

# 第1章

概述

## 1.1 低温接收技术在深空测控中的应用

深空探测是指人类脱离地球引力场,对太阳系及宇宙空间开展的科学探测活动。自 1957 年苏联发射首颗人造卫星后,美苏两国迅速展开竞争,于 1958 年启动深空探测计划。截至 2013 年 11 月全球共实施深空探测任务 242 次,其中 136 次成功或部分成功,100 次失败,6 次尚在飞行途中,总成功率约为 56%。深空探测 50 余年的发展历程可分为“第一个高潮期”“宁静期”“第二个高潮期”三个阶段:

(1) 第一个高潮期(1958—1976 年):以美苏冷战为背景,两国通过密集的探测任务(如美国“先驱者 0 号”月球探测器等)推动了空间技术的跨越式发展。

(2) 宁静期(1977—1993 年):探测活动趋缓,美苏转向数据深度分析与技术沉淀,日本与欧洲同期加入深空探测领域。17 年间仅执行 23 次任务。

(3) 第二个高潮期(1994—2013 年):以系统科学目标为主导,20 年内实施 51 次任务,探测范围与技术水平显著提升。

当前深空探测已覆盖太阳系主要天体,包括月球、太阳、八大行星及其卫星、矮行星、小行星与彗星等,实现了飞越、撞击、环绕、软着陆、巡视、采样返回、载人登月等多维度探测。其中,月球、火星、金星及小天体因其科学价值与可及性成为重点目标。

国际上对深空探测的界定存在两种定义:国际电信联盟标准,根据《无线电规则》第 1.77 款,“深空”指距离地球  $2.0 \times 10^6$  km 以远的外层空间,此标准自 1990 年 3 月 16 日起生效<sup>[1]</sup>;国际空间数据系统咨询委员会亦将同等距离的航天任务归类为 B 类任务(即深空任务)。另一种定义以月球及更远天体或空间为对象的探测活动视为“深空探测”<sup>[2]</sup>。中国采用第二种定义,并将月球探测作为深空探测的起点。

深空测控系统是支撑深空探测任务的核心基础设施,承担航天器跟踪测量、状态监控、指令传输及数据接收等关键任务<sup>[3]</sup>。其组成示意图如图 1-1 所示,包括:

(1) 星载测控分系统:集成于深空探测器,负责信号收发与数据处理。

(2) 地面深空测控站:分布全球的大型天线阵列,用于远距离信号捕获与传输。

(3) 飞行控制中心:任务指挥中枢,统筹数据分析与指令决策。

(4) 通信网:连接地面各节点,确保信息实时交互。

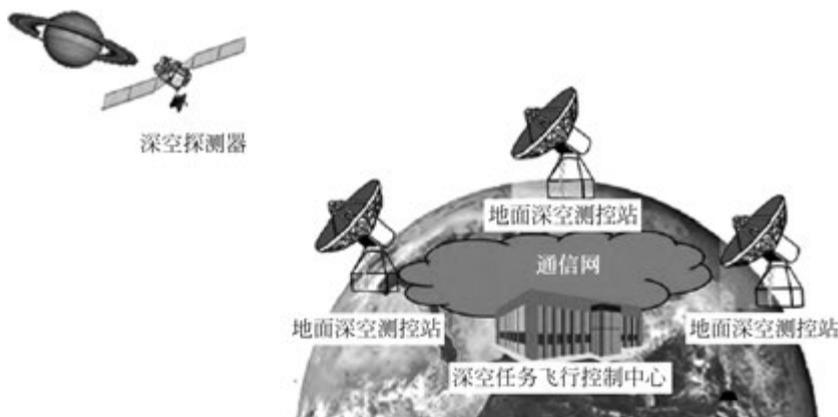


图 1-1 深空测控系统组成示意图

深空探测器与地球间的通信面临距离遥远、信号衰减剧烈的问题,以火星探测为例,地-火距离最近约为  $5.46 \times 10^7$  km, 最远约为  $4.01 \times 10^8$  km, 路径损耗较地球同步卫星(轨道高度约 35 786 km)增加 64.43~81 dB。单程通信延迟达 3.03~22.29 min, 导致实时控制与数据反馈困难。

为应对上述挑战,国际上主要采取以下技术手段:

(1) 增大天线口径,部署 34 m、70 m 等大型地面天线,提升信号捕获能力。

(2) 提高工作频率,使用 X 频段(较 S 频段增益提升 12 dB)或 Ka 频段(增益提升 20 dB),显著改善链路性能。

(3) 增强发射功率,深空测控站发射功率达 20 kW、40 kW 甚至更高,等效增加链路增益。

(4) 优化接收系统噪声温度,降低接收系统噪声温度是提升系统品质因数( $G/T$  值)的关键措施,例如采用低温制冷接收机。噪声温度每降低 50%(即减半),数据接收速率可提升 1 倍,单位比特成本同步下降。

深空测控网依赖极低噪声的低温制冷接收机,其高灵敏度( $G/T$ )是解析微弱信号的核心保障。通过降低电子设备热噪声,该技术可大幅提升数据接收效率,相关设备成为深空通信链路中不可或缺的关键设备。

为克服地球自转影响并实现连续测控覆盖,深空测控站需满足以下布局原则:

(1) 经度间隔约  $120^\circ$ ,全球布站,确保对轨道高度 3 万千米以上的航天器提供 24 h 连续测控。

(2) 多国协同,国际上的完整测控网包括美国国家航空航天局(National

Aeronautics and Space Administration, NASA) 深空网、欧洲航天局测控网, 中国已建成系统性网络。俄罗斯、日本、印度等国家虽拥有独立深空测控设备, 但尚未形成全球覆盖能力。

美国 NASA 深空网由在全球按经度间隔接近  $120^\circ$  分布的三处深空通信综合设施组成, 分别位于美国加利福尼亚州的戈尔德斯顿(Goldstone)、西班牙的马德里(Madrid)和澳大利亚的堪培拉(Canberra)。深空网的操作控制中心位于美国加利福尼亚州帕萨迪纳(Pasadena) 的喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)。NASA 深空网是目前世界上能力最强、规模最大的深空测控通信系统。其始建于 1958 年, 1961 年建成包括戈尔德斯顿、澳大利亚伍默拉(Woomera)和南非约翰内斯堡(Johannesburg) 的 3 个深空站系统, 1963 年正式命名为深空网; 之后在 1965 年新建了西班牙马德里和澳大利亚堪培拉 2 个深空站。直到 1974 年, 堪培拉站和马德里站取代了伍默拉站和约翰内斯堡站, 形成了目前的 3 站格局。

图 1-2 展示了位于戈尔德斯顿的 70m 口径卡塞格伦天线系统, 该天线配备 3 个馈源喇叭, 是深空网(Deep Space Network, DSN) 中口径最大、发射功率最强的设备。其主要功能包括航天器跟踪及射电天文与雷达科学研究。



图 1-2 戈尔德斯顿的 70m 口径天线

图 1-3 和图 1-4 分别为该天线上安装的高灵敏度低温接收机系统框图及接收机实物图。该接收机采用极化器与低温放大器一体制冷设计, 制冷温度达 5K, 可有效抑制热噪声、极化器损耗噪声, 整体噪声温度约为 17.1K。

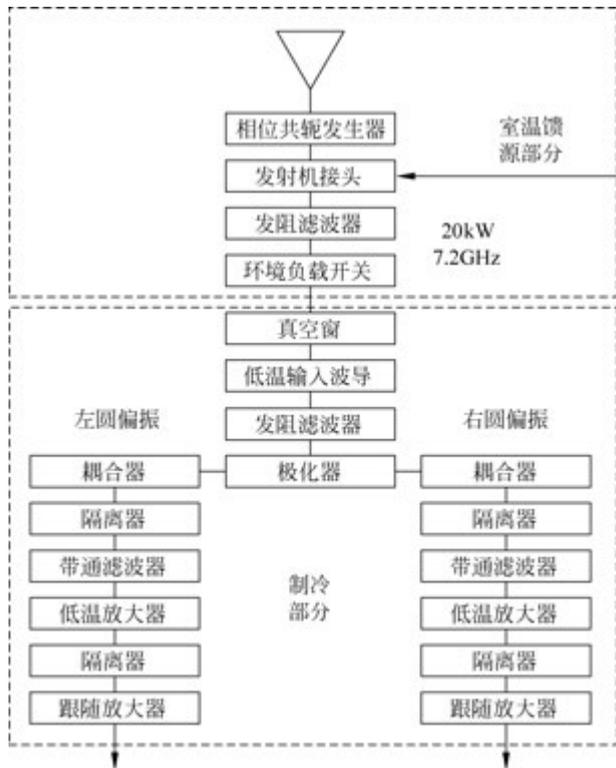


图 1-3 戈尔德斯顿的 70m 口径天线低温接收机系统框图

美国作为最早开展深空探测的国家,依托技术优势对太阳系内火星、金星、木星、土星、天王星、海王星等行星实施了系统性探测。在此过程中,由 NASA 喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)主导的 DSN 发挥了核心作用。DSN 为月球、行星及星际探测器提供全程跟踪、导航与双向通信服务,支持指令控制、遥测、科学数据传输(包括图像)等功能,现已成为全球规模最大、灵敏度最高的深空测控通信网络。

欧洲航天局(European Space Agency, ESA)的深空网建设始于 1998 年,目前已建成 3 座 35m 口径深空站,分别位于澳大利亚新诺舍(New Norcia)、西班牙塞夫雷罗斯(Cebreros)和阿根廷马拉圭(Malargue)。3 站由德国达姆施塔特的欧洲空间操作中心(European Space Operations Centre, ESOC)远程集中控制。ESA 构建的 3 座 35m 口径深空站,形成了“三位一体”协同观测体系。以阿根廷马拉圭站为例,该站不仅支持火星、金星等探测器跟踪任务,还可开展高灵敏度射电科学实验。其核心设备包括低温制

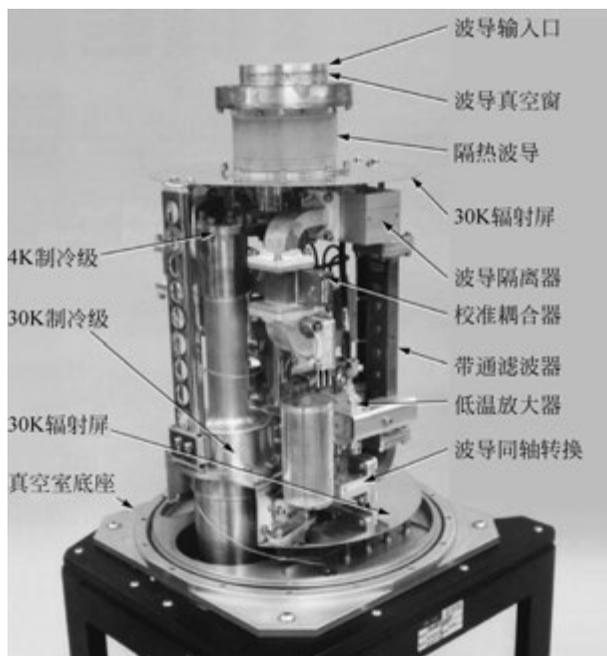


图 1-4 戈尔德斯顿的 70m 口径天线低温接收机实物图

冷低噪声放大器(工作温度 $-258^{\circ}\text{C}$ ),可捕获木星轨道以远的超微弱信号,并具备 20kW 大功率发射能力,实现数亿千米级深空指令传输。该站采用双差分单向测距(delta-DOR)技术,定位精度达厘米级,为太阳系内的航天器提供亚毫弧度量级导航支持。

ESA 深空网与美国国家航空航天局、日本宇宙航空研究开发机构建立了数据互通机制。3 座地面站均配置了先进的射电科学设备,支持星际介质、引力波探测等前沿研究。

图 1-5 为西班牙塞夫雷罗斯站的 ESA 深空天线 2 号,其系统架构如图 1-6 所示。下行链路采用低温低噪声技术:波束波导(BWG)系统接收的射频信号经圆极化器分离左、右旋分量,通过双工器进入低温低噪声放大器,下变频至 70MHz 中频后完成解调与基带处理。上行链路:230MHz 中频信号经调制后上变频至射频,由双工器耦合至 BWG 系统发射。伺服系统:集成天线控制单元、功率放大器及高精度编码器,基于轨道预报实现高精度指向控制,确保对高速运动目标的持续跟踪。



图 1-5 位于西班牙塞夫雷罗斯的 ESA 深空天线 2 号

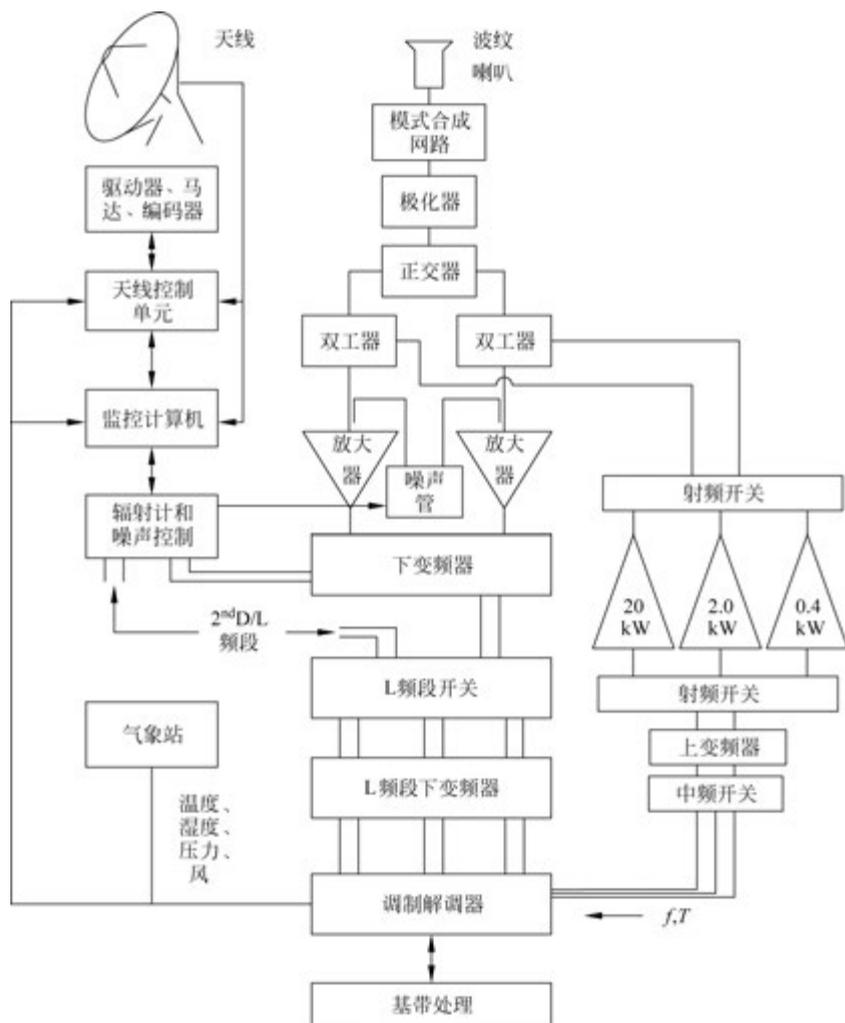


图 1-6 ESA 深空天线系统架构



图 1-7 X 频段低温接收机

ESA 专门为深空测控系统研发了 S、X、Ka 多频段低温接收机,其中 X 频段低温接收机如图 1-7 所示。该设备前端采用真空杜瓦<sup>①</sup>组件集成设计,内置杂波抑制滤波器、信号注入耦合器及高电子迁移率晶体管(high electron mobility transistor, HEMT)放大器,后者冷却至 15K 以降低热噪声。各频段的噪声温度和增益性能详见表 1-1。

表 1-1 S、X、Ka 频段低温接收机噪声温度和增益性能

参数	S 频段	X 频段	Ka 频段
噪声温度	11K	18K	30K
增益	56dB	56dB	60dB

ESA 通过一系列深空探测任务持续拓展科学边界,代表性项目包括:2003 年“火星快车”,首次实现火星轨道长期探测;2004 年罗塞塔彗星探测器,实现人类首次登陆彗星表面;2005 年“金星快车”,解析金星大气动态;2009 年赫歇尔空间天文台与普朗克卫星,协同开展宇宙红外背景与微波辐射研究;2013 年盖亚太空望远镜,构建银河系三维星图。

中国深空测控系统伴随着探月工程“绕”“落”“回”战略逐步完善<sup>[4]</sup>:一期工程依托地球卫星测控网突破 40 万千米级测控技术,实现“嫦娥一号”绕月探测;二期工程,建成喀什(35m)、佳木斯(66m)深空站,形成独立深空探测能力,支撑“嫦娥三号”月面着陆;三期工程,2016 年建成阿根廷内乌肯 35m 深空站,构建全球 3 站组网,测控覆盖率达 90%以上<sup>[2]</sup>,为“嫦娥五号”月壤采样返回提供全程支持。中国深空网与 ESA 深空网规模相当,均具备独立支持深空任务的全球覆盖能力。在首次火星探测任务中,测控距离从探月工程的 40 万千米延伸至 4 亿千米,信号衰减强度提升约 6 个数量级(与距离平方成正比)。

为了提高深空测控网的接收能力,在我国喀什深空站建设了 3 个 35m 口径天线,与原有的 1 个 35m 天线组成天线阵系统,通过天线组阵接收技术,使得喀什深空站在 X 频段深空任务接收能力达到与佳木斯深空站 66m 深空测控设备相当的水平,从而实现了更强更远的测控能力。所谓“天线组

<sup>①</sup> 杜瓦容器(瓶、罐),由苏格兰科学家杜瓦(Dewar)提出,是一种保温容器,本书后续简称为“杜瓦”。

阵接收技术”，就是利用地面多个天线组成天线阵列，将各个天线所接收到的信号进行合成，从而达到等效增大天线口径的效果，以实现远距离信号的有效接收。

深空测控通信系统具有独特性，其与地基测控系统、天基测控系统、卫星通信系统的核心差异在于超远距离信号传输。深空通信距离可达数亿至数十亿千米（如地球至海王星约  $4.5 \times 10^9$  km），是地球静止轨道（约  $3.6 \times 10^4$  km）的  $10^5$  倍以上，导致信号强度衰减超 10 个数量级。深空测控系统面临的关键技术挑战与解决方案包括：

(1) 接收灵敏度（如  $G/T$  值）优化。一方面  $G$  值提升，通过增大天线口径（如 NASA 的 70m 天线、ESA 的 35m 天线）或采用甚长基线干涉测量（VLBI）技术实现等效大口径；另一方面  $T$  值降低，系统噪声温度（ $T$ ）由宇宙背景辐射（2.7K）、大气吸收（10~50K）、天线损耗（5~20K）及接收机噪声构成。采用 15K 级低温制冷 HEMT 可将接收机噪声降低至接近量子极限。

(2) 经济性突破。系统噪声温度（ $T$ ）每降低 50%，数据传输速率可提升 1 倍，单位比特能耗成本减小 50%。

多年来，国外深空站采取多项新技术来减小系统噪声温度。在 1974 年“水手 10 号”飞越水星期间，S 频段噪声温度减小了 20%（3K），使得地面接收“水手 10 号”的数据速率达到 117kb/s，从而获得了航天器飞行轨迹上对水星连续拍摄的图像。若不减小噪声温度，这一任务只能使用 22kb/s 的数据速率，从而将丧失 80% 的数据。此外，1980 年 X 频段噪声温度减小约 20%，也为接收“旅行者号”航天器在土星、天王星和海王星附近的高速数据传输做出了贡献。在 BWG 子网中 S/X/Ka 频段馈源系统的应用将 X 频段双工噪声温度从 36K 减小到 18K，使系统噪声性能改善 3dB。为了让“卡西尼”探测器在土星附近每天完成下行数据传输，利用同样的技术使 70m 天线 X 频段噪声温度从 39K 减小到 15K。

NASA 深空网建设过程中一直在探索各种降低接收系统噪声温度、提高系统  $G/T$  的途径，并且有很多成功案例。NASA 在“航海者”和“卡西尼”深空任务中，采用各种技术手段降低地面设备系统噪声温度。通过降低系统噪声温度，能够获得更多的科学数据、缩短跟踪时间、增加设备的任务支持能力并降低设备运行成本。

从性能上来说，深空通信与射电天文有许多共同的技术要求，比如低噪声接收机、大口径天线、精确的时间标准、先进的数字信号处理硬件等。硬件上的共同要求为射电天文学与深空通信能够成功共享基础设施提供了机

会,澳大利亚堪培拉深空通信综合体就证明了这一点。图 1-8 是一款典型用于深空通信系统的接收机组成框图,接收机前端正交器及放大器工作在低温环境。

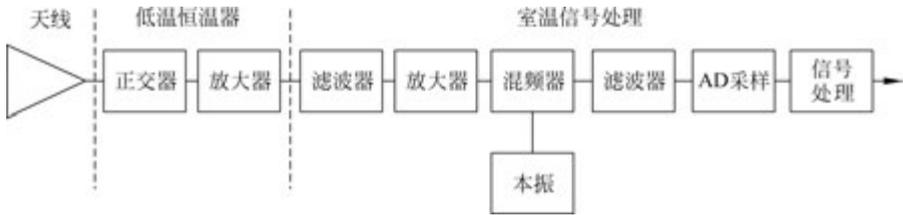


图 1-8 低温接收机组成框图

## 1.2 低温接收技术发展历史

低温低噪声接收前端是深空测控系统的核心组件,其性能直接决定链路灵敏度与数据传输容量。系统噪声温度的精确控制与最小化,可显著降低航天器发射功率冗余设计需求,从而节约任务成本,并在同等功耗下提升科学数据回传效率。所以接收系统的设计师付出巨大的努力来减小系统噪声温度,同时对接收系统进行准确校准。噪声温度确定得越准确,航天任务设计中所允许的容差就越小。减小航天器功率的工程设计容差能够节省大量资金,并在相同航天器发射功率下获得更多的科学数据。

国际上低噪声接收技术发展历程从 20 世纪 60 年代研究工作在 4K 温区的红宝石脉泽放大器为核心的 S 频段致冷接收机开始(研究多频段红宝石脉泽放大器)。

从 1960 年起,红宝石脉泽就作为极低噪声前置放大器用于深空测量设施和深空网(DSN)的微波接收系统中。为了尽可能地降低噪声电平,红宝石脉泽被冷却至 5K 以下,安装在大型天线的焦点附近,用于接收探索太阳系航天器发射的信号。通过辐射的受激发射(脉泽)产生的微波放大与由晶体管中通过电子流放大器件中的放大过程完全不同,脉泽放大过程中可用光子进行量化。微波频段的一个光子可视为一个粒子或者量值为  $hf$  的电磁能量, $h$  为普朗克常量,其值为  $6.626 \times 10^{-34} \text{ J} \cdot \text{s}$ ;  $f$  为频率,用赫兹(Hz)表示。例如在深空到地球之间通信的 8.42GHz 频段上,每秒接收一个光子就能获得  $5.58 \times 10^{-24} \text{ W}$  的能量。8.42GHz 频段上每秒一个光子的能量等同于在 1Hz 带宽内从 0.4041K 信源所获得的噪声功率,0.4041K 是 8.42GHz 频段上  $hf/k$  量子噪声,这里  $k$  是玻尔兹曼常量( $1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$ )。