^[31]

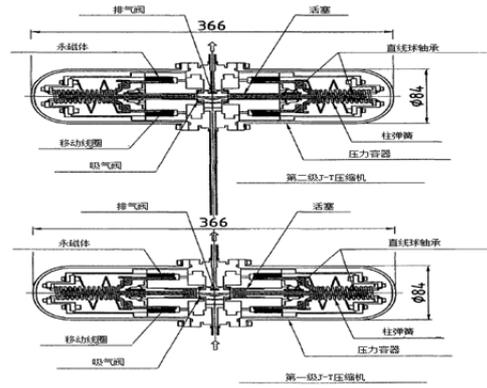


图 15. SMILES 4 K ^4He J-T 制冷机压缩机结构图^[26]

4. Astro-H 卫星

4.1. Astro-H 卫星任务简介及低温系统性能要求

Astro-H 卫星是日本宇宙研究开发机构 (JAXA) 和美国宇航局 (NASA) 联合研制的一系列成功运行的 X 射线探测任务卫星中的第 6 颗, 它计划于 2013-2014 年发射。它将通过高分辨率、高通量、中等角分辨率光谱仪的使用来研究高能宇宙中的物理学问题, 采用了宽频带 X 射线分光、硬 X 射线成像探测器、高分辨率软 X 射线分光和 非聚焦软伽马射线探测器等来探测 0.3 keV 到 600 keV 的较宽能量范围^[32,33]。

Astro-H 卫星上使用微热量计阵列的高分辨率软 X 射线光谱仪 (SXS) 必须冷却到 50 mK 的温度才能在 6 keV X 射线能量的条件下实现 1000 倍或者更高的分辨率, 同时要求温度波动控制在 2 μK 以内, 以保证在卫星的整个寿命周期内 (3~5 a) 的效率大于 95%^[34,35]。

4.2. Astro-H 软 X 射线光谱仪 (SXS) 制冷系统^[35,36]

Astro-H 软 X 射线光谱仪 (SXS) 制冷系统如图 16 和图 17 所示, SXS 制冷系统包括 2 台用来冷却外蒸汽冷却屏 OVCS (100 K)、内蒸汽冷却屏 IVCS (20 K) 的二级斯特林制冷机; 2 台用来给 ^3He J-T 制冷机提供预冷的二级斯特林制冷机, 其中 ^3He J-T 制冷机将蒸汽冷却屏冷却至 2 K, 同时通过一个热开关连接到超流 ^4He 杜瓦以把漏热减小至 1 mW 以下, 从而减小 ^4He 的蒸发, 延长使用寿命; 超流 ^4He 杜瓦用来给两级绝热去磁制冷机做热沉, 其温度保持在 1.3 K, 蒸发出来的 ^4He 用来冷却各级蒸汽冷却屏, 同时超流 ^4He 杜瓦通过热开关和一台两级绝热去磁制冷机连接。可能是因为日本 Astro-E2 卫星因蒸发的氦气进入真空绝热层使漏热大幅增加导致液氦在一个月之内完全蒸发的缘故, 该制冷系统同时使用了 1 K 温区 2 种不同的制冷方式, 即 ^3He J-T 制冷机和超流 ^4He 杜瓦, 只要能够保证其中一个正常工作, 任务便可以继续进行, 增加了任务的可靠性。

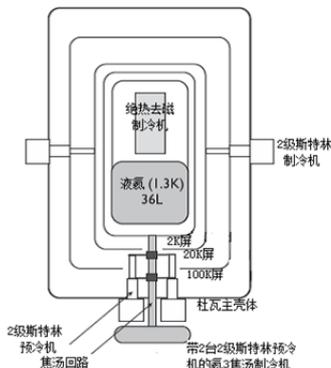


图 16. Astro-H 软 X 射线光谱仪 (SXS) 制冷系统结构图^[35]

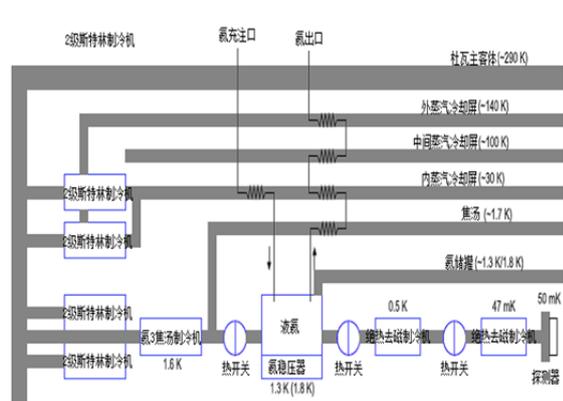


图 17. Astro-H 软 X 射线光谱仪 (SXS) 制冷系统示意图^[35]

图

4.3. Astro-H 软 X 射线光谱仪(SXS)二级斯特林制冷机^[31,34-35]

Astro-H软X射线光谱仪(SXS)二级斯特林制冷机的原型是Astro-F卫星的二级斯特林制冷机^[31], 基于Astro-H卫星的探测要求, Astro-H二级斯特林制冷机将排出器的支撑结构由原来的接触式密封改为板弹簧支撑; 减少制冷机内放气材料如胶水的使用及采用高纯制冷工质等措施控制污染源来保证制冷机长寿命下的制冷性能; 通过改进第二级排出器的尺寸来增大膨胀体积以提高制冷性能, 同时提高³He J-T制冷机的性能, 改进后的制冷机性能如图18所示, 当输入功率为90 W时, 该制冷机可以同时在16 K和83.6 K提供0.2 W和1 W的制冷量^[34,35]。

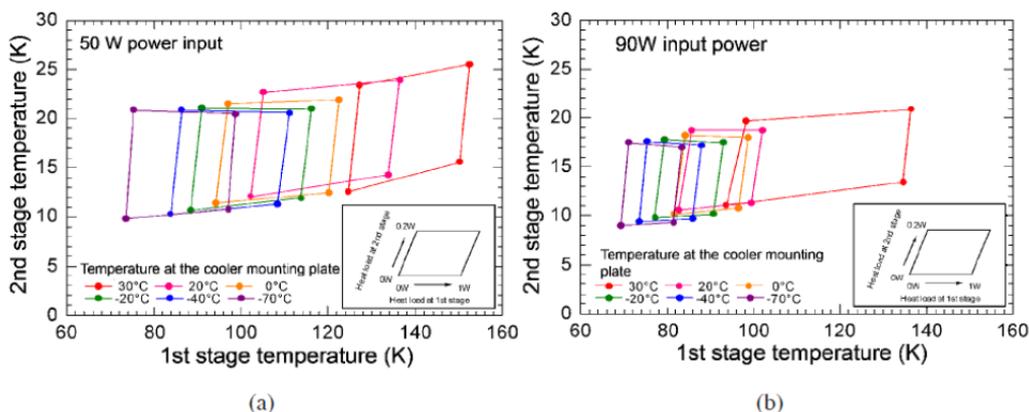


图 18. Astro-H 两级斯特林制冷机性能^[35] a) 输入功率为 50W, b) 输入功率为 90W

4.4. Astro-H 软 X 射线光谱仪(SXS) ³He J-T 制冷机

Astro-H 软 X 射线光谱仪(SXS)制冷系统 ³He J-T 制冷机的原型是 SMILES 项目的 ⁴He J-T 制冷机^[26], 卫星对 ³He J-T 制冷机的技术要求如表 7 所示。选用 ³He 作为工质的原因是 ³He 在 1.7 K 对应的饱和压力 (11 kPa) 比 ⁴He 高, 为达到 1.7 K 的制冷温度, 压缩机必须提供大于 87.5 的压比; 为了实现 87.5 的压比该制冷机采用了四级压缩的结构 (每一级压比为 3.06), 第一级和第二级压缩机的结构如图 19 所示, 第三级和第四级压缩机的结构如图 20 所示。该制冷机的制冷性能如图 21 所示, 当质量流量为 2.5 mg/s, 进气压力为 523 kPa, 输入功率为 131 W (其中 42 W 为 J-T 制冷机消耗, 而 89 W 为二级斯特林制冷机消耗)时, 该制冷机在 1.72 K 可以提供 10.1 mW 的制冷量, 基本满足其技术要求。

表 7 Astro-H ³He J-T 制冷机的技术要求^[36]

性能参数	技术要求
制冷量	10 mW@1.7 K
重量/kg	< 22
工质	³ He
总压比	> 87.5
质量流量/ mg/s	2.3
结构形式	3 个压缩机组相连
消耗功率/W	< 90
运行温度/ °C	0~30

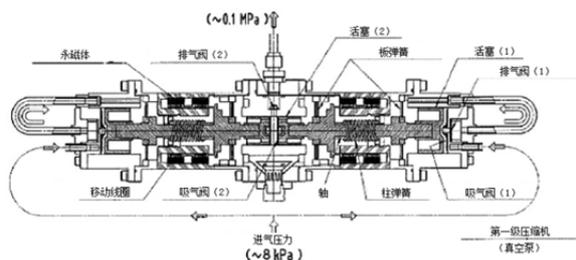


图 19. Astro-H ³He J-T 制冷机低压级压缩机结构图^[36]

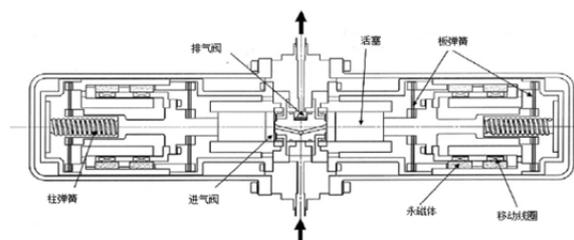


图 20. Astro-H ³He J-T 制冷机中、高压级压缩机结构图^[36]

5. NASA 先进低温制冷机技术发展计划 (ACTDP)

5.1. NASA-ACTDP 简介及低温系统技术要求

为了研究宇宙形成过程、生命的起源、寻找类地行星，保持美国空间技术的绝对优势，美国宇航局于2001年提出了类地行星探测器 (TPF)、“X星云”计划(Con-X)以及詹姆斯·韦伯太空望远镜 (JWST) 计划，如图21所示，并针对这些项目的应用需求提出了先进制冷机技术发展计划 (advanced cryocooler technology development program)^[37]。下面将对这3个项目进行简要的介绍。



图 21. NASA 大型空间项目概念图^[37]

5.1.1 詹姆斯韦伯太空望远镜 (JWST)

詹姆斯韦伯太空望远镜 (James Webb Space Telescope, 之前称作 Next Generation Space Telescope, NGST) 是由美国宇航局主持研制的一台红外空间望远镜，将取代哈勃望远镜，成为新一代的空间望远镜，它计划于2014年发射。JWST通过探测宇宙中波长为0.6~28 μm 的红外射线来探索宇宙黑暗时代的结束时间、星系的组成、恒星的形成过程、行星以及生命的起源等宇宙学基本问题。詹姆斯韦伯太空望远镜携带的中红外仪 (MIRI) 采用砷掺硅 (As:Si) 传感器，该传感器在温度在7 K才能正常工作，同时为了减小制冷机的发热以及压缩机震动对探测望远镜的影响，制冷机系统必须具有长距离冷却的功能。

5.1.2 类地行星探测器 (terrestrial planet finder, TPF)

TPF计划将通过红外调零干涉仪的使用以探测5~20 μm 的红外射线从而探测并搜寻地球45光年外的约150颗恒星周围的类地行星，寻找是否有二氧化碳、水、臭氧及生命存在的迹象，提供这些行星的成像并对行星大气进行光谱研究。为了实现这些目标，红外调零干涉仪须工作在6 K。TPF的运行寿命为5~10 a，计划于2015年发射。

5.1.3 “X星云”计划 (Con-X)

Con-X计划主要通过微热量计的使用来探测宇宙中的X射线从而得出宇宙的结构和演变过程。该计划主要的研究内容包括揭开黑洞、星系组成以及未被探测到的宇宙物质之谜。这一大型任务包括4个航天器，每个航天器装载了2个X射线望远镜。其中，微热量计需要工作在50 mK的温区才能获得高光谱分辨率。为了获得这一低温，需要采用液氦温区制冷机将其首先预冷至6 K的温度，然后再采用多级磁制冷机进一步冷却至50 mK，它本计划于2010年发射，但是项目目前延期至2015年，使用期限为10年。

5.1.4 ACTDP的技术要求及进展

美国宇航局针对上述航天项目的应用需求提出了先进制冷机技术发展计划 (advanced cryocooler technology development program)，该计划要求制冷机在6 K和18 K温区同时提供制冷量，此外还必须满足质量低、能耗低、可靠性高、冷却速度快以及远距离冷却等要求，其技术指标如表8所示^[37]。作为该项目的招标商，Lockheed -Martin公司、NGAS (Northrop Grumman Aerospace System) 公司和Ball Aerospace公司分别采用四级高频脉管制冷机^[38]、三级斯特林制冷机预冷J-T制冷机^[39] 和三级高频脉管制冷机预冷J-T制冷机^[40]实现了项目的要求，下面将对这3

种结构进行介绍。

5.2. Lockheed Martin 四级高频脉管制冷机

针对美国宇航局ACTDP的要求，Lockheed Martin公司在其二级高频脉管制冷机^[41]和三级高频脉管制冷机^[42]的基础上，于2006年提出了四级高频脉管制冷机结构^[38]。其结构及各级温度选择如图22所示。该制冷机采用U型结构，在208W输入功率下，在6 K和 18 K分别提供20 mW和150 mW的制冷量。同时，使用⁴He和³He作为工质的最低制冷温度分别为4.85 K和3.8 K。这是世界上第一台全部使用高频脉管制冷机结构达到液氦温区的制冷机。

表 8 先进低温制冷机技术发展计划(ACTDP)的技术要求^[37]

技术参数	技术要求
制冷量和制冷温度	30 @6&150
/mW@K	@18
输入功率/ W	<200
制冷系统总重/kg	<40
冷头可调节距离/m	5-25
制冷量波动/mW@K	<1 @6&<25
寿命/a	@18
振动和电磁干扰	>10
	低

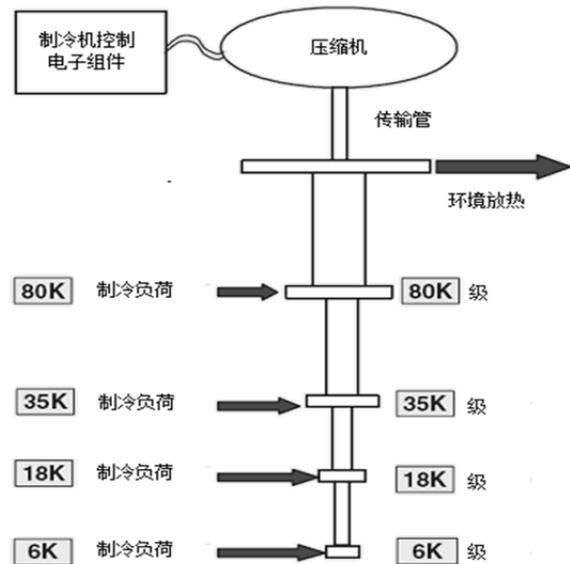


图 22. Lockheed Martin 四级高频脉管制冷机^[38]

2007年，为了满足ACTDP提出的远距离冷却（制冷机与JWST上中红外外仪保持10 m的距离以保证传感器稳定运行）的需要，LMATC提出从压缩机处分流少量运行工质³He，通过直流环路利用³He直接冷却中红外外仪（MIRI）的方法，如图23所示^[43]。通过采用一对簧片阀实现气体工质³He在制冷机中的交变流动（AC）以及流动回路中的直流（DC）的转变。流动回路中的³He工质通过4个逆流式间壁换热器与斯特林型脉管制冷机的四级冷头进行换热，冷却至6 K温度。同时为了进一步提高制冷机在6 K温区的制冷量，LMATC通过改变惯性管的阻抗实现了四级脉管制冷机各级制冷量的重新分布，在采用³He作为工质时，制冷机在6 K的制冷量从32 mW增大至50 mW，输入功率为300 W^[43]，如图24所示。

2008年，Lockheed Martin与其他3家制冷机公司共同竞争为超导数字电子元件通讯项目（HYPRES）中的超导铌集成电路提供冷却，该项目要求制冷机在4.5、9、35和70 K同时提供制冷量，而且具有寿命长、质量轻、高效、紧凑和可靠性高等优点。为此Lockheed Martin在原有四级高频脉管制冷机^[38]的基础上，改进研制出一台分离预冷型高频脉管制冷机，即采用一台二级高频脉管制冷机预冷一台四级的高频脉管制冷机^[44]。其结构示意图及各级温度如图25所示。2个冷头均采用U型结构，输入功率为685 W时，在4.5 K具有42 mW的制冷量，最低制冷温度达到3 K。系统中的压缩机结构设计是它最大的一个特点，如图所示，压缩机中气体腔分为两部分，预冷的二级脉管制冷机采用高压⁴He作为工质，四级脉管制冷机则采用低压³He作为工质。这种结构布置方式可以同时利用⁴He工质在较高温区较高压力下能提供较大的预冷量以及³He工质在低温温区低压下优越的理想气体性能。

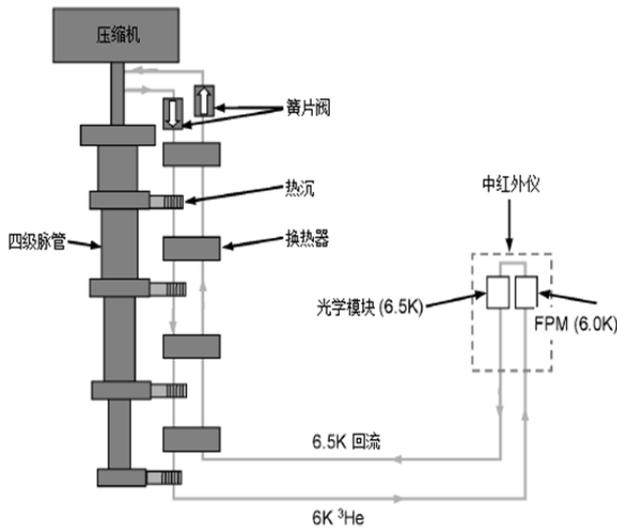


图23. LMATC远距离冷却四级斯特林型脉管制冷机流程图^[43]

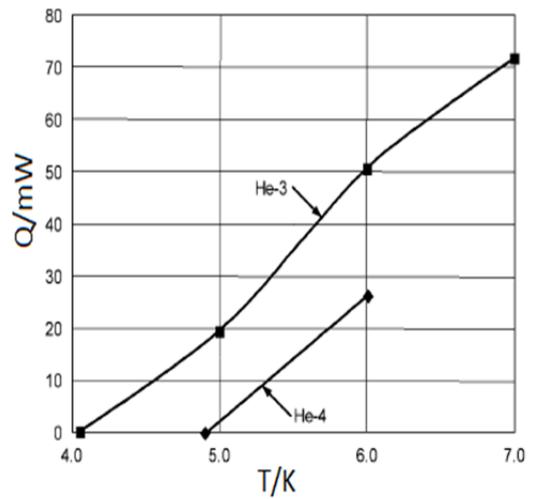


图24. ⁴He和³He工质对第四级制冷量的影响^[43]

5.3. Ball Aerospace 高频脉管制冷机预冷型 4K J-T 制冷机

Ball Aerospace 公司采用斯特林制冷机预冷 J-T 制冷机的方式^[39]顺利实现了 ACTDP 要求的性能, 输入功率为 230 W 时, 可以在 6.2 K 和 18K 同时提供 75 mW 和 77 mW 的制冷量, 使用 ³He 作为工质, 最低制冷温度为 3.5 K, 其结构如图 26 所示, 该制冷机由一台三级斯特林制冷机预冷一台 J-T 制冷机组成, 斯特林制冷机的各级预冷温度为 150 K、45 K 和 15 K, 同 NGST 相似, 该复合型制冷机也使用了旁通阀, 其作用也相似。

该复合型制冷机中提供预冷的三级斯特林制冷机如图 27 所示, 当输入功率小于 80 W 时, 可以在 16 K 提供 100 mW 的制冷量, 最低制冷温度小于 14 K^[45]。该制冷机是在其原有三级斯特林制冷机^[46]的基础上进行优化和改造而成的, 优化之后性能有所提升。优化包括两个方面: 1) 重新设计了第三级回热器, 回热材料的结构由丝网结构材料变为球状粉末, 回热材料由磷青铜变为铅; 2) 为了增加更低温度下所需的质量流量, 增加了压缩机的位移, 优化前后的性能比较如图 28 所示, 图中压缩机的位移增加了 30%, 优化之后的性能如图 29 所示。

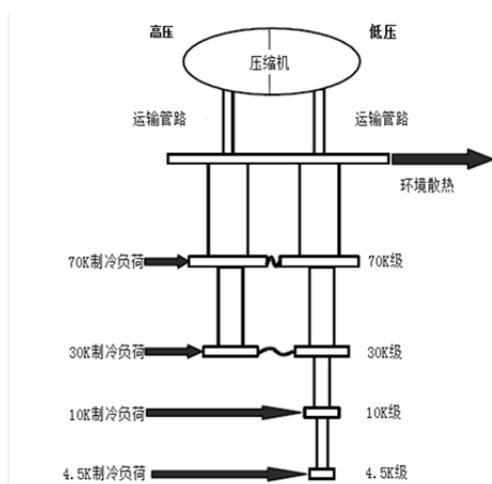


图25. Lockheed Martin分离型四级高频脉管制冷机^[44]

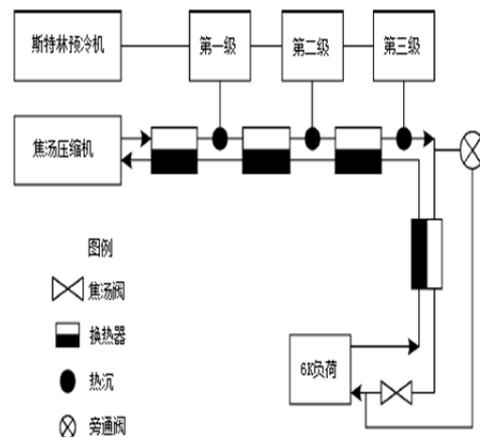


图 26. Ball Aerospace MIRI 制冷机结构示意图^[39]

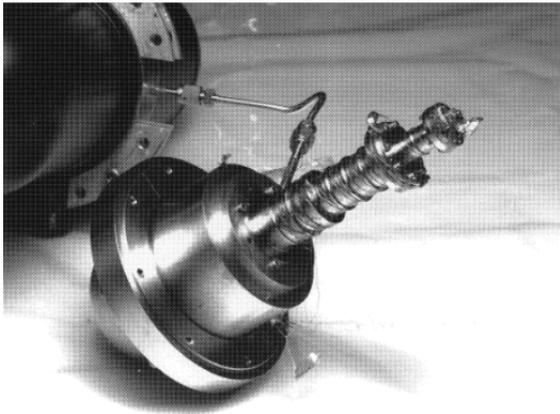


图 27. Ball Aerospace 三级斯特林制冷机^[45]

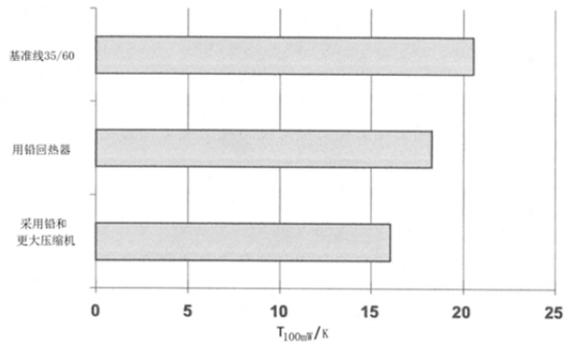


图 28. Ball Aerospace 三级斯特林制冷机性能比较^[45]

5.4. NGAS 高频脉管制冷机预冷型 4K J-T 制冷机

针对美国宇航局的ACDTP任务要求，NGAS 采用三级高频脉管制冷机预冷J-T制冷机的技术路线，在256 W总输入功率下实现了任务中所有的相关指标，远远小于项目要求的功率输入上限（360 W），其最低温度低于液氮温度，其结构如图30所示^[40]。

如图30所示，该预冷型液氮温区制冷机从左至右分为4块：制冷机控制电子组件（CCE）、制冷机压缩机组件（CCA）、制冷机塔台组件（CTA）、冷头组件（CHA）。CCE包含一套备用的控制系统，它们之间通过电磁阀组件（RSA）实现切换。CCA包含一个用来驱动三级脉管制冷机的大容量压缩机（HCC Comp）和一台驱动J-T制冷机的高效率压缩机（HEC Comp）以及脉管制冷机的冷头和3个间壁式换热器（R2、R3、R4）。CTA包含一个展开式制冷工质传输组件（RLDA），通过RLDA制冷工质可以从基座到达高于基座6m左右的塔台。CHA包括两个常闭的旁通阀，J-T制冷机的冷头，一个间壁式换热器（R1）以及一个光学模块平台（optical module stage）。HEC J-T压缩机出口处的高压气体经过3个换热器以及三级高频脉管制冷机的冷却，进入RLDA 的温度为18K；然后进入CHA 的间壁式换热器R1 和J-T制冷机中。CHA中的常闭旁通阀在15~100 K 是处于开启状态的，当光学模块平台OMS 冷却至15 K 后，旁通阀关闭，氦气体通过换热器R1，J-T进入光学模块平台OMS进行换热，之后便处于大约6 K 的稳定运行状态。

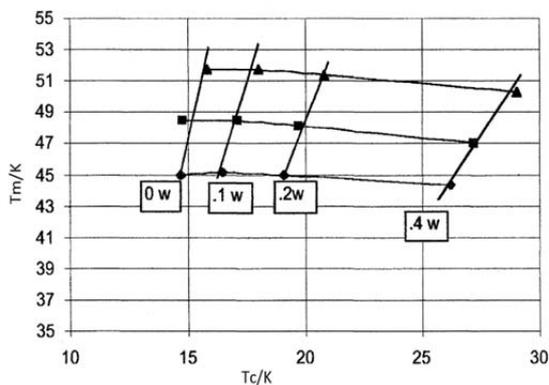


图 29. Ball Aerospace 三级斯特林制冷机性能^[45]

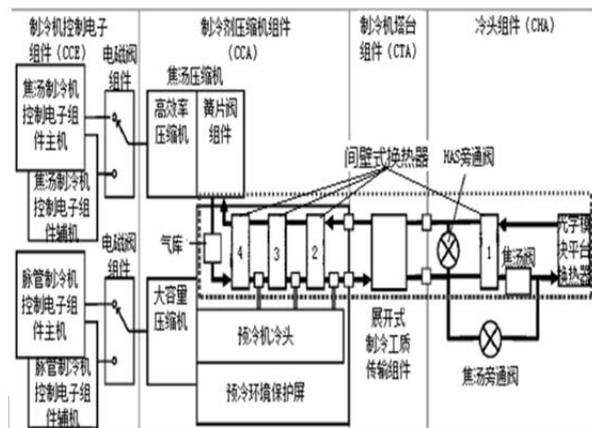


图30. NGAS MIRI 制冷机结构示意图^[40]

NGAS MIRI 制冷机承担预冷的三级高频脉管制冷机如图 31 所示^[47]，该制冷机第一级和第二级采用其之前设计的大容量二级制冷机^[48]的平行布置方式，这种布置方式有利于减少第一级

和二级之间的干扰，如图 32 所示，第一级的制冷量在从 0 增加至 17.4 W 时，第二级的温度变化小于 1 K；当第二级的制冷量从 0 增加至 17.4 W 时，第一级的温度变化也很小，第二级和第三级采用串联布置方式。该三级脉管制冷机在输入功率为 385 W 时，可以在 10 K 提供 250 mW 的制冷量，最低制冷温度为 6 K^[49]。由于具有较高的效率和可靠性，在充分竞争和论证的基础上，NGAS 提出的三级高频脉管预冷 J-T 的结构最终被选用在韦伯太空望远镜上。



图 31. NGAS 10K 三级高频脉管制冷机^[47]

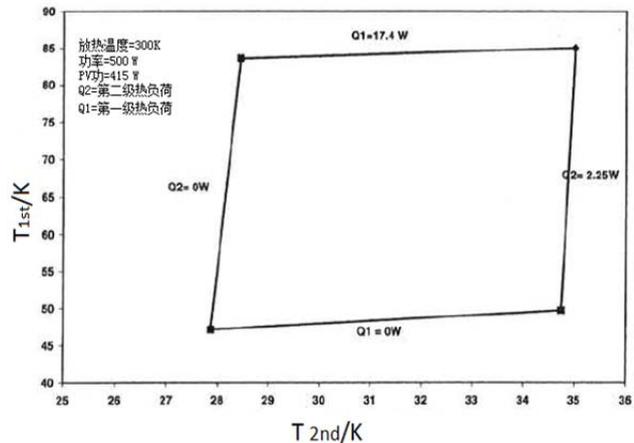


图 32. NGAS HCC 二级脉管制冷机负载图^[48]

6. 宇宙学与天体物理空间红外望远镜

6.1. SPICA 任务简介及低温系统技术要求

天体物理空间红外望远镜（space infra-red telescope for cosmology and astrophysics, SPICA）是由日本宇宙研究开发机构（JAXA）、欧洲空间局（ESA）、美国国家航天局（NASA）合作的一个国际项目，它将取代 Asrto-F 卫星的红外观测望远镜，成为新一代的中远红外波段望远镜，如图 33 所示。它是一个直径 3.5 m 的具有高空间分辨率和灵敏度的空基低温望远镜，通过中远红外波段的观测来研究星系的诞生和演化、恒星和行星系的诞生和演化以及星际物质的演化，该任务设计寿命 5 a，计划于 2018 年发射。SPICA 运行过程中需要将望远镜的焦平面器件(FPI)、望远镜光学工作台（TOB）、及器件光学工作台（IOB）冷却至 4.5 K，同时必须将一些光学器件（如锗掺镓 Ge:Ga 探测器）冷却至更低的 1.7 K^[50-52]。

6.2. SPICA 制冷系统

基于 SPICA 的冷却要求，SPICA 项目组使用被动式辐射制冷机和机械式制冷机相结合的方式设计了 SPICA 制冷系统，其中辐射制冷机主要布置在望远镜的外围以保证望远镜整体的温度，机械式制冷机主要包括二级斯特林制冷机和 2 个工作温度分别为 4 K 和 1 K 的 J-T 制冷机，它们的工质分别为 ⁴He 和 ³He，SPICA 望远镜热负荷分布和低温系统布置方式分别如图 34、35 所示。对各种机械式制冷机的技术要求如表 9 所示，其中 P 为输入功率^[52-54]。

表 9. SPICA 制冷系统制冷机的技术要求^[52]

制冷方式	冷却要求	P/W
2-SC ^{*1)}	200 mW@20W	<90 W
2-SC+ ⁴ He J-T ^{*1)}	40 mW@4.5 K	<160W ^{*2)}
2-SC+ ³ He J-T ^{*1)}	10 mW@1.7 K	<180W ^{*2)}

注：1)SC,J-T 的含义见表 2 的注释；2)包括二级斯特林制冷机消耗的功率。

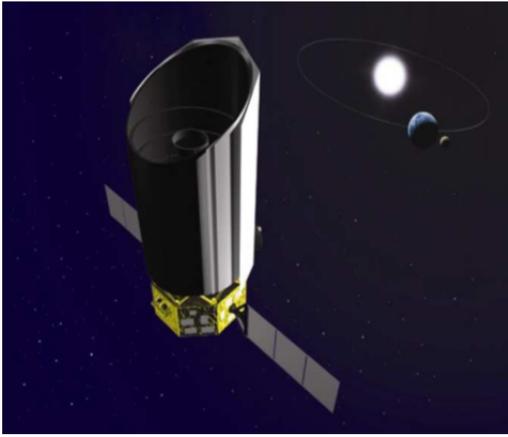


图 33. SPICA 在轨概念图^[50]

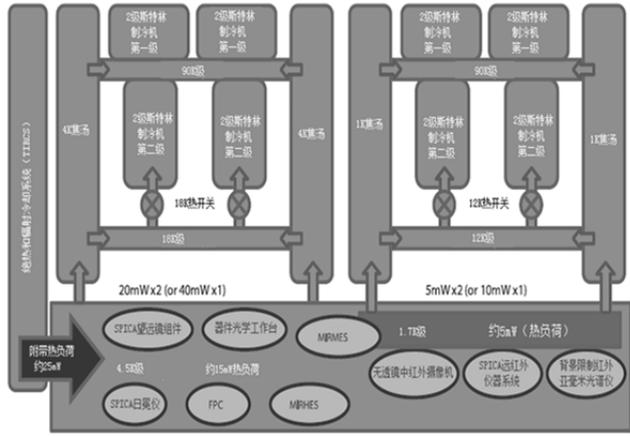


图 34. PICA 热负荷分布图^[55]

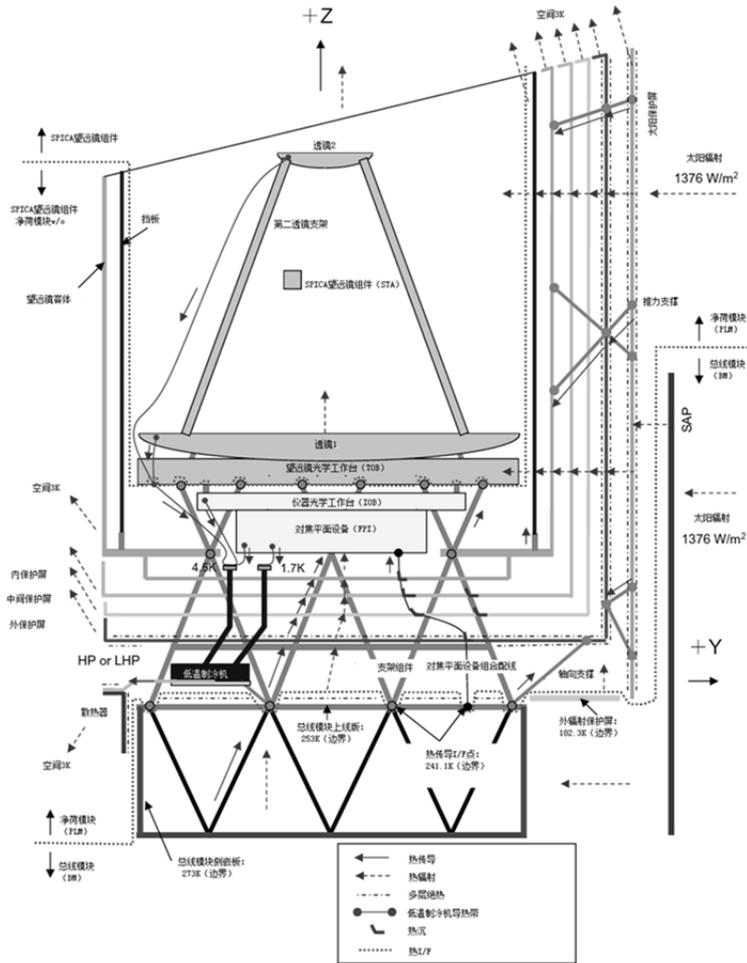


图 35. SPICA 低温系统示意图^[52]

6.3. SPICA 二级斯特林制冷机

SPICA 使用的 2 台二级斯特林制冷机的原型是 Astro-F 卫星的二级斯特林制冷机^[30,33], 它们分别用来给 ^4He 4 K J-T 制冷机和 ^3He 1 K J-T 制冷机提供预冷, 类似的结构也用在 Astro-H 卫星上为 J-T 制冷机提供预冷^[34], 经过一系列的改进, 该制冷机在项目要求的功率内在 20 K 提供 350 mW 的制冷量, 几乎是项目要求的两倍, 这样有利于它所预冷的 J-T 制冷机性能的提高^[53, 55]。

6.4. SPICA 4 K J-T 制冷机

SPICA 4K J-T 制冷机来源于 SMILES 项目的 4 K J-T 制冷机^[26-27]，它要求在 4.5 K 能够提供 40 mW 的制冷量以冷却焦平面器件等部位，经过流量计算、进气压力等一系列的计算和改进，该制冷机在 55.9 W 的输入功率下能够在 4.5 K 提供 50.1 mW 的制冷量，此时二级斯特林制冷机所消耗的功率为 89.2 W，能够满足项目要求^[52-54]。

6.5. SPICA 1 K ³He J-T 制冷机

SPICA 1 K J-T 制冷机系统的示意图和实物图分别如图 36、37 所示，它使用的结构和 SPICA 4 K J-T 制冷机相似，但是使用的工质是沸点更低的 ³He，它的制冷量与进气压力和流量之间的关系如图 38 所示，它在输入功率为 76.6 W 时，能够在 1.7 K 能够提供 16.0 mW 的制冷量，此时二级斯特林制冷机消耗的功率为 89 W，能够满足项目要求^[54-56]。

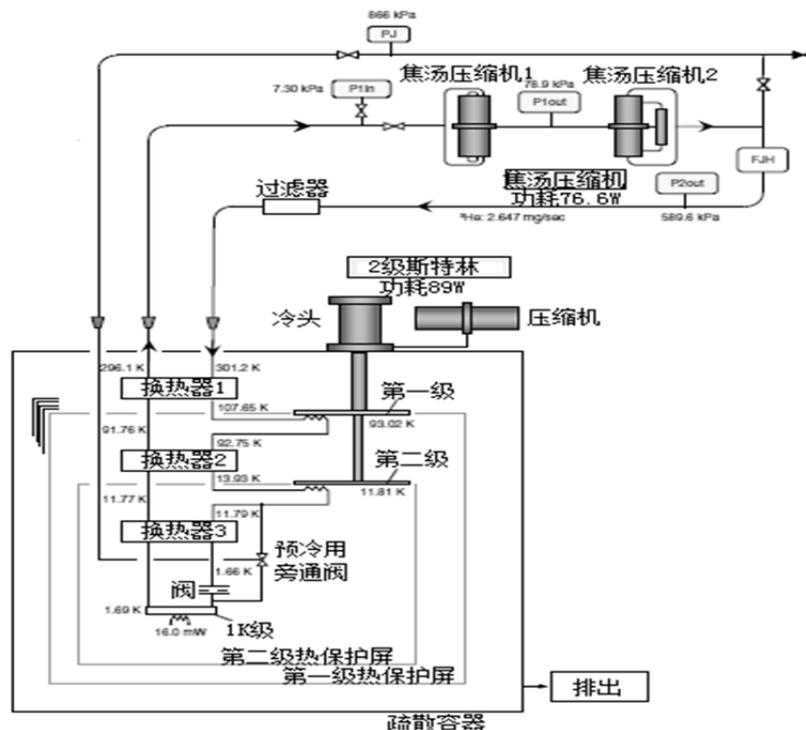


图 36. SPICA 1 K J-T 制冷机系统示意图^[54]



图 37. SPICA 1 K J-T 制冷机系统实物图^[53]

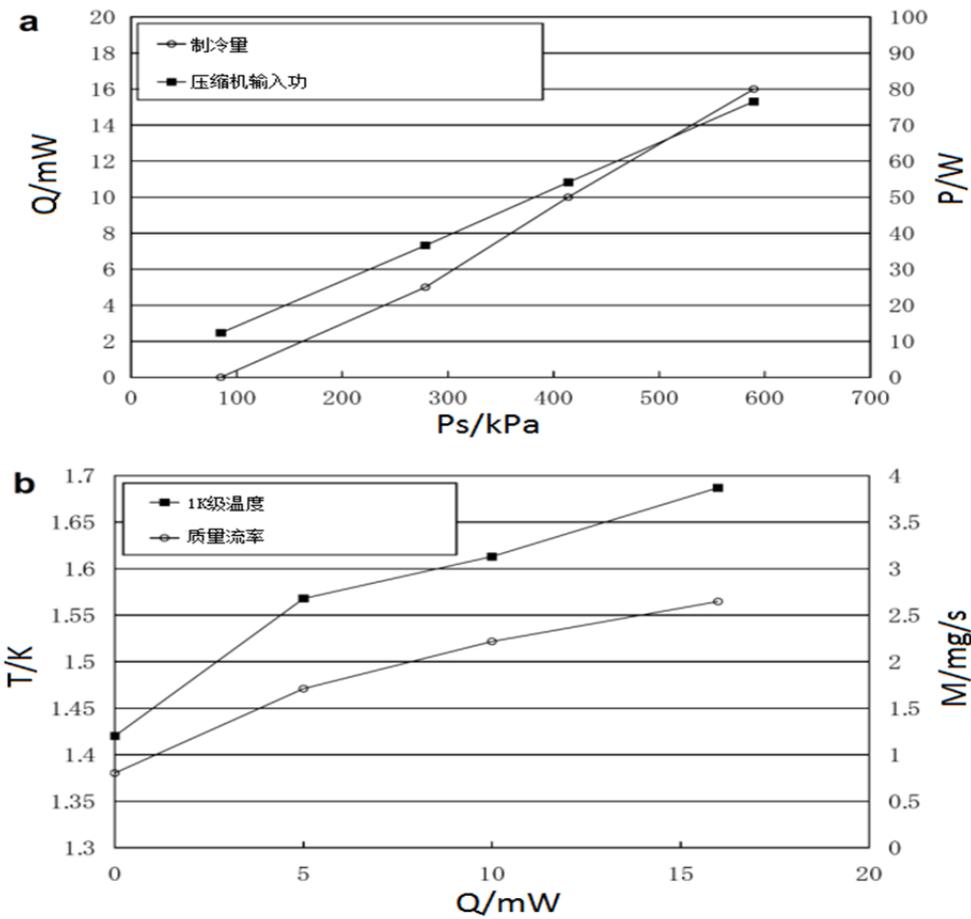


图 38.进气压力和流量对 1K J-T 制冷机制冷量的影响^[54]

7. 浙江大学液氮温区高频脉管制冷技术研究进展

浙江大学是国内较早开展低温技术研究的单位之一，其研制的双小孔两级低频脉管制冷机于 1997 年在国内率先实现了液氮温区^[57]，目前两级低频脉管制冷机可在 4.2K 提供 1.1W 的最大制冷量^[58]，单级低频脉管制冷机最低制冷温度已接近 10K^[59]，完全可以满足超导磁体冷却及氢气液化等需求。自 2007 年起开始进行高频脉管制冷技术的研究，取得了一系列的成果^[60-65]，研制的高频脉管制冷机已涵盖 5-80 K 温区，其中液氮温区高频脉管制冷技术处于国内领先水平。

为探索液氮温区高频回热制冷机理，浙江大学采用两级 G-M 型脉管制冷机预冷的单级高频脉管制冷机的结构^[61]详细的研究了充气压力、预冷温度、工作频率、几何结构以及填料类型等参数对液氮温区高频回热制冷性能的影响，从而明确了液氮温区高频回热损失，掌握了实现液氮温区高频回热制冷所需的条件，为实现完全结构的液氮温区高频脉管制冷技术奠定了研究基础，该预冷型高频脉管制冷机采用氦-4 为工质获得了 4.23 K 的最低制冷温度，是当前公开报道的以氦-4 为工质的高频脉管制冷机获得的最低制冷温度，其结构如图 39 所示。

在预冷型高频脉管制冷机研究结果的基础上，同时结合浙江大学在 80 K^[60]和 35K^[62]温区的相关研究成果，浙江大学研制了一台三级高频脉管制冷机，该制冷机全部采用高频脉管结构，其结构如图 40 所示^[63,64]。该制冷机采用氦-4 为工质，第三级运行频率为 29.9Hz，充气压力为 0.91MPa 时，获得了 4.76 K 的最低制冷温度，这是世界上首台运行在液氮温区 (<5.2 K) 的三级高频脉管制冷机，同时可在 6 K 提供 25 mW 的制冷量，可以满足 6-10K 温区超导探测器的冷却要求。理论分析表明，若能解决稀有工质氦-3 的来源问题，该制冷机的效率有望大幅提升，将为其实际应用奠定坚实的基础。

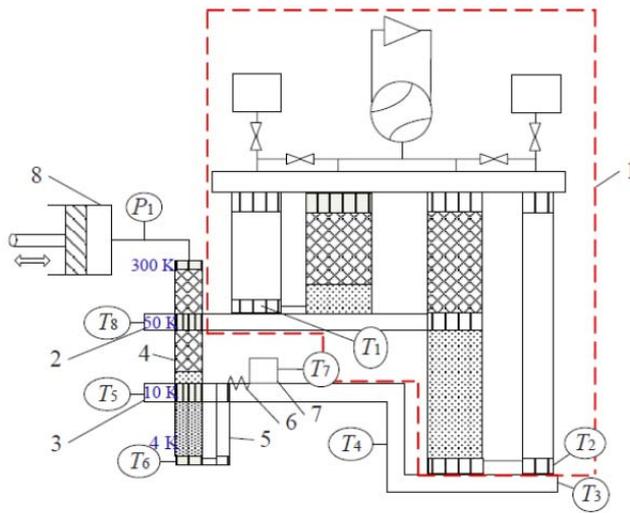


图 39. 浙江大学预冷型液氦温区高频脉管制冷机结构示意图^[61]

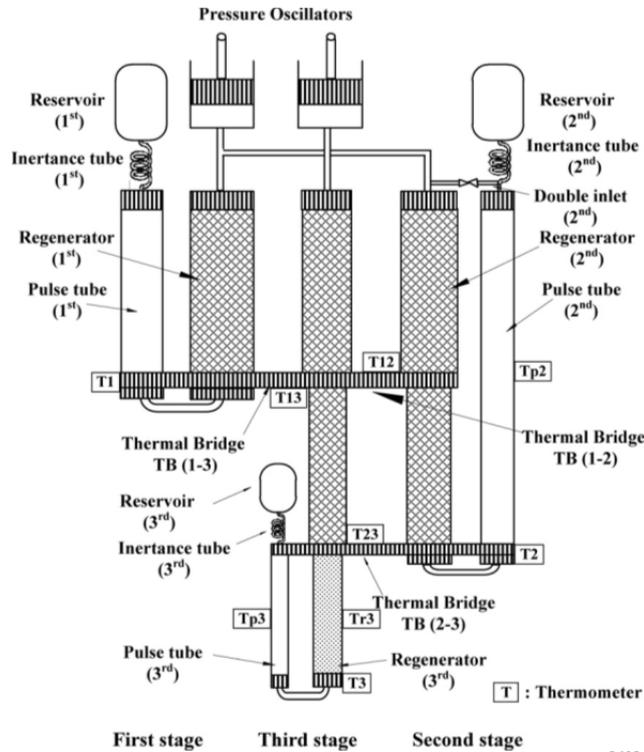


图 40. 浙江大学三级高频脉管制冷机结构示意图^[63]

8. 总结及展望

本文介绍了国际上已发射和在研的使用液氦温区机械式制冷技术的空间探测项目的任务目标和对低温系统的性能要求，分析了空间液氦温区机械式制冷技术的设计方法和关键技术，总结了当前空间液氦温区机械式制冷技术的发展现状和趋势，主要结论如下：

(1) 目前空间液氦温区机械式制冷技术主要采用由线性压缩机驱动的预冷型 ^4He 和 ^3He J-T 节流制冷技术。该技术利用工质氦气在液氦温区的非理想性质而具有较高的效率，并且其在低温下无运动部件因而具有可靠性高等特点，是当前空间液氦温区机械式制冷技术的主流。虽然高频脉管制冷机也能够到达该温区，但是由于效率较低，还没有空间应用的实例。

(2) 为液氦温区 ^4He 和 ^3He J-T 节流制冷机提供预冷的主要有吸附式制冷机、采用线性压缩

机技术的斯特林制冷机和斯特林型脉管制冷机。其中斯特林制冷机发展相对成熟，但是冷端无运动部件的脉管制冷技术以及完全无运动部件的高可靠性的吸附式制冷技术是其潜在的强有力竞争对手，提高效率则是吸附式制冷技术和高频脉管制冷技术的当务之急。

(3) mK 温度的制冷方法主要有绝热去磁制冷和稀释制冷，其中绝热去磁制冷被广泛使用，而以 Planck 卫星稀释制冷机为典型代表的具有连续制冷能力的稀释制冷机将会得到进一步的发展和应用。

(4) 随着支撑和密封结构技术的发展和革新，以斯特林制冷机为代表的冷端存在运动部件的机械式制冷机的寿命不再是它们应用和发展的瓶颈；目前，进一步降低制冷温度和提高制冷效率则成为其能够应用于航天领域的必由之路。

(5) 经过近 20 多年的积淀，浙江大学已掌握液氦温区机械主动式低温制冷技术，并研制出适用于空间长寿命要求的 4K 温区原理样机，希望有机会能为国家航天事业的发展做出自己的贡献。

9. 致谢

本项目受到国家自然科学基金 (No.51176165) 的支持,在此表示感谢。

参考文献(References):

- [1] RADEBAUGH R. Cryocoolers: the state of the art and recent developments [J]. *Journal of Physics: Condensed Matter*, 2009(21):164219.
- [2] TIMMERHAUS K D, REED R P. Cryogenic engineering: fifty years of progress [M]. New York: Springer Science+Business Media, 2006: 225-284.
- [3] RANDO N, LUMB D, BAVDAZ M, et al. Space science applications of cryogenic detectors [J]. ***Nuclear Instruments & Methods in Physics Research A***, 2004(522): 62-68.
- [4] ROGALSKI A. Infrared detectors: an overview [J]. ***Infrared Physics & Technology***, 2002 (43): 187-210.
- [5] ROGALSKI A. Recent progress in infrared detector technologies [J]. ***Infrared Physics & Technology***, 2011, 54(3):135-154.
- [6] BHATIA R S. Review of Spacecraft Cryogenic Coolers [J]. ***Journal of Spacecraft and Rockets***, 2002 (39): 329-346.
- [7] COLLAUDIN B, RANDO N. Cryogenics in space: a review of the missions and the technologies [J]. ***Cryogenics***, 2000(40):797-819.
- [8] TAUBER J A. The Planck mission [J]. ***Advances in Space Research***, 2004, 34:491-496.
- [9] MANDOLESI M, VILLA F, VALENZIANO L. The Planck satellite [J]. ***Advances in Space Research***, 2002, 30: 2123-2128.
- [10] TAUBER J A. The COBRAS/SAMBA mission [J]. ***Lecture Notes in Physics***, 1995, 455: 243-250.
- [11] BERSANELLI M, BOUCHET F R, EFSTATHIOU G, et al. COBRAS/SAMBA: report on the phase A study [R], ESA Special Publication (96)3, 1996.
- [12] VALENZIANO L, The low frequency instrument on-board the Planck satellite: characteristics and performance [J]. ***New Astronomy Reviews***, 2007, 51: 287-297.
- [13] VILLA F, MANDOLESI N, BERSANELLI M, et al. The low frequency instrument of the Planck mission [C]// ***AIP Conferences Proceedings 609***. New York: American Institute of Physics, 2002:144-149.
- [14] BHANDARI P, PRINA M, BOWMAN R J, et al. Sorption coolers using a continuous cycle to produce 20 K for the Planck flight mission [J]. ***Cryogenics***, 2004, 44:395-401.
- [15] LAMARRE J M, PUGET J L, BOUCHET F, et al. The Planck high frequency instrument, a third generation CMB experiment and a full sky submillimeter survey [J]. ***New Astronomy Reviews***, 2003, 47(11-12):1017-1024.
- [16] LAMARRE J M, PUGET J L, ADE P A R, et al. Planck pre-launch status: the HFI instrument, from specification to actual performance [J]. ***Astronomy & Astrophysics*** 2010, 520:A9.
- [17] COLLAUDIN B, PASSVOGEL T. The FIRST and Planck 'Carrier' missions. Description of the cryogenic systems [J]. ***Cryogenics***, 1999, 39:157-165.
- [18] LEROY C, ARONDEL A, BERNARD J-P, et al. Performances of the Planck-HFI cryogenic

- thermal control system[C]// **Proceedings of SPIE**. USA: Society of Photo Optical, 2006, 6265: 62650H-1.
- [19]G. MORGANTE, D. PERRSON, F. MELOT, et al. Cryogenic characterization of the Planck sorption cooler system flight model [J]. **Journal of Instrumentation**, 2009, 4:T12016.
- [20]PEARSOM D, ZHANG B, PRINA M, et al. Flight acceptance testing of the two JPL Planck sorption coolers[C]// **Cryocooler 14**. Boulder:ICC Press, 2007: 497-504.
- [21]PRINA M, BHANDARI P, BOWMAN R C, et al. Performance prediction of the Planck sorption cooler and initial validation[C]// **Advances in Cryogenic Engineering**. New York: AIP, 2002, 47:1201–1208.
- [22]BHANDARI P, BOWMAN R C, CHWVE R G, et al. Sorption cryocooler development for the Planck surveyor mission [J]. **Astro. Lett. And Communications**, 2000, 37:227-237.
- [23]BRADSHAW T W, ORLOWSKA A H. Technology developments on the 4 K cooling system for Planck and FIRST[C]//**Proceeding of 6th European Symposium on Space Environmental Control Systems**, Netherlands: [s. n.],1997:465–70.
- [24]OL: <http://smiles.tksc.jaxa.jp/>.
- [25]SATOSHI O, KENICHI K, TOSHIYUKI N, et al. Performance of JEM/SMILES in orbit[C]//**21st International Symposium on Space Terahertz Technology, Oxford**: Oxford University Press, 2010:179-184.
- [26]SETA M, MASUKO H, MANABE T, et al. Submillimeter-wave SIS receiver system for JEM/SMILES [J]. **Advances in Space Research**, 2000, 26: 1021 -2024.
- [27]NARASAKI K, TSUNEMATSU S, YAJIMA S, et al. Development of cryogenic system for SMILES[C]// **Advances in Cryogenic Engineering**. New York: AIP, 2004, 49:1785 -1794.
- [28]OTSUKA K, TSUNEMATSU S, OKABAYASHI A, et al. Test results after refurbish of cryogenic system for SMILES [J]. **Cryogenics**, 2010, 50:512–515.
- [29]INATANI J, NARASAKI K, TSUNEMATSU S, et al. Mechanical cooler and cryostat for submillimeter SIS mixer receiver in space[C]// **Proceedings of SPIE**. USA: Society of Photo Optical, 2001, 4540:p.197-208.
- [30]MURAKAMI h. Japanese Infrared Survey Mission IRIS (ASTRO-F) [C]// **Proceedings of SPIE**. USA: Society of Photo Optical, 1998, 3356:p.471-477.
- [31]NAKAGAWA T, ENYA K, HIRABAYASHI M, et al. Flight performance of the AKARI cryogenic system [J]. **Publications of the Astronomical Society of Japan**, 2007, 59:377-387.
- [32]NARASAKI K, TSUNEMATSU S, OOTSUKA K, et al. Development of two-stage stirling cooler for Astro-F [C]// **Advances in Cryogenic Engineering**. New York: AIP, 2004, 49:1428 -1435.
- [33]TAKAHASHI T, MITSUDA K, KELLEY R, et al. The Astro-H mission[C]// **Proceedings of SPIE**. USA: Society of Photo Optical, 2010, 7732: 77320Z-1.
- [34]TAKAHASHI T, KELLEY R, MITSUDA K, et al. The NeXT mission[C]// **Proceedings of SPIE**. USA: Society of Photo Optical, 2008, 7011: 70110O-1.
- [35]SHINOZAKI K, SUGITA H, SATO Y, et al, Developments of 1-4 K class space mechanical coolers for new generation satellite missions in JAXA[C]//**Cryocoolers 16**. Boulder: ICC Press, 2011:1-8.
- [36]SATO Y, SUGITA H, MITSUDA K, et al. Development of mechanical cryocoolers for Astro-H/SXS [J]. **Cryogenics**, 2010, 50: 500 – 506.
- [37]ROSS R G, JOHNSON D L. NASA's advanced cryocooler technology development program (ACDTP) [C]// **Advances in Cryogenic Engineering**. New York: AIP, 2006, 51:607-614.
- [38]OLSON J R, MOORE M, CHAMPAGNE P, et al. Development of a space-type 4-stage pulse tube cryocooler for very low temperature[C]// **Advances in Cryogenic Engineering**. New York: AIP, 2006, 51:623-631.
- [39]GLAISTER D, GULLY W J, HENDERSHOTT P, et al. Ball Aerospace 4-6 K space cryocooler[C]// **Cryocooler 14**. Boulder:ICC Press, 2007: 41-48.
- [40]RAAB J, COLBERT R, HARVEY D, et al. NGST advanced cryocooler technology development program (ACTDP) cooler system[C]// **Cryocoolers 13**. New York :Kluwer Academic/Plenum Publishers, 2005:9-14.
- [41]NAST T C, OLSON J, EVTIMOV B, et al. Development of a two-stage pulse tube cryocooler for 35K cooling[C]// **Cryocoolers 12**. New York :Kluwer Academic/Plenum Publishers, 2003:213-218.
- [42]OLSON J, NAST T C, EVTIMOV B, et al. Development of a 10K pulse tube cryocooler for space application[C]// **Cryocoolers 12**. New York :Kluwer Academic/Plenum Publishers, 2003:243-245.

- [43] NAST T C, OLSON J, ROTH E, et al. Development of Remote Cooling systems for Low-Temperature, Space-Borne Systems[C]// **Cryocooler 14**. Boulder:ICC Press, 2007: 33-40.
- [44] NAST T, OLSON J, CHAMPAGNE P, et al. Development of a 4.5K pulse tube cryocooler for superconducting electronics[C]// **Advances in Cryogenic Engineering**. New York: AIP, 2008, 53:881-886.
- [45] GULLY W J, GLAISTER D. The Ball 12K Stirling cryocooler[C]// **Advances in Cryogenic Engineering**. New York: AIP, 2002, 47:1045-1052.
- [46] BRUNNGHAUS C H Y, TOMLINSON B J, Abhyankar N. Performance characterization of the ball aerospace 35/60K protoflight spacecraft cryocooler[C]// **Cryocoolers 12**. New York :Kluwer Academic/Plenum Publishers, 2003:51-58.
- [47] RAAB.J, TWARD.E. Northrop Grumman Aerospace Systems cryocooler overview [J]. **Cryogenics**, 2010, 50:572-581.
- [48] JACO C, NGUYEN T, HARVEY D,et al. High capacity staged pulse tube[C]// **Cryocoolers 13**. New York :Kluwer Academic/Plenum Publishers, 2005:109-113.
- [49] NGUYEN T, COLBERT R, DURAND D, et al. 10K Pulse Tube Cooler[C]// **Cryocooler 14**. Boulder:ICC Press, 2007:27-31.
- [50] NAKAGAWA T, SPICA Working Group. SPICA: space infrared telescope for cosmology and astrophysics [J]. **Advances in Space Research**, 2004, 34: 645-650.
- [51] ONAKA T, TNAKAGAWA T. SPICA: A 3.5 m space infrared telescope for mid- and far-infrared astronomy [J]. **Advances in Space Research**, 2005, 36:1123-1127.
- [52] SUGITA H, SATO Y, NAKAGAWA T, et al. Cryogenic system design of the next generation infrared space telescope SPICA [J]. **Cryogenics**, 2010, 50:566 - 571.
- [53] SUGITA H, NAKAGAWA T, MURAKAMI H, et al. Cryogenic infrared mission ‘JAXA/SPICA’ with advanced cryocoolers [J]. **Cryogenics**, 2006, 46:149 -157.
- [54] SUGITA H, SATO Y, NAKAGAWA T, et al. Development of mechanical cryocoolers for the Japanese IR space telescope SPICA [J]. **Cryogenics**, 2008, 48:258-266.
- [55] SATO Y, SUGITA H, KOMATSU K, et al. Development of advanced two-stage stirling cryocooler for next space missions[C]// **Cryocooler 15**. Boulder:ICC Press, 2009:13-21.
- [56] NARASAKI K, TSUNEMATSU S, OOTSUKA K, et al. Development of 1 K-class mechanical cooler for SPICA [J]. **Cryogenics**, 2004, 44:375–381.
- [57] CHEN GB, QIU LM, ZHENG JY, et al. Experimental study on a double-orifice two-stage pulse tube refrigerator [J]. **Cryogenics**, 1997, 37: 271-273.
- [58] QIU LM, ZHANG KH, DONG WQ, et al. Study of mass flow distribution between stages in a two-stage pulse tube cryocooler capable of 1.1 W at 4.2 K [J].**International Journal of Refrigeration**,2012.(to be published)
- [59] GAN ZH, DONG WQ, QIU LM, et al. A single-stage GM-type pulse tube cryocooler operating at 10.6 K [J]. **Cryogenics**, 2009, 49:198–201.
- [60] GAN ZH, LIU GJ, WU YZ, et al. Study on a 5.0 W/80 K single stage Stirling type pulse tube cryocooler [J]. **Journal of Zhejiang University SCIENCE A**, 2008, 9(9)1277-1282.
- [61] GAN ZH, LI ZP. CHEN L, et al. Design and preliminary experimental investigation of a 4 K Stirling-type pulse tube cryocooler with precooling [J]. **Journal of Zhejiang University SCIENCE A**, 2009, 10(9): 1277-1284.
- [62] GAN ZH, FAN BY, WU YZ, et al. A two-stage Stirling-type pulse tube cryocooler with a cold inertance tube [J]. **Cryogenics**, 2010 50:426–431.
- [63] QIU LM, CAO Q, ZHI XQ, et al. A three-stage Stirling pulse tube cryocooler operating below the critical point [J]. **Cryogenics**, 2011, 51:609-612.
- [64] QIU LM, CAO Q, ZHI XQ, et al. Operating characteristics of a three-stage Stirling pulse tube cryocooler operating around 5 K [J]. **Cryogenics**, 2012, 52:382-388.
- [65] QIU LM, ZHI XQ, HAN L, et al. Performance improvement of multi-stage pulse tube cryocoolers with a self-precooled pulse tube [J]. **Cryogenics**, 2012, (to be published)

作者简介:

甘智华, 1973年2月生, 博士, 浙江大学, 教授, 博导。主要从事低温回热式制冷机理及液氮温区制冷技术研究。

王博, 1986年3月生, 浙江大学博士研究生, 主要从事液氮温区回热式制冷研究。