

# 中国深空测控系统建设与技术发展

董光亮, 李海涛, 郝万宏, 王宏, 朱智勇, 石善斌, 樊敏, 周欢, 徐得珍

(北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

**摘要:** 我国深空测控系统是伴随着探月工程“绕”“落”“回”三步走战略的实施, 从突破关键技术、初步建成系统到系统完善, 逐步建立起来的, 火星探测工程的实施将进一步带动深空测控系统能力的建设。站在历史的视角, 从顶层设计、关键技术攻关和系统建设等方面, 回顾了我国深空测控系统从无到有的发展历程, 并结合未来深空测控技术的发展, 对我国深空测控系统的发展前景进行了展望。

**关键词:** 深空测控系统; 深空探测; 探月工程

**中图分类号:** V11

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2018)02-0099-16

**DOI:**10.15982/j.issn.2095-7777.2018.02.001

**引用格式:** 董光亮, 李海涛, 郝万宏, 等. 中国深空测控系统建设与技术发展[J]. 深空探测学报, 2018, 5(2): 99-114.

**Reference format:** DONG G L, LI H T, HAO W H, et al. Development and future of China's deep space TT&C system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(2): 99-114.

## 0 引言

深空测控能力是实施月球与深空探测的必然要求, 我国深空测控系统是伴随着探月工程“绕”“落”“回”三步走的战略步伐逐步建设和发展起来的<sup>[1]</sup>, 探月工程一期利用我国服务于地球卫星的航天测控网完成40万km以远目标测控任务, 实现了远距离测控技术的突破; 探月工程二期建设了国内2个深空站, 初步构建深空测控网, 具备了独立实施深空探测任务测控支持的能力; 在探月工程三期中, 规划建设了位于南美阿根廷的第3个深空站, 已于2016年年底建成。我国深空测控系统已形成较为完善的深空测控能力, 对月球和深空航天器的测控覆盖率达到90%以上<sup>[2]</sup>。

本文回顾了我国深空测控系统的建设成就, 分析了我国未来深空探测任务中测控系统面临的诸多困难与挑战, 介绍了我国深空测控领域的最新研究进展与技术发展方向。2020年前, 我国将建设具有大口径多天线组阵、全球多基线干涉测量、系统规模和能力仅次于美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)深空网的全球深空测控网, 并对我国自主火星探测和后续深空任务提供测控支持。

## 1 测控系统建设

### 1.1 探月工程一期系统建设

在月球探测任务中, 测控系统是最为关键的部分之一。实施我国首次月球探测任务时, 已有的S频段统一测控系统(Unified S-Band, USB)是针对地球轨道卫星设计和建设的<sup>[3]</sup>, 所实现的最远测控距离也不超过8万km, 而“嫦娥1号”(CE-1)卫星进入绕月轨道后, 最远距离达40万km。由于经费投入和时间要求的限制, 当时不允许建设大口径深空测控设备, 只能在已有设备基础上进行技术挖潜和创新设计, 来突破所面临的三大技术难题: ①40万km的远距离测控; ②探月轨道卫星的高精度测定轨; ③地月空间位置关系严格约束下的测控可靠性。

针对40万km的远距离测控要求, “嫦娥1号”任务空间段采用了全向与定向天线结合、发射机功率增强、遥测信息速率可变、遥测信道卷积编码等多项技术措施, 地面段在USB设备的基础上, 采用了增配18 m单收天线系统、USB窄带跟踪测量技术、遥测信道卷积译码等多项技术措施, 共同提高天地链路性能, 以满足任务要求。

在短弧段定轨中, 必须要有角度测量信息, 才能够与距离信息联合较为准确地确定卫星空间位置。USB在测轨方面具有测距、测速和测角功能, 但对于

40万km远的轨道，USB测角精度相当于100多km的空间位置误差，无法使用。甚长基线干涉（Very Long Baseline Interferometry, VLBI）测量是具有非常高的角度分辨率的天文观测系统，我国VLBI网能够对宇宙射电源最高实现0.02"的测角精度，但它仅能够确定目标的方位，无法确定其空间三维位置<sup>[4]</sup>。综合上述系统的优势，将USB的测距、测速能力和VLBI的高精度测角能力结合起来共同承担探月任务的测定轨任务是最现实的途径<sup>[5]</sup>。USB-VLBI综合测量体制就是利用USB设备对卫星进行测距测速，利用VLBI设备对卫星进行干涉测量获得高精度角度信息（实际测量值为卫星下行信号到达不同测站的时延和时延率），通过建立月球轨道动力学模型，USB与VLBI测量数据的融合加权处理和参数估计技术，实现了对远距离平缓轨道的短弧段定轨，月球捕获快速定轨和绕月轨道的高精度定轨。USB-VLBI综合测量工作原理如图1所示。

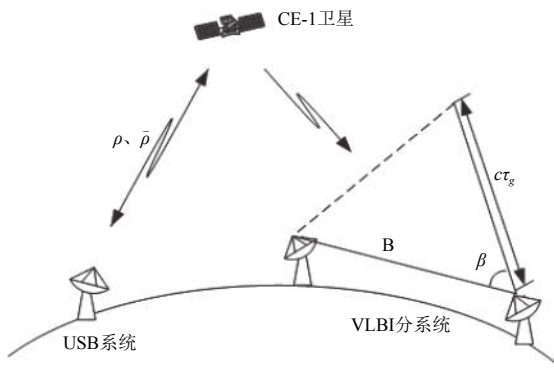


图1 USB-VLBI综合测量工作原理示意图  
Fig. 1 Principle of USB-VLBI technique

为解决地月转移轨道段测控系统的可靠性问题，“嫦娥1号”任务中使用了欧洲空间局（European Space Agency, ESA）的库鲁站作为补充，完成部分空白弧段的遥测监视和测轨任务。此次的国际联网，测控系统首次采用了国际上最新的空间信息传输协议——CCSDS（Consultative Committee for Space Data Systems）空间链路扩展协议（Space Link Extension, SLE）<sup>[6-7]</sup>，首次与国外航天机构实现了“中心至测站”和“中心至中心”的大规模、长弧段联网工作模式，开创了我国航天测控国际合作的新阶段。

在探月工程一期，测控系统实现了将我国航天测控作用距离从8万km延伸到40万km，将我国射电天文观测网引入测控系统，同时带动并产生了一批深空测控技术攻关成果。

## 1.2 探月工程二期系统建设

在首次月球探测工程中，测控系统始终是工程关

注的焦点之一，尽管采取了一些技术措施，使应用于地球轨道卫星的测控网完成了CE-1任务，但达成的共识是，要开展中国后续的月球和深空探测，必须建设先进的深空测控网，这一共识在探月工程二期中得以实现。

深空测控网是专用于深空探测任务的新型测控网，通过探月工程二期测控系统研制建设，初步建成了以喀什35 m深空站、佳木斯66 m深空站为主，包括配套网管中心和信息传输网络的中国深空测控网。

作为航天工程国家重大基础设施，深空网的设计必须立足现实，着眼长远，在总体设计上符合以下原则：①兼顾中国月球探测（40万km）和未来火星探测（4亿km）任务；②集测控、数传和长基线干涉测量等多种功能于一体，最大限度发挥深空网综合效能；③应具备同一波束内双目标的下行测控能力，以支持着陆器、巡视器或环月轨道交会对接测控；④技术体制上应与国际主流的NASA、ESA深空任务测控体制相互兼容，以利于未来国际合作与任务交互支持；⑤工作频段覆盖国际电联关于月球和深空任务频段分配，具备多任务测控能力；⑥信息接口设计符合CCSDS标准，具备国际测控联网能力；⑦在系统设计理念和技术指标上国际先进，促进国内电子信息技术发展。

从地理位置上考虑，深空网布局的理论最优设计为在全球范围内经度上间隔120°布站，从而利用3个深空站确保对月球和深空探测器的连续跟踪。考虑到我国国土面积的实际情况，为了发挥深空网的最大效能，将深空站建在我国的最东部和最西部；纬度上需兼顾实际跟踪弧段和天线性能，站址纬度最好选择在南北纬30°~45°之间<sup>[8]</sup>。

从电磁环境方面考虑，由于深空站接收机灵敏度非常高，极易受到外界电磁环境的干扰。根据国际电联建议书（ITU-R SA.1157-1）给出的深空站干扰保护标准<sup>[9]</sup>，最大允许干扰功率谱密度S频段为-222 dBW/Hz、X频段为-221 dBW/Hz、Ka频段为-217 dBW/Hz，这对深空站站址的电磁环境提出了极高的要求。一方面，站址应尽量远离微波中继干线、移动通信基站、高压线、高等级公路和电气化铁路等，避免外界电磁环境抬高系统噪底，降低系统接收灵敏度；另一方面，应充分利用站址周围的地形地貌条件，在一定程度上减小外界电磁干扰对深空站的影响，同时也避免深空站大功率发射对外界的影响。

最终选址的佳木斯深空站（东经130°46'12"，北纬46°29'37"）和喀什深空站（东经76°43'40.3"，北纬38°26'34.7"）就是在上述原则下确定的。这两个站址

点位，最大程度利用了我国国土的东西向跨度优势，实现了对月球及深空探测器高达60%以上的测控覆盖率。同时，两个深空站的建设还优化了国内干涉测量的布局，能够与VLBI天文观测网联合开展干涉测量，大大延长东西基线，有利于改善测角精度，极大地增加了国内干涉测量网的冗余度<sup>[10]</sup>。整个干涉测量网如图2所示。

在深空站大口径天线系统建设过程中，我国突破了收发一体多频段波束波导馈电系统、超低噪声低温制冷场放、极微弱信号超窄带接收机、副面实时调整与阵风扰动修正等一系列核心关键技术。天线技术性能与NASA、ESA等所属深空站处于同一水平，在技术体制上完全兼容国内现行和CCSDS等国际主流标准。表1和表2分别给出了国际典型大口径深空站的性能参数。

经过探月工程二期测控系统的研制建设，我国的航天测控能力已经从月球延伸到距离地球200万km以

远的深空，成为继美、俄和欧洲之后少数具备独立深空测控能力的国家之一，极大地促进了我国相关领域基础工业的发展，特别是在大口径精密天线的设计与制造、大功率微波发射器件、低温超导致冷等领域尤为显著，相关技术能力达到国际先进水平。

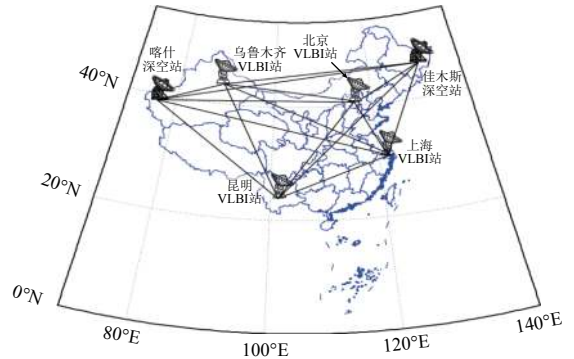


图2 国内深空站和VLBI天文观测网形成的联合干涉测量网  
Fig. 2 The joint interferometry network consisted of Chinese deep space stations and Chinese VLBI network

表1 国际典型大口径深空站性能比较 (64 m/66 m)

Table 1 Performance of typical international deep space stations with large aperture (64 m/66 m)

频段	俄罗斯64 m	日本64 m	意大利64 m	中国66 m
S频段G/T值/(dB·K <sup>-1</sup> )	-	44.0 (15°仰角)	41.0 (10°仰角)	41.8 (10°仰角)
X频段G/T值/(dB·K <sup>-1</sup> )	51.7 (5°仰角)	55.1 (15°仰角)	54.5 (10°仰角)	53.3 (10°仰角)

表2 国际典型大口径深空站性能比较 (34 m/35 m)

Table 2 Performance of typical international deep space stations with large aperture (34 m/35 m)

频段	ESA 35 m	NASA 34 m	中国35 m
S频段G/T值/(dB·K <sup>-1</sup> )	37.5 (10°仰角)	39.4 (10°仰角)	37.0 (10°仰角)
X频段G/T值/(dB·K <sup>-1</sup> )	50.1 (10°仰角)	50.0 (10°仰角)	49.0 (10°仰角)
Ka频段G/T值/(dB·K <sup>-1</sup> )	55.8 (10°仰角)	60.8 (45°仰角)	56.0 (10°仰角)

### 1.3 探月工程三期系统建设

在探月工程三期月面自动采样返回任务中，着陆器和上升器月面工作阶段需要连续跟踪测控，而探月工程二期测控系统建设的国内两个大口径深空站的覆盖率仍然偏低，尚不能完全满足该需求。为此，经过多次深入论证和海外选址勘察，最终确定在南美阿根廷西部内乌肯省萨帕拉地区新建35 m深空站（西经70°8′58.20″，南纬38°11′28.90″），与国内两个深空站构成全球布站的深空测控网，可以将测控覆盖率提高到90%。3个深空站（如图3所示）形成的对月球及深空探测器覆盖率如图4所示。同时，为了满足返回段测控需求并兼顾环月交会对接测轨需求，在纳米比亚站新建18 m S/X双频段测控设备，并配置干涉信号采集终端。上述测控系统的建设完成使得我国成为继美

国和欧洲之后，第3个建成全球布站深空网的国家，深空探测任务支持能力得到进一步提升，将有效支持后续“嫦娥5号”（CE-5）等探测任务。新建南美深空站和纳米比亚18 m设备进一步扩大了我国深空测控干涉测量覆盖范围，与ESA联网还将进一步优化基线几何构型，提高测量精度，如图5所示。

针对探月工程三期再入返回段监视返回器第1次再入黑障区前后的飞行状态，为返回器能否成功跳起提供判据，将一艘测量船布设于索马里以东的印度洋海域并利用其雷达和光学手段对返回器进行测量和监视。为了对返回器首次出黑障后进行快速捕获，新研制了宽波束引导设备和机动式多波束测控设备分别布设在卡拉奇和青藏高原。为了增加返回器二次再入前后的测控覆盖，新研的X频段相控阵再入测量雷达，

布设在若羌地区。上述各套新建新研设备与位于马林迪、大树里、白云鄂博和着陆场的测控设备一起，构

成了较为完善的再入返回段测量链，能够实现对返回器再入过程几乎连续的跟踪覆盖。



图3 中国喀什35 m深空站(左)、佳木斯66 m深空站(中)和萨帕拉35 m深空站(右)

Fig. 3 Chinese deep space stations of Kashi 35 m (left) /Jiamusi 66 m (middle) /Zapala 35 m (right)

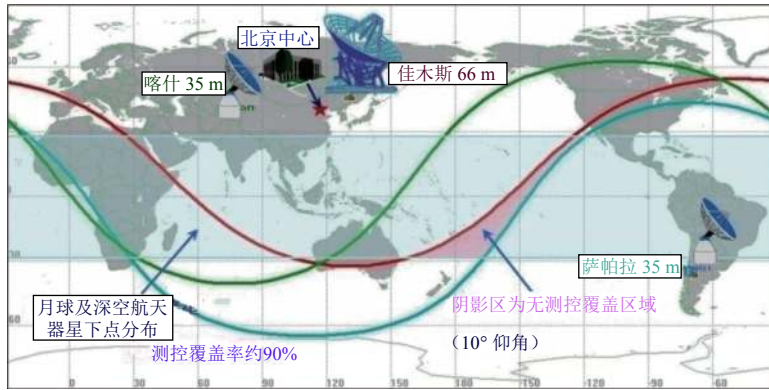


图4 3个深空站形成的对月球及深空探测器覆盖率示意图

Fig. 4 Chinese deep space stations coverage of lunar and deep space probes

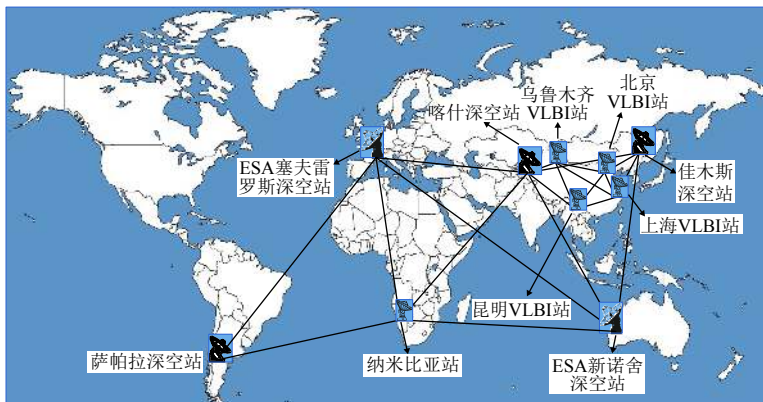


图5 中国深空网国际联网条件下的干涉测量基线组合

Fig. 5 The interferometry baselines formed by Chinese deep space network with cooperation of international network

此外，在探测器月地转移段末期，通过位于萨帕拉、纳米比亚和ESA所属玛斯帕拉玛斯的3套设备进行3站接力测距，保证返回器分离点的轨道预报精度，确保返回器能够进入标称再入走廊。月地转移段末期和再入返回段测控站（船）布局示意图见图6所示。

## 2 未来深空测控面临的挑战

我国探月工程“绕”“落”“回”三步走战略目标即将实现，深空探测已被列入国家科技创新2030重大项目。当前，我国已经开展了月球探测后续任务和深空探测专项论证：2020年前后，完成世界首次月球背面

着陆巡视探测、开展月球极区和小行星探测，实现我国首次火星“绕”“着”“巡”；未来还将实现火星取样返回、木星系探测和中国人首次登陆月球<sup>[11]</sup>。

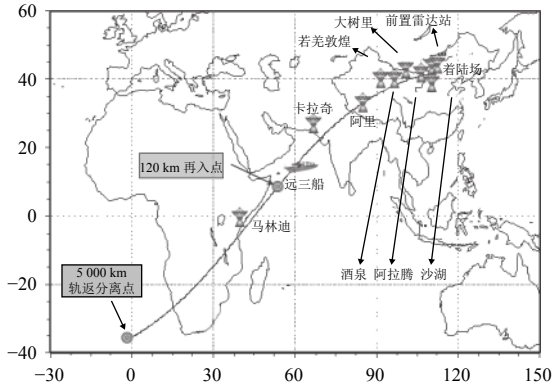


图 6 月地转移末期和再入返回段测控站（船）布局示意图  
Fig. 6 Deployment of ground stations and Yuanwang ships for final phase of Moon-Earth transfer, reentry and return stage

随着深空探测任务的深入开展，深空测控通信将面临2个方面的艰巨挑战。

1) 探测距离愈加遥远，信号传输更为困难

随着探测目标向火星以及更遥远的太阳系大天体延伸，探测距离将从目前月球探测的40万km拓展到火星探测的4亿km和木星探测的10亿km，并将于2030年开展天王星探测时达到创纪录的30亿km。由于信号传输功率衰减与传输距离的平方呈正比<sup>[12]</sup>，同等星上 EIRP (Effective Isotropic Radiated Power) 发射条件下，天王星传回的信号功率将比月球传回的信号功率降低约100 dB。同时，为了在不同形式的探测任务中获取更为丰富的图像、视频及各类科学探测信息，下行信息速率传输需求将由目前的2 Mbit/s增长到250 Mbit/s，如图 7所示<sup>[13]</sup>。遥远的信号传输距离和显著增长的下行传输速率需求共同构成了对深空测控通信信号传输的重大挑战。

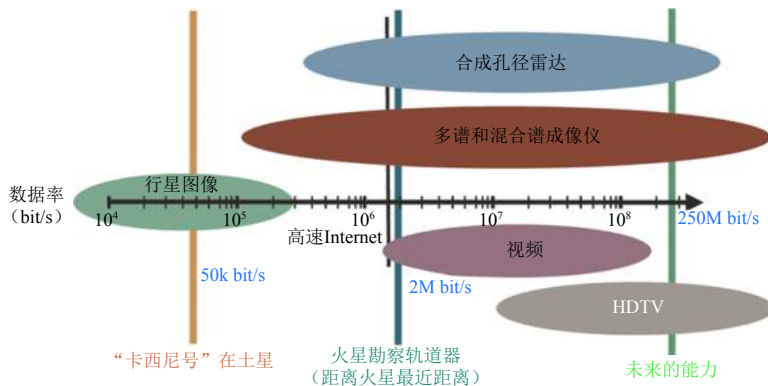


图 7 未来深空通信数据传输速率需求  
Fig. 7 Requirement of data transmission rate in future deep space communications

2) 探测形式更为丰富，导航精度需求更高

在探测目标延伸到太阳系各大天体的同时，探测器组成形式和探测飞行过程也将更为复杂和多样化，包括：①小行星探测任务的交会、绕飞、附着和采样；②火星表面软着陆与巡视探测、火星轨道交会；③木星探测交会、木星卫星的环绕探测；④天王星飞越探测。

不同形式的飞行过程及任务关键阶段的操作管理对提高深空探测导航精度提出了更为迫切和刚性需求。以美国深空网为例（见 图 8）<sup>[14]</sup>，过去50余年来其地基导航精度提高了5个量级，为具有各类复杂探测形式的深空任务提供了有力支撑。

3 技术发展

为了实现月球和深空探测遥远距离下的上下行高速数据通信，各个飞行段下的高精度导航，以及对探

测器在行星大气内的高动态减速段关键事件的状态监视，测控系统已在下行天线组阵、上行天线组阵、大功率发射、行星进入下降段超高动态测控、干涉测量和测定轨等技术领域分别开展了关键技术攻关和试验验证。

3.1 天线组阵

3.1.1 下行天线组阵技术

遥远距离的深空测控始终是深空探测活动面临的重大挑战。随着探测能力的不断增强，数据传输速率需求越来越高；随着探测距离的持续增大，接收信号强度越来越微弱，单纯依靠地面大口径天线解决上述问题越来越困难。下行天线组阵技术是利用多个天线组成天线阵列，将各个天线接收的信号进行合成，达到增大天线口径的效果，实现遥远距离微弱信号的有效接收<sup>[15]</sup>。

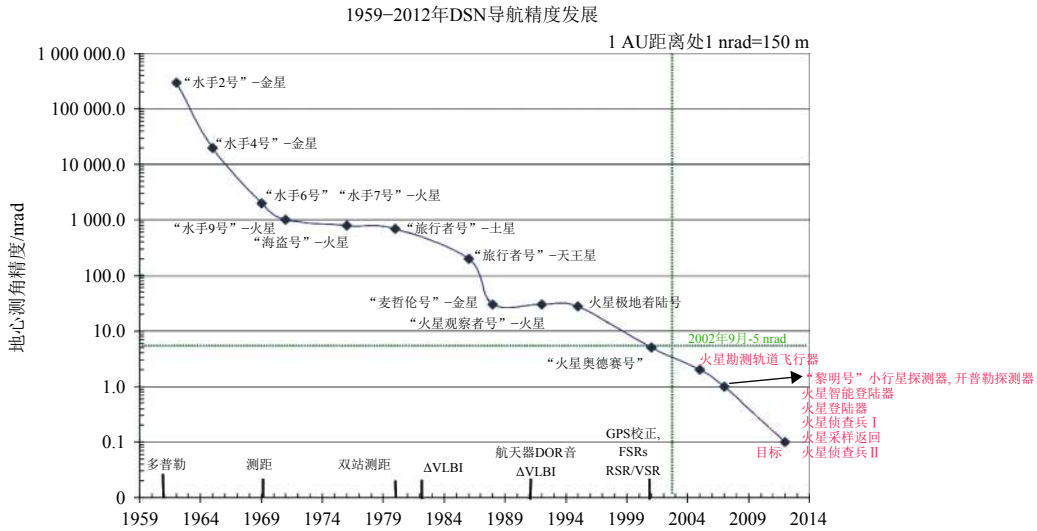


图 8 美国深空网导航性能发展  
Fig. 8 DSN navigation system accuracy

下行天线组阵包括本地组阵和异地组阵，该技术是利用多个天线接收来自同一个探测器的下行信号，通过信号合成提高信号的信噪比，实现高速数据下行传输。NASA深空网从20世纪70年代初就开始研究和利用天线组阵技术，该技术已成为解决深空探测器测控和高码率信息传输的重要途径，也是国际深空测控技术的发展趋势之一<sup>[16]</sup>。相比单个天线，天线组阵具有以下明显优势：

- 1) 提升系统性能。减小了大口径天线对指向的高精度要求，有效提高了下行数据量和远距离测控能力。
- 2) 增强可操作性。可实现更高的资源利用率，提高系统的可用性和维护的灵活性；降低备件数量。
- 3) 降低系统研制成本。批量生产和系统复杂度低可有效节省系统研制难度和成本。
- 4) 提高系统运行灵活性。根据任务需求灵活调整系统规模，新增单元不影响原系统运行。

在国家高技术发展计划支持下所开展的天线组阵

技术研究，先后提出了采用合成效率高、运算量小、更有利于微弱信号合成的改进Sumple算法进行全频谱合成的方案<sup>[17]</sup>，突破了本地多天线实时信号全频谱合成、精确相位和延迟估计与补偿、组阵信号事后重放合成方法等核心技术，研制成功了多路信号合成器；针对异地远距离多天线组阵，突破了接收信号大多普勒动态对消、时延快速搜索、非均匀弱信号最优合成、软件合成的并行实现等多项关键技术；采用通用计算平台，自主研发了集信号合成、解调和数据处理于一体的软件合成器。

2010年10月—12月，利用4个12 m天线构成的试验系统，成功开展了本地天线组阵技术验证试验。在“嫦娥2号”（CE-2）卫星距离地球14万km和40万km时，试验系统接收S频段测控信号和数传信号，实现了4路信号的合成，合成效率优于90%，其综合效能约等效于1个口径为24 m的S频段天线，实验结果如图9所示。



(a) 12 m 天线接收 (b) 4×12 m 组阵接收 (c) 50 m 天线接收

图 9 本地天线组阵获取CE-2拍摄的地球图像对比  
Fig. 9 Pictures of Earth taken by CE-2 received by local antenna array

2013年12月，在我国探月工程“嫦娥3号”（CE-3）月面软着陆和巡视探测任务中首次应用异地天线组阵技术。任务期间，利用参加任务青岛18 m站、喀什18 m站、三亚15 m站以及北京4 × 12 m系统4个地域共7套天

线对CE-3着陆器成功开展了信号的接收与合成，获取着陆器拍摄的“玉兔号”巡视器的月面图像及其车辙图像非常清晰。图 10为任务期间喀什、青岛和北京的6个天线接收信号合成前后的结果对比。

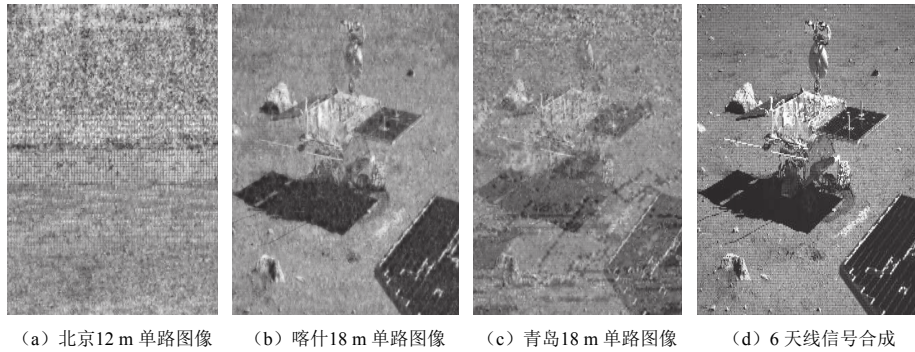


图 10 巡视器月面图像合成前后对比  
Fig. 10 Pictures of the rover on Moon before and after arraying

2013年，我国佳木斯66 m深空站和喀什35 m深空站还联合开展了对ESA金星快车探测器的异地下行组阵试验，对测控信号的合成效率达到了92%。我国深空测控网与美国深空网历次组阵试验性能<sup>[18]</sup>对比如表 3所示。

测控系统的支持下开展，测控距离将进一步延伸到4亿千米远。届时，为提高深空测控网数据接收能力，我国还将在喀什深空站新建3个35 m天线，组成一个天线阵系统，通过天线下行组阵技术，使得喀什深空站的数据接收能力达到与佳木斯深空站66 m相当的水平（见图 11）。

2020年我国首次火星探测任务将完全在我国深空

表 3 我国与美国组阵试验性能对比

Table 3 Performance of Chinese and American antenna arrays

试验时间	参试设备	跟踪目标	合成增益/dB	信号形式	合成效率/%
1989	NASA深空网70 m + 2 × 34 m国立射电天文台甚大天线阵27 × 25 m	“旅行者2号”	5.60（相比70 m）	TT&C	93
1996–2002	澳大利亚堪培拉70 m + 2 × 34 m澳大利亚帕克斯天文台64 m天文台64 m + 美国戈尔德斯顿70 m（或西班牙马德里70 m）	“伽利略号”木星探测器	4.70（相比70 m）	TT&C数传	90
2013.05	佳木斯66 m喀什35 m	金星快车	4.25（相比35 m）	TT&C	92
2013.12	喀什18 m、青岛18 m、北京4 × 12 m	“嫦娥3号”	3.70（相比18 m）	数传	92



图 11 喀什4 × 35 m天线组阵示意图  
Fig. 11 Diagram of Kashi 4 × 35 m antenna array

3.1.2 上行天线组阵技术

美国在建设下行天线组阵系统的同时，还同步完成了上行组阵的在轨试验验证。上行组阵的基本原理是：通过对布设在一定空间区域的天线系统的组阵设

计，可以以较低的代价获得大功率的空间波束覆盖。理论分析表明，如果阵列中N个天线的口径相同，并且各天线上行信号相位在空间目标处同相，那么阵列可以实现的功率覆盖与阵列中天线的数目N的平方成正比<sup>[19]</sup>。

2008年6月28日，NASA第1次由3个天线组成的X频段上行组阵与工作行星际距离的EPOXI航天器成功进行了演示实验<sup>[20]</sup>。该实验在戈尔德斯顿DSSC的真实操作环境下进行，使用了DSS-24、DSS-25和DSS-26三个34 m BWG天线。以最大允许速率向EPOXI发送了50条指令，所有指令都被航天器接收和确认（见图 12）。

上行天线组阵的主要技术难点在于：

- 1) 误差源构成分析及量化分析

因为相位不一致带来的误差、大气波动带来的误差和阵列位置估计不准带来的误差，组阵时误差不可能为零，所以有必要识别各种误差，并事先为这些误差留有足够的余量。



(a) 戈尔德斯顿上行组阵试验系统 (b) EPOXI 航天器

图 12 美国深空网上行组阵试验  
Fig. 12 Experiment of DSN uplink array

### 2) 设备链路时延/相位差标校

上行信号在设备链路中进行传输所产生的时延、相位差主要来源于信号频率变换设备、放大器等的非线性变换。在设备链路的相位、时延发生变化时，将影响上行信号的合成。

### 3) 空间链路时延/相位差标校

在上行信号传输过程中，空间物理链路的时延/相位变化将引起各路信号间的传输不一致性，空间链路时延/相位差的变化将进一步影响上行信号的合成。图 13 为各链路间相位误差对合成增益损失理论分析的结果。

在国家高技术发展计划支持下的上行组阵技术研究，先后开展了多天线发射信号天线组阵上行链路主要器件温度特性研究、空间合成方法、时延对齐和相位对齐控制技术和系统标校技术等研究，研制了计算机仿真系统、桌面演示验证系统和4天线无线试验演示验证系统，并开展了相关专题和系统试验。目前国内院所开展了上行天线组阵原理验证，构建了3个3 m口径C频段发射天线和1个接收天线设备组成的试验系统（见图 14），试验系统中信号的传输路径如图 15所示。基于试验系统开展了针对同步轨道通信卫星的上行多天线组阵技术与试验验证，达到了80%的合成效率，试验结果如图 16所示。后续将继续深入开展基于开环方式下的多天线发射信号空间合成技术研究，早日应用于后续深空探测任务。

合成增益损失与相位误差之间的关系

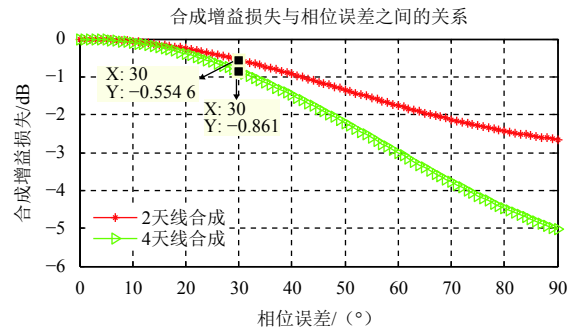


图 13 组阵天线间相位误差对合成增益的影响  
Fig. 13 Synthetic gain variations with phase errors of antennas in an array



图 14 国内上行组阵试验系统外场图  
Fig. 14 Uplink arraying experiment system

## 3.2 大功率发射技术

大功率发射是深空测控天线的基础能力之一，负责完成地基导航，上行指令注入和探测器应急救援，是决定深空测控作用距离的关键性因素。美国、欧洲、俄罗斯和日本在部署其深空测控天线时均研发了大功率发射机，其主要发射能力如表 4所示。

表 4 国内外深空发射机功率对比<sup>[21-23]</sup>

Table 4 Transmitting power of deep space stations abroad									
国家	美国			欧洲		俄罗斯		日本	
频段	S	X	Ka	S	X	C	X	S	X
最大发射功率/kW	400	80	0.8	20	20	8	20	20	20

结合深空任务高速数据可靠注入的上行发射需求，2012年我国自行研制完成了S频段和X频段10 kW速调管发射机，并正式配属深空站，其关键器件速调管均实现了国产化，S频段发射机最大输出功率可达18 kW，X频段发射机最大输出功率可达15 kW。我国深空站发射机主要组成部分包括：S/X频段速调管、高功率电源、冷却设备、输出微波网络、控保与监控等，组成原理框图如图 17所示。

结合我国未来深空探测大功率发射需求，目前已开展了X频段50 kW发射机关键技术攻关，完成了50 kW速调管发射机样机的各类试验验证，突破了多项关键技术。整机由国产单注速调管作为末级放大器，滤波后最终输出功率大于50 kW，带宽大于95 MHz，整个频

带内免调谐；高功率微波输出网络主要包括弧光探测器、吸收式谐波滤波器、高功率分路与合成器、反射滤波组和耦合器等，采用吸收式和反射式滤波器相组合，各类反射滤波器再分散滤波的方式，实现了高功率连续波条件下的各次谐波和接收频带内的滤波功能，突破了高速可靠保护、高功率低损耗传输、宽频带大幅度抑制等关键技术，解决了X频段接收频带和其各次谐波尤其是第4次谐波对Ka频段系统的干

扰；通过弧光快速检测和高压电源的快速泄放技术，实现了对速调管的快速保护；发射机高压电源采用了谐振软开关技术的开关电源，具有功率密度高、纹波系数低、输出功率大、整机效率高等一系列优点；设备整机采用了液体冷却方式，可满足较宽温度范围的工作条件。该设备将为我国研究更高功率的发射机并进行太阳系内行星际雷达探测提供宝贵经验和技

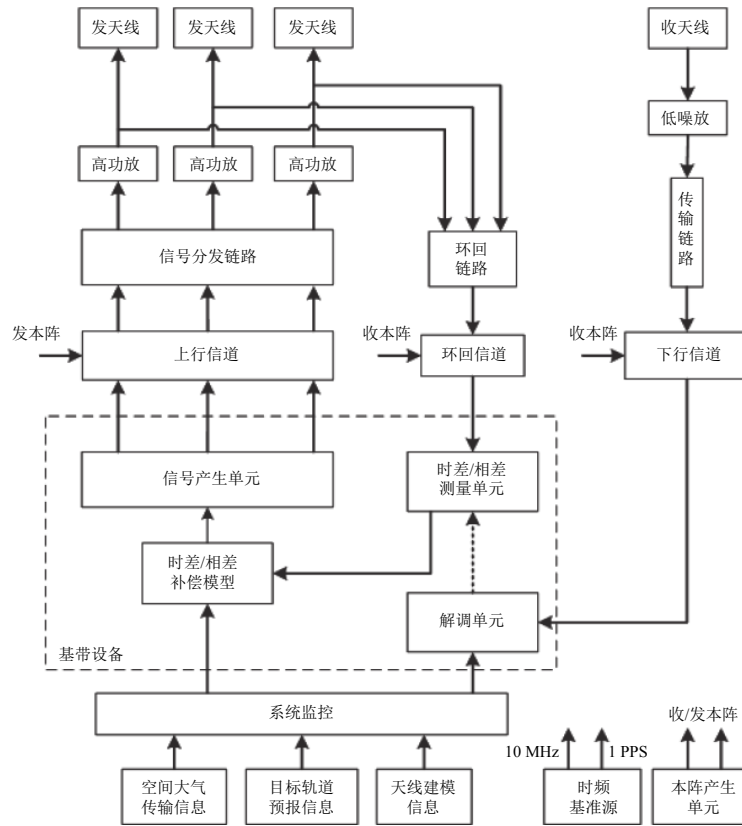


图 15 上行组阵试验系统组成传输路径

Fig. 15 Configuration of uplink arraying experiment system

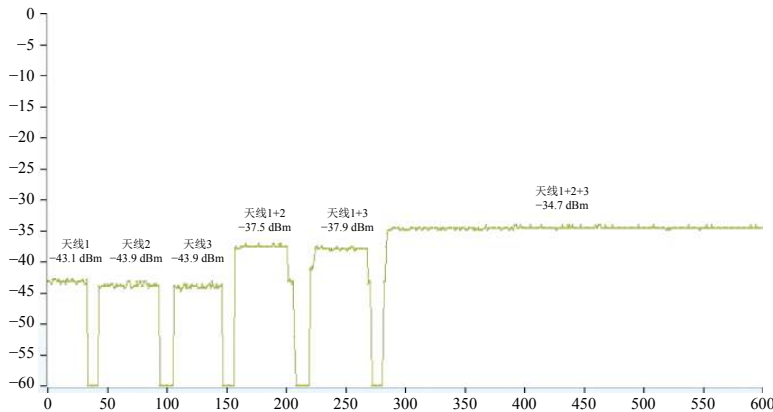


图 16 国内上行组阵试验结果

Fig. 16 Experiment results of Chinese uplink array

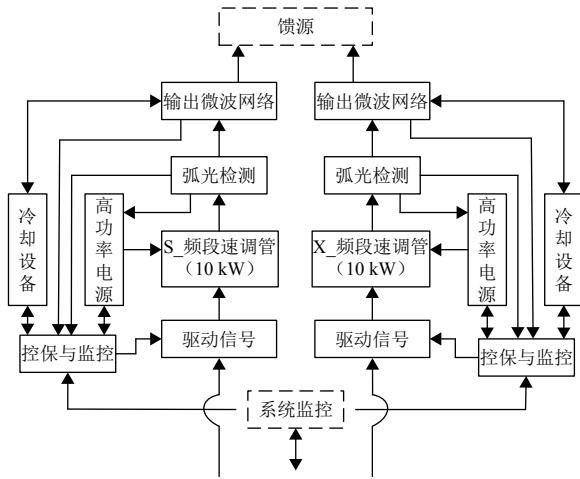


图 17 S/X频段10 kW发射机组成原理框图

Fig. 17 Configuration of S/X band 10 kW transmitter

### 3.3 行星进入下降段超高动态测控技术

探测器的行星进入下降段是深空探测任务中的关键飞行段。以火星探测为例，在进入火星大气的进入、下降和着陆段（Entry Descent and Landing, EDL），着陆器将以超音速弹道接近火星表面，在短时间内完成高速气动减速、降落伞展开等高动态机动动作<sup>[24]</sup>。EDL是火星探测中难度最大、风险最高的飞行阶段。通过星地通信链路可靠、准实时的监视着陆器飞行状态是EDL段飞行控制的关键信息。仅通过检测估计着陆器下行载波即可判断其生存状态，并监视着陆过程和气动减速、开伞等关键事件。

以美国加州理工大学喷气推进实验室公布的“好奇号”探测器EDL段事后重建弹道为例，从进入火星大气至平稳抵达火星表面全程仅持续约5 min，其典型特征是包括高速气动减速和降落伞展开<sup>[25]</sup>。图 18为X频段信号动态分析，蓝色曲线为多普勒变化，橙色曲线为多普勒导数变化，短时间内X频段载波多普勒变化高达200 kHz，多普勒一阶导数峰值可达3.5 kHz/s，多普勒二阶导数峰值出现在降落伞展开时刻，高达400 Hz/s<sup>2</sup>。可见，火星着陆器EDL飞行段下行信号具有典型的超高动态飞行特征。

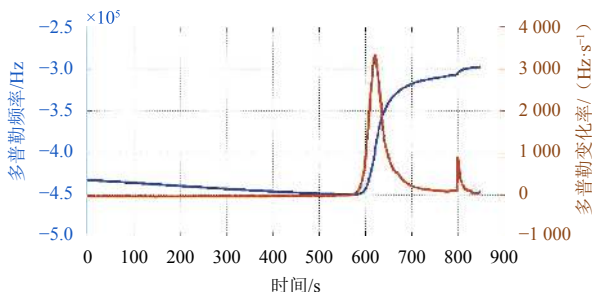


图 18 “好奇号”EDL段多普勒动态

Fig. 18 Doppler dynamics of the Curiosity rover during Mars EDL phase

美国在历次火星着陆任务中开展了利用在X频段戈尔德斯顿70 m单独接收和2个34 m组阵接收，以及分别利用美国绿岸110 m天线、澳大利亚帕克斯天文台64 m天线进行UHF（Ultra High Frequency）频段备份接收，获取了有效的测控信号数据，确保了对着陆器EDL阶段下行信号的可靠检测和关键事件判断<sup>[26-27]</sup>。在2016年ESA的ExoMars任务中，ESA利用印度普纳地区由30个45 m望远镜组成的巨型米波阵（Giant Metrewave Radio Telescope, GMRT）接收了着陆器的下行UHF信号，并基于载波信号动态特征判断出着陆器高速坠毁于火星表面，通过解调的遥测回传信息分析出由于自主导航控制算法缺陷导致反推发动机工作异常，为查明事故原因完善后续探测器设计奠定了基础<sup>[28]</sup>。

进行火星EDL段频率捕获估计是基于频率的极大似然估计原理<sup>[29]</sup>。极大似然估计（Maximum Likelihood Estimator）的基本思想是：对信号参数的估值是那些同时使得观测向量条件概率密度最大的信号参数。如果信号参数在某些不确定区间内的统计分布是未知的，那么可以证明ML估计得出的估值方差最小。在每一次估计中，使用的观测向量是在一个时间区间上获取的 $N$ 个连续的信号采样点，而这一时间区间相比于目标动态引起信号显著变化所需的时间尺度足够小（也就是说 $N$ 个连续的信号采样点所对应的的时间区间上信号参数不会发生显著变化）。

为实现基于周期图的功率检测和频率极大似然估计，在进行傅里叶变换计算时，通常希望尽可能的延长相干积分时间（傅里叶变换对应原始数据的时长），以尽可能提高检测信噪比。然而由于残余频率高阶导数引起的频率变化，过长的相干积分时间，会导致傅里叶变换后的幅度损失以及不准确的频率估计结果。因此，相干积分时间的选择需要保证积分时间内残余频率高阶导数引起的频率变化不超过傅里叶变换频率的分辨率。但同时，较短的积分时间也会导致较高的噪声水平，使得检测信噪比较低。虽然相干积分时间受限于残余频率高阶导数的限制，但是通过非相干积分，即将相邻傅里叶变换后的功率谱求和，可以降低噪声相较于其均值水平的波动幅度，只要非相干积分的时间足够长，则对噪声波动幅度的抑制作用，会提高对信号功率检测和频率估计的性能。需要注意的是，非相干积分时间的取值也受限于信号频率高阶导数的影响。图 19为EDL段载波捕获概率的理论计算结果。

为开展行星进入下降段测控，目前测控已突破了基于锁相接收的超高动态信号自适应跟踪算法，并基于美国“好奇号”着陆任务EDL弹道开展了仿真验证，

实现了UHF频段22 dB-Hz、X频段29 dB-Hz下高精度的载波相位估计（见图20），达到了与JPL（Jet Propulsion Laboratory）相近的水平。下一步拟突破基于深度学习的自适应估计算法，并分析利用FAST 500 m等大天线开展UHF频段星地通信的可行性，确保火星EDL通信顺利实施。

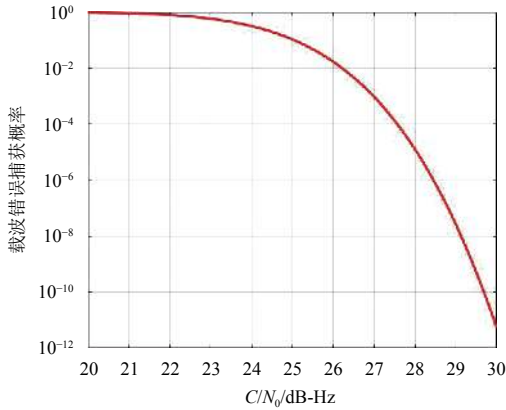
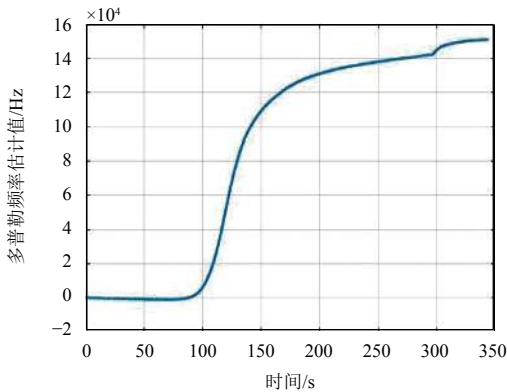
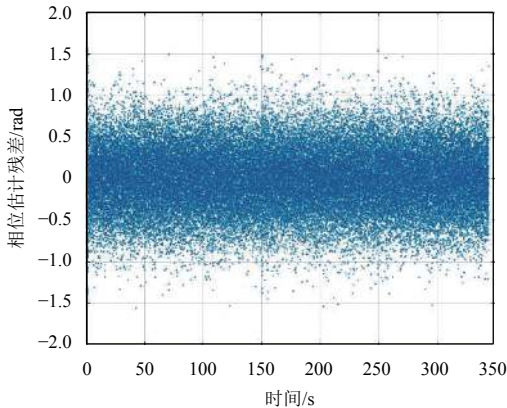


图 19 不同信噪谱密度比下载波错误捕获概率理论值曲线

Fig. 19 Probability of carrier acquisition error at different signal power to noise power density ratio



(a) EDL 段多普勒频率估计曲线



(b) 相位估计残差分布

图 20 火星EDL段下行载波跟踪与多普勒频率估计

Fig. 20 Carrier tracking and Doppler estimation during Mars EDL flight

### 3.4 干涉测量技术

干涉测量技术是深空测控一种不可或缺的高精度测量手段。在我国探月工程中，干涉测量由传统天文观测的VLBI模式转变为DOR（Differential One-way Ranging）测量体制，测量精度从CE-1的5 ns提升到CE-3的1 ns<sup>[30-31]</sup>；应用模式也出现了同波束干涉测量技术（Same Beam Interferometry, SBI）<sup>[32]</sup>和相位参考干涉测量技术（Phase Referencing Interferometry, PRI）<sup>[33]</sup>，测量精度最高可以达到亚皮秒量级。

在CE-3任务中，为了实现地面对着陆器和巡视器的高精度相对定位，采用SBI技术，实现了利用一个天线同时接收两个目标信号并进行差分处理，消除电离层、大气及观测装置的绝大部分影响，获取了皮秒量级的差分相位时延。结合一定的数据处理策略，采用SBI技术获取的着陆器和巡视器相对定位结果，与视觉定位结果（其精度约为1 m）相比，差异约为1 m<sup>[34-35]</sup>。

PRI技术源自射电天文中的干涉成图方法，它依靠基线间的长短指向配合，并利用地球自转效应，通过时域和空域相结合的方法解出相位模糊度<sup>[36]</sup>。NASA和ESA分别利用各自的深空网和探测器进行了试验，获取了皮秒量级的差分相位时延<sup>[37]</sup>。我国在CE-3任务中，也开展了PRI试验，旨在检验我国现有干涉测量系统进行相位参考干涉测量的可行性和精度水平。以着陆器为参考源，对“玉兔号”巡视器进行了成图处理，获取的差分相时延，测量精度达到10 ps量级，得到了巡视器相对着陆器的精确位置，相位参考结果与视觉定位结果偏差小于1 m，见图21所示<sup>[38]</sup>。

### 3.5 测定轨技术

我国探月工程任务轨道逐渐复杂，变轨控制要求也越来越高<sup>[39-41]</sup>。从CE-2任务开始，采用直接进入轨道进入地月转移轨道的方式<sup>[42]</sup>。CE-3的近月捕获也由之前的多次降轨变为1次捕获进入目标轨道，而且环月轨道的高度也从200 km降低到100 km，体现了我国探月任务测定轨精度和轨道控制能力的提高<sup>[43]</sup>。此外，环月轨道也更加多样，由单一的圆极轨变化为椭圆非极轨，对定轨动力学模型的要求也更加精细。而月面工作段、月地返回段以及更远的L2点轨道和小行星交会轨道对测控覆盖和定轨预报精度也提出了更高要求。我国探月工程历次任务轨道如表5所示。

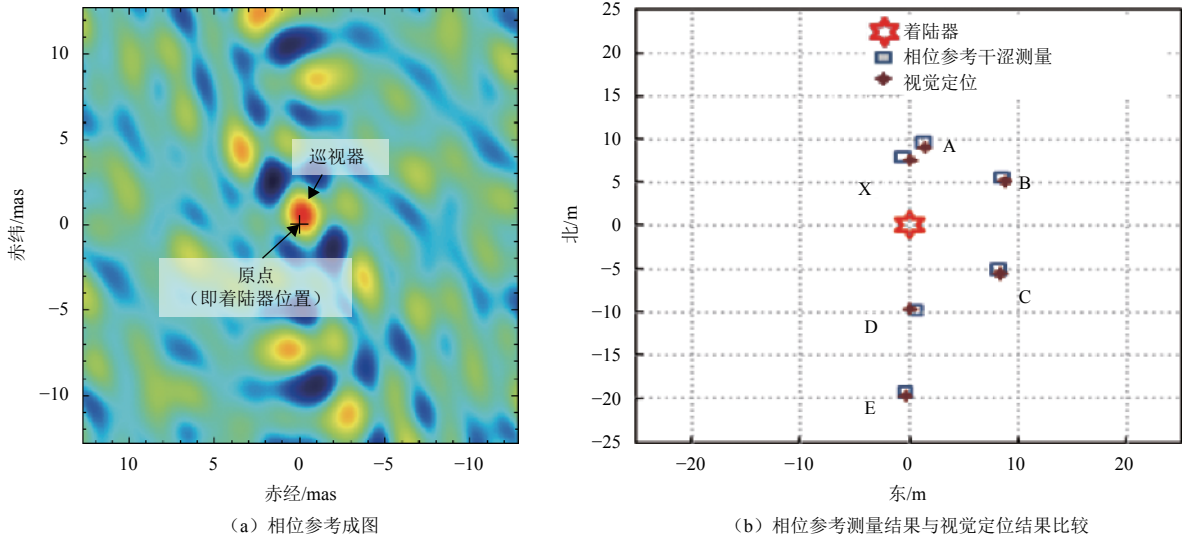


图 21 相位参考干涉测量对“玉兔号”巡视器的成像结果  
Fig. 21 Images of Yutu rover by phase-referencing

表 5 我国探月工程任务轨道  
Table 5 Orbits of CLEP

卫星	地球停泊	地月转移/h	环月轨道	动力下降/min	月面工作	月地返回/h	地球再入/min	拓展任务
CE-1	3圈, 6天	114	3次近月制动进入200 km圆极轨道	—	—	—	—	撞击月面 (52.36°E, 1.50°S)
CE-2	—	112	3次近月制动进入100 km圆极轨道	—	—	—	—	日地L2点李萨如轨道, 与小行星图塔蒂斯交会
CE-3	—	112	1次近月制动进入100 km圆极轨道, 4天后降轨进入100 km × 15 km轨道	15	着陆在虹湾地区 (19.51°W, 44.12°N)	—	—	—
CE-5T1	—	110	—	—	—	86	19	地球停泊轨道, 地月转移轨道, 地月L2点李萨如轨道, 环月轨道

探月任务轨道测量主要采用测距/测速+干涉测量体制, 测量数据包括双向测距、双向测速和干涉测量时延、时延率。对于动力下降段采用三向测量方式, 测量数据为三向距离和/三向速度和, 对月球动力下降段进行实时定位监视, 与准实时干涉测量数据联合精确确定动力下降段的飞行轨迹。测量数据精度如表6所示。随着探月任务的实施, 测控系统逐步完善并提高了各类观测测量的精度。首先, 测量频段的提高和深空站测距/测速数据精度不断提高; 其次, 干涉测量由传统天文观

测的VLBI模式转变为DOR测量模式后使测量精度得以进一步提高, 同时, 通过对VLBI分系统的升级改造, 逐步实现了干涉测量的实时性。历次探月任务测量精度见表6所示<sup>[44]</sup>。

测量精度的变化带来了定轨精度的提高, 从CE-1到CE-3任务, 地月转移、环月轨道精度不断提高, 并且能够支持更远的日地L2点以及4179号小行星交会轨道测定轨。我国深空测控系统目前已经实现的测定轨精度如图22所示。

表 6 我国探月工程轨道测量精度  
Table 6 Accuracy of orbit tracking of CLEP

卫星	测距/m	测速/(cm·s <sup>-1</sup> )	时延/ns	时延率/(ps·s <sup>-1</sup> )	说明
CE-1	5	3	5	2	双向测距/测速: S频段; VLBI: S频段信标
CE-2	5	3	5	2	双向测距/测速: S频段(X频段试验); VLBI: X频段信标
CE-3	1	0.1	1	1	双向/三向测距/测速: X频段; ΔDOR: X频段DOR音; SBI: X频段数传信号
CE-5T1	5	3	3	1.5	双向测距/测速: S频段; VLBI: X频段信标

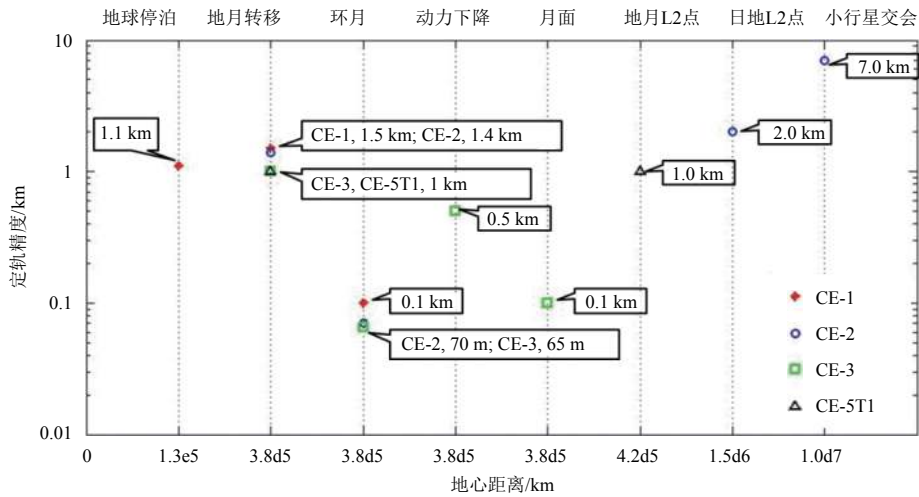


图 22 我国探月工程历次任务测定轨精度图

Fig. 22 Accuracy of orbit determinations in previous CLEP missions

在火星探测任务中，火星接近段的导航是探测器近火捕获以及直接火星着陆的关键技术之一，导航精度较差或可靠性不高，会造成探测器飞跃火星、进入火星大气烧毁，甚至撞击火星表面。

美国在实施火星勘察者（Mars Reconnaissance Orbiter, MRO）任务开展火星环绕探测时，通过对中途轨道修正机动、太阳辐射压和姿态机动动量轮卸载等各种飞行动力学过程进行精确建模，并综合运用长弧段的测距、测速和ΔDOR（Delta Differential One-way

Ranging）测量数据进行近火捕获段的精确定轨，达到了近火点高度误差约400 m的水平<sup>[45]</sup>。基于当前我国对火星探测的动力学建模准确程度和无线电测量数据精度水平，利用5~7天数据进行近火捕获段定轨仿真计算可达到的近火点高度位置误差约几千米到几十千米量级。下一步，通过对火星探测器太阳辐射压、微小摄动和小推力精确标校及综合建模，同时提高无线电测量数据的精度水平，期望将近火点高度误差降到1 km左右。图 23为火星捕获B平面内定轨误差分布的仿真结果。

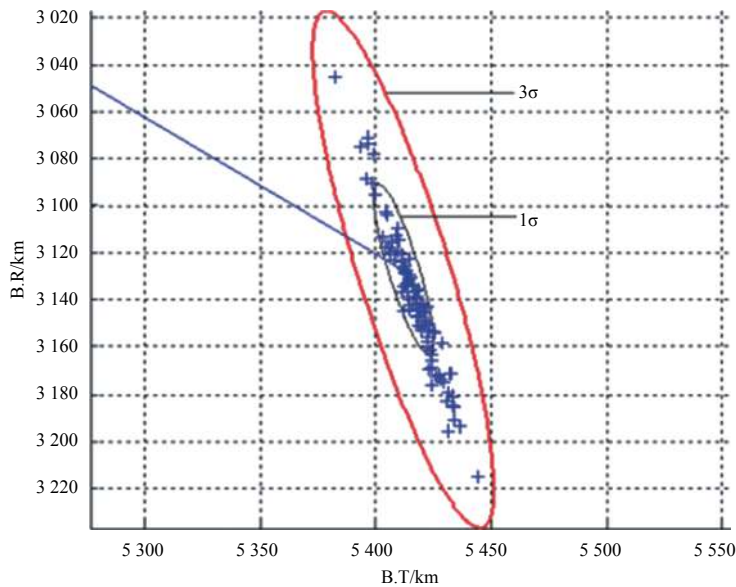


图 23 火星捕获定轨仿真分析B平面误差散布

Fig. 23 Error scattering on B-plane of orbit determination simulations for Mars capture

在地月空间范围内，还可利用全球卫星导航系统（Global Navigation Satellite System, GNSS）为各类飞行器提供测定轨支持。2014年在实施“嫦娥5T1”飞行

试验器任务期间，探测器上配备了高灵敏度GNSS接收机，首次在地月/月地转移轨道上开展了搭载试验，利用GNSS数据实现了100 m的定轨精度（见图 24）<sup>[46]</sup>。

下一步需重点突破高动态高灵敏度接收机（最远支持到20万km）、增强滤波自主导航等关键技术，并进一步

开展搭载试验验证，预计未来对月球探测器将实现50 m的定轨精度。

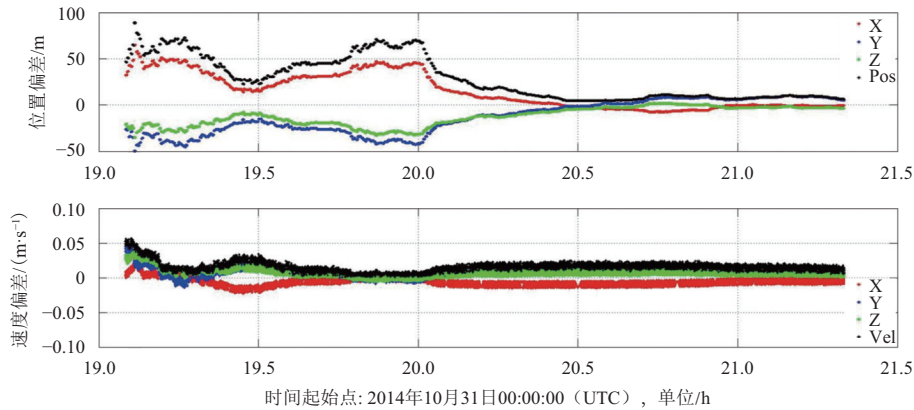


图 24 CE-5T1搭载GNSS接收机实时定位结果与事后精轨偏差

Fig. 24 Differences between the post-fit orbit and the real time results from the GNSS receiver onboard CE-5T1 probe

## 4 总结与展望

经过探月工程三步走战略的支持，我国深空测控系统实现了从无到有，从弱到强的历史性发展，将我国航天测控能力由近地延伸至深空，具备了独立开展深空测控的能力，技术水平达到世界前列。深空测控系统的建设不仅紧紧贴合我国月球探测的实际需求，还紧盯未来发展需要，紧密跟随国际深空探测领域逐渐开放合作的潮流，有效促进了国内相关领域的技术进步。

人类对太空梦想的追求还在不断深入，深空探索的脚步也不会停息。深空测控系统作为连接探测器与地球的唯一纽带，将继续发挥其重要作用。我国也将不断完善和提高自身的深空测控系统能力，为圆满完成后续任务奠定坚实基础。

## 参 考 文 献

[1] 叶培建, 黄江川, 孙泽洲, 等. 中国月球探测器发展历程和经验初探[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(6): 543-558.  
YE P J, HUANG J C, SUN Z Z, et al. The process and experience in the development of Chinese lunar probe[J]. Sci Sin Tech, 2014, 44(6): 543-558.

[2] 吴伟仁, 董光亮, 李海涛. 深空测控通信系统工程与技术[M]. 北京: 科学出版社, 2013.  
WU W R, DONG G L, LI H T. Engineering and technology of deep space TT&C system[M]. Beijing: Science Press, 2013.

[3] 刘嘉兴. 载人航天USB测控系统及其关键技术[J]. 宇航学报, 2005, 26(6): 743-747.  
LIU J X. Key technologies of the USB TT&C system for manned space flight[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(6): 743-747.

[4] 钱志瀚, 李金岭. 甚长基线干涉测量技术在深空探测中的应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2012.

[5] 王宏, 董光亮, 胡小工, 等. USB-VLBI综合快速确定环月飞行器短弧轨道[J]. 测绘科学技术学报, 2007, 24(2): 100-103.  
WANG H, DONG G L, HU X G, et al. Joint short arc orbit determination of lunar satellite with USB-VLBI[J]. Journal of Zhengzhou Institute of Surveying and Mapping, 2007, 24(2): 100-103.

[6] Management Council of the Consultative Committee for Space Data Systems. Space link extension--return all frames service specification. blue book, CCSDS 911.1-B-4 [M]. Washington, DC, USA: CCSDS, 2016.

[7] 孙威, 董光亮. “空间链路扩展”在我国航天测控网中应用的探讨[J]. 载人航天, 2005(2): 59-63.

[8] 李海涛, 王宏, 董光亮. 深空站站址纬度选择问题的分析[J]. 飞行器测控学报, 2009, 28(1): 1-6.  
LI H T, WANG H, DONG G L. Selection of latitude for a deep space station[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2009, 28(1): 1-6.

[9] International Telecommunication Union. Protection criteria for deep-space research[S]. [S.1]: ITU-R, 1995.

[10] 郝万宏, 董光亮, 李海涛. 月球及深空航天器甚长基线干涉测角精度协方差分析[J]. 飞行器测控学报, 2010, 29(2): 85-90.  
HAO W H, DONG G L, LI H T. Analysis of angular determination covariance for lunar and deep space spacecraft by VLBI[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2010, 29(2): 85-90.

[11] 吴伟仁. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第十四届学术年会开幕式致辞[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第十四届学术年会. 成都: 中国宇航学会, 2017.

[12] MARAL G. Satellite communications systems: systems, techniques and technology, 4th Edition[M]. [S.1]: John Wiley & Sons, Ltd, 2009.

[13] NASA. The Goldstone deep space communications complex[EB/OL]. [2018-4-10]. [https://descanso.jpl.nasa.gov/dsn50th/DSN\\_Symposium\\_2-20-14/5\\_GDSCC.pdf](https://descanso.jpl.nasa.gov/dsn50th/DSN_Symposium_2-20-14/5_GDSCC.pdf).

[14] NASA. DSN navigation system accuracy[EB/OL]. (2014-2-20)[2018-4-10]. [https://descanso.jpl.nasa.gov/performmetrics/DSN\\_NavSysAccuracy.pdf](https://descanso.jpl.nasa.gov/performmetrics/DSN_NavSysAccuracy.pdf).

[15] ROGSTAD H D, MILEANT A, PHAM T T. Antenna arraying techniques in the deep space network, monograph 5 deep space communications and navigation series[M]. California: JPL, 2003.

- [16] MILEANT A, HINEDI S. Overview of arraying techniques for deep space communications[J]. IEEE Transactions on Communications, 1994, 42(234): 1856-1865.
- [17] 卢满宏, 李小梅, 周三文, 等. 一种改进Sumple算法的研究与分析[J]. 计算机测量与控制, 2013, 21(6): 1565-1567.  
LU M H, LI X M, ZHOU S W, et al. Research and analysis on a modified-sumple algorithm[J]. Computer Measurement & Control, 2013, 21(6): 1565-1567.
- [18] MUDGWAY D J. Uplink-downlink: a history of the NASA deep space network, 1957-1997[J]. Isis, 2003, 94(4): 781-782.
- [19] DAVARIAN F. Uplink arraying next steps, IPN progress report 42-175[R]. California: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2008
- [20] VILNROTTER V, TSAO P C, LEE D K. EPOXI Uplink array experiment of June 27, 2008, IPN progress report 42-174[R]. California: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2008.
- [21] SLADE M A, BENNER L A M, SILVA A. Goldstone Solar system radar observatory: Earth-based planetary mission support and unique science results[J]. Proceedings of the IEEE, 2011, 99(5): 757-769.
- [22] JPL. D-19379, 810-005, 205, Rev. D, 34-m and 70-m command[R]. USA: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2014
- [23] Estrack: technical aspects, performance, limitations and future prospects[EB/OL]. (2015-8-14) [2018-4-10]. <http://www.mpe.mpg.de/events/593-heraeus-seminar/Talks-and-Posters/1-Monday/PDF/1.%20Butovic%20-%20ESTRACK.pdf>.
- [24] SORIANO M, FINLEY S, FORT D, et al. Direct-to-Earth communications with Mars science laboratory during entry, descent, and landing[C]// Aerospace Conference, 2013 IEEE. Big Sky, MT: IEEE, 2013: 1-14.
- [25] 陈少伍, 董光亮, 李海涛, 等. MSL测控特点以及自主火星探测测控关键技术[J]. 飞行器测控学报, 2015, 34(1): 1-9.  
CHEN S W, DONG G L, LI H T, et al. TT & C characteristics of MSL and key TT & C technologies for independent Mars exploration[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2015, 34(1): 1-9.
- [26] MORABITO D D, SCHRATZ B, BRUVOLD K, et al. The Mars science laboratory EDL communications brownout and blackout at UHF, IPN progress report 42-197[R]. USA: NASA, 2014.
- [27] SORIANO M, FINLEY S, FORT D, et al. Direct-to-Earth communications with Mars science laboratory during entry, descent, and landing[C]// Aerospace Conference, 2013 IEEE. Big Sky, MT: IEEE, 2013.
- [28] FERRI F, AHONDAN A, COLOMBATTI G, et al. Atmospheric Mars entry and landing investigations & analysis(AMELIA) by ExoMars 2016 schiaparelli entry descent module: the ExoMars entry, descent and landing science[C]// IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace. Padua, Italy: IEEE, 2017: 262-265.
- [29] VILNROTTER V A, HINEDI S M, KUMAR R, et al. Frequency estimation techniques for high dynamic trajectories[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1989, 25(4): 559-577.
- [30] 董光亮, 李海涛, 郝万宏. 无线电干涉测量在深空航天器导航中的应用[J]. 飞行器测控学报, 2009, 28(4): 1-7.  
DONG G L, LI H T, HAO W H, et al. An introduction to application of radio interferometry in deep space navigation[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2009, 28(4): 1-7.
- [31] 吴伟仁, 王广利, 节德刚, 等. 基于 $\Delta$ DOR信号的高精度VLBI技术[J]. 中国科学: 信息科学, 2013, 43(2): 185-196.  
WU W R, WANG G L, JIE D G, et al. High-accuracy VLBI technique using  $\Delta$ DOR signals[J]. Science China(Information Sciences), 2013, 43(2): 185-196.
- [32] THORNTON L C, BORDER S J. Radiometric tracking techniques or deep space navigation, monograph 1 deep-space communications and navigation series[M]. USA: Wiley, 2000
- [33] RIOJA M, DODSON R, MALARECKI J, et al. Exploration of source frequency phase referencing techniques for astrometry and observations of weak sources with high frequency space very long baseline interferometry[J]. Astronomical Journal (New York, N. Y. Online), 2011, 142(5): 157.
- [34] 董光亮, 郝万宏, 李海涛, 等. 同波束干涉测量对月面目标相对定位[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2010, 50(7): 1118-1124.  
DONG G L, HAO W H, LI H T, et al. Relative position determination on the lunar surface using same-beam interferometry[J]. Journal of Tsinghua University (Science & Technology), 2010, 50(7): 1118-1124.
- [35] 陈少伍, 董光亮, 李海涛, 等. 同波束干涉测量差分相时延观测模型研究及验证[J]. 宇航学报, 2013, 34(6): 788-794.  
CHEN S W, DONG G L, LI H T, et al. Research and verification of differential phase delay measurement model of same beam interferometry[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(6): 788-794.
- [36] 李海涛, 周欢, 郝万宏, 等. 深空导航无线电干涉测量技术的发展历程和展望[J]. 飞行器测控学报, 2013, 32(6): 470-478.  
LI H T, ZHOU H, HAO W H, et al. Development of radio interferometry and its prospect in deep space navigation[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2013, 32(6): 470-478.
- [37] MARTIN-MUR T J, HIGHSMITH D E. Mars approach navigation using the VLBA[J]. Mur, 2009.
- [38] ZHOU H, DEZHEN X U, CHEN S W, et al. New high-accuracy spacecraft VLBI tracking using high data-rate signal: a demonstration with Chang'E-3[J]. Science China, 2016, 59(4): 558-564.
- [39] 王宏, 董光亮, 胡小工, 等. USB-VLBI综合快速确定环月飞行器短弧轨道[J]. 测绘科学技术学报, 2007, 33(1): 40-42.  
WANG H, DONG G L, HU X G, et al. Joint short arc orbit determination of lunar satellite with USB-VLBI[J]. Journal of Zhengzhou Institute of Surveying and Mapping, 2007, 33(1): 40-42.
- [40] 王宏, 董光亮, 胡小工, 等. 月球探测器捕获分析及评估[J]. 测绘科学技术学报, 2007, 24(6): 406-409.  
WANG H, DONG G L, HU X G, et al. Analysis and assessment of the lunar probe captured by Moon[J]. Journal of Zhengzhou Institute of Surveying and Mapping, 2007, 24(6): 406-409.
- [41] 黄勇. “嫦娥1号”探月飞行器的轨道计算研究[D]. 上海: 中国科学院上海天文台, 2006.  
HUANG Y. Orbit determination of the first Chinese lunar exploration spacecraft CE-1[D]. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, 2006.
- [42] 董光亮, 樊敏, 李培佳, 等. 嫦娥二号探测器轨道确定与支持[J]. 宇航学报, 2013, 34(4): 457-463.  
DONG G L, FAN M, LI P J, et al. Chang'E-2 lunar probe orbit determination and support[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(4): 457-463.

- [43] 李培佳, 黄勇, 昌胜骐, 等. 基于地基观测的嫦娥三号着陆器与巡视器高精度定位[J]. 科学通报, 2014, 59(32): 1-12.  
LI P J, HUANG Y, CHANG S Q, et al. Positioning for the Chang'E-3 lander and rover using Earth-based observations[J]. Chinese Science Bull, 2014, 59(32): 1-12.
- [44] 樊敏, 董光亮, 郝万宏, 等. 月球探测器定轨误差分量协方差分析[J]. 航天器工程, 2012, 21(5): 37-42.  
FAN M, DONG G L, HAO W H, et al. Covariance analysis of orbit-determination error components for lunar probe[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(5): 37-42.
- [45] YOU T H, GRAAT E, HALSELL A, et al. Mars reconnaissance orbiter interplanetary cruise navigation[C]//20th International Symposium on Space Flight Dynamics. Annapolis, MD, United States: Jet Propulsion Lab, 2007: 2126.
- [46] FAN M, HU X G, DONG G L, et al. Orbit improvement for Chang'E-

5T lunar returning probe with GNSS technique[J]. Advances in Space Research, 2015, 56(11): 2473-2482.

作者简介:

**董光亮**(1966-), 男, 研究员, “嫦娥4号”任务副总师、探月工程三期副总师、首次火星探测任务副总师, 主要研究方向: 航天系统工程、航天测控通信技术、航天器飞行动力学。

通信地址: 北京市5131信箱1分箱(100094)

电话: (010)66361028

E-mail: dongguangliang@bittt.cn

**李海涛**(1973-), 男, 研究员, 首次火星探测任务测控系统总师, 主要研究方向: 航天系统工程、深空测控通信技术。

通信地址: 北京市5131信箱13分箱(100094)

电话: (010)66361118

E-mail: lihaitao@bittt.cn

## Development and Future of China's Deep Space TT&C System

DONG Guangliang, LI Haitao, HAO Wanhong, WANG Hong, ZHU Zhiyong, SHI Shanbin,  
FAN Min, ZHOU Huan, XU Dezhen

(Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** With the implement of China's Lunar Exploration Program in three stages, which consist of orbiting, landing, and returning, China's deep space TT&C (Tracking, Telemetry and Command) system has been built up. The future Mars Exploration Program will further enhance the full capability of the system. In this paper, the development of China's deep space TT&C system is reviewed, including the details of key technology research, top design, and system construction. The future trend of this system is discussed based on the latest development of deep space TT&C technologies.

**Key words:** deep space TT&C system; deep space exploration; CLEP

### High lights:

- The construction and development of Chinese deep space TT&C system is reviewed, and the main technical characteristics are introduced.
- According to the future mission planning, the development trends and the main challenges in deep space TT&C are analyzed.
- The new progress in large scale antenna arraying, high power emission, high dynamic tracking and high precision orbit determination are introduced in detail.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 朱恬]