

# “天问一号”环绕器测控数传通信系统设计与验证

王民建<sup>1,2</sup>, 朱新波<sup>1,2</sup>, 何春黎<sup>1,2</sup>, 李金岳<sup>1,2</sup>, 牛俊坡<sup>1,2</sup>, 印兴峰<sup>1,2</sup>, 刘玲亚<sup>3</sup>

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 2. 上海市深空探测技术重点实验室, 上海 201109;  
3. 华东师范大学通信与电子工程学院, 上海 200241)

**摘要:** 针对“天问一号”火星环绕器最远距离4亿km下的超远距离大动态通信难题, “天问一号”火星环绕器测控数传通信系统通过多天线波束赋形的测控数传一体化技术、多码率自适应收发处理技术、高灵敏度信号捕获技术、超高灵敏度下的电磁干扰抑制技术以及极低温下大口径天线高精度稳定指向技术, 实现了对-156 dBm微弱信号的高灵敏度捕获以及大动态下的数据自适应收发, 除天体遮挡外全过程100%对地通信链路覆盖和波束覆盖, 最远4亿km处对地数传速率达1 Mbps。该项技术已经在“天问一号”火星探测任务中得到了考核和验证, 可以为后续深空探测任务中测控数传通信系统的设计与在轨工作提供参考。

**关键词:** 火星环绕器; 测控数传系统; 高增益天线; 高灵敏度接收; 多码率自适应

**中图分类号:** V556.1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2023)01-0028-09

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20210090

**引用格式:** 王民建, 朱新波, 何春黎, 等. “天问一号”环绕器测控数传通信系统设计与验证[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 28-36.

**Reference format:** WANG M J, ZHU X B, HE C L, et al. Design and verification of TT&C and data transmission integrated system for Tianwen-1 Mars orbiter[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 28-36.

## 引言

深空探测通信距离远, 太阳系内深空探测距离达到数亿km至数百亿km, 信号强度损耗极大, 接收信噪比极低, 且通信时延巨大, 数据传输速率受限。测控数传通信系统是深空探测任务天地信息交互的唯一手段, 是探测器正常运行、充分发挥其应用效能不可或缺的重要保证<sup>[1-2]</sup>。因此, 在一定程度上, 深空测控数传通信系统的能力决定了深空探测的能力<sup>[3]</sup>。

“天问一号”(Tianwen-1)火星探测器自2020年07月23日12:41:14(北京时间, 下同)发射, 历经300多天, 完成了主动段发射、地火转移、深空机动、火星捕获、轨道维持、器器分离、中继通信等各个飞行过程的对地测控数传通信。火星环绕器测控数传通信系统是火星环绕器重要的组成部分, 实现了最远4亿km的超远距离深空通信, 完成了“天问一号”环火探测等全过程的测定轨、遥测遥控及数传任务, 多项技术指标达到国际一流水平。

本文基于“天问一号”火星环绕器测控数传通信任务, 介绍系统方案, 给出了测控数传通信系统的组成、

主要指标体系、技术实现途径、全过程的通信流程以及在轨验证情况。

## 1 测控通信系统方案

### 1.1 任务概述

“天问一号”火星探测器在海南文昌卫星发射中心使用“长征五号”(CZ-5)运载火箭直接发射至地火转移轨道。探测器与运载火箭分离后, 在地火转移轨道上经历约7个月的飞行。期间在地面测控的支持下, 经过4次中途修正、1次深空机动, 于2021年2月到达火星。探测器在近火点实施制动, 实现火星捕获。

探测器进入捕获轨道后, 经过4次轨道调整进入近火点约265 km、远火点约57 775 km、周期约2个火星日的停泊轨道。在此轨道上, 环绕器于2021年5月15日轨道机动进入火星进入轨道, 并分离着陆巡视器。分离后, 环绕器通过轨道机动进入近火点约265 km、远火点约12 573 km、周期约8.2 h的中继轨道, 为着陆巡视器开展数据中继服务, 直至着陆巡视器设计寿命(90火星日)结束。完成中继通信服务后, 环绕器通

过轨道机动进入近火点约265 km、远火点约11 943 km、周期约7.8 h的工作轨道, 开展科学探测。

“天问一号”火星环绕器飞行过程如图1所示。

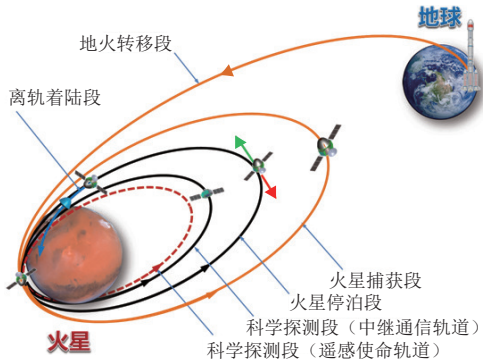


图 1 “天问一号”火星探测器飞行过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of flight process of Tianwen-1 Mars orbiter

在图1 的整个飞行过程中, 测控数传通信系统均为整个探测器提供对地的测控上下行通道。

### 1.2 系统方案

测控数传通信系统由上行接收通道和下行发射通道组成, 如图2 所示。

1) 上行接收通道。测控数传分系统在不同飞行阶段通过两副低增益接收天线和高增益天线接收地面测控站发送的上行信号(上行信号包括遥控指令、注入数据和测距信号)。两副低增益接收天线和高增益天线通过接收微波网络内的双刀双掷开关可分别连接2路X频段应答机接收部分, 由X频段深空应答机解调出上行载波中的遥控信号及测距信号, 将遥控信号送综合电子分系统进行处理, 将测距信号直接转发至发射机。

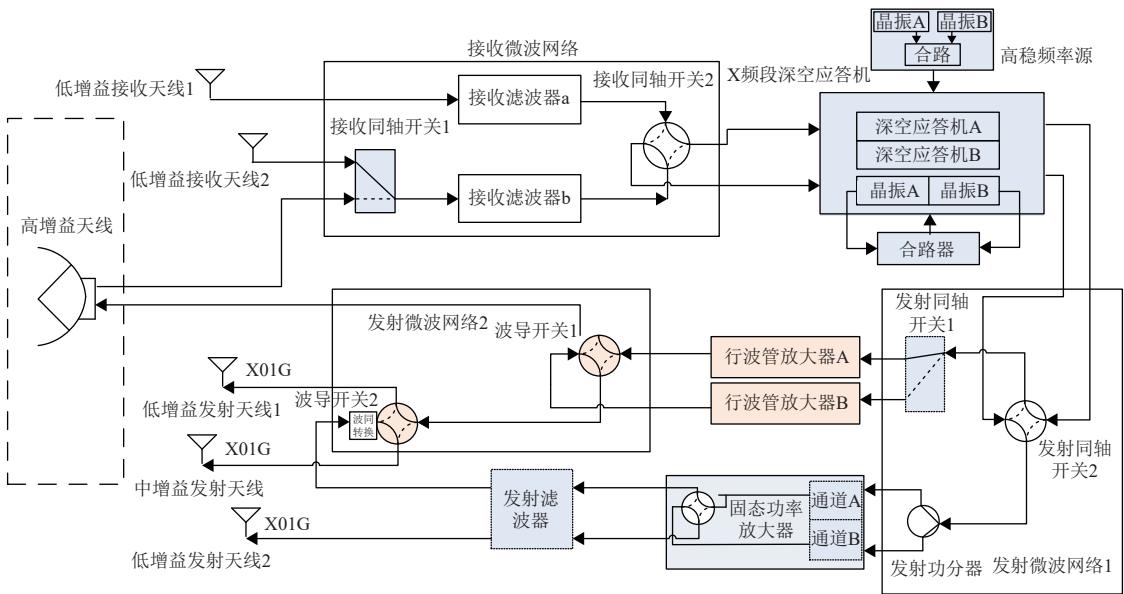


图 2 测控数传通信系统组成图

Fig. 2 Composition diagram of TT&C and data transmission communication system

2) 下行发射通道。深空应答机发射部分通过发射微波网络1内的双刀双掷开关可分别连接至固态功率放大器和行波管放大器。固态功率放大器和行波管放大器采用接力工作方式, 发射主动段到器箭分离采用固态功率放大器(射频1 W, 两通道同时工作)及地火初期使用固态功率放大器(射频9 W, 单通道工作), 飞行后期使用行波管放大器。下行信号可以通过发射微波网络2选择高增益天线和低增益发射天线1、低增益发射天线2、中增益发射天线中的天线下行至地面。

系统采用热备冗余、冷备冗余、交叉备份等设计提高可靠性。两路深空应答机上行接收通道采用热备份方式, 通过交叉备份方式连接高增益天线和两副低

增益接收天线的输入信号, 确保上行指令通道的可靠性。深空应答机下行采用双机冷备份工作模式。固态功率放大器内部包含两路独立放大链路, 冷备份工作, 2台行波管放大器冷备份工作, 固态功率放大器和行波管放大器分别在不同阶段工作。高稳频率源内部采用2路晶振冷备份工作模式, 根据指令切换。

### 1.3 系统工作模式

“天问一号”火星环绕器测控数传通信系统在正常工作模式下, 完成发射段、地火转移段、火星捕获段、火星停泊段、离轨着陆段和科学探测段的测控、数传和中继任务。测控数传分系统工作模式如表1 所示。

表1 环绕器测控数传分系统工作模式

Table 1 Working mode of TT&amp;C and data transmission system

工作模式	阶段	说明
发射段模式	发射段	模式A: 低增益天线测控任务。X频段下行射频频信号经1 W固态放大器放大后输出。
巡航初期模式	巡航段初期	模式B: 低增益天线测控任务。X频段下行射频频信号经9 W固态放大器放大后输出。
高增益收发模式	巡航段及环火段	模式C: 高增益天线测控任务。X频段下行射频频信号经100 W行波管放大器放大后输出。
低增益接收、中增益发射模式	变轨及环火捕获	模式D: 采用低增益接收、中增益发射天线测控任务。X频段下行射频频信号经100 W行波管放大器放大后输出。
低增益接收模式	日凌和火星遮挡	模式E: 采用低增益天线完成测控上行任务。
低增益接收、低增益发射模式	巡航段及环火段	模式F: 采用低增益接收、低增益发射天线测控任务。X频段下行射频频信号经100 W行波管放大器放大后输出。

## 1.4 主要指标设计

### 1.4.1 低增益天线波束覆盖分析

“天问一号”火星探测器与地球的距离变化范围大,既要满足探测器发射后的近地空间全向覆盖,又要满足远距离情况下的正常和应急通信需求。

地火转移段环绕器采用+X对日基准姿态,入轨初期日器地夹角在 $80^\circ$ 以内变化,配置两副 $\pm 90^\circ$ 波束的低增益天线,可满足近地空间全向覆盖要求。地火转移段中后期及环火段,日器地夹角在 $\pm 47^\circ$ 以内变化,为了最大限度提高低增益天线支持的通信距离,低增益天线设计 $\pm 50^\circ$ 波束可满足应急状态下对地覆盖要求。

低增益天线采用介质罩赋形波束技术,通过设计不同形状尺寸介质赋形天线罩,调节波导天线口面场辐射能量分布,在 $\pm 50^\circ$ 波束范围内增益高达3 dBi;同时兼顾主动段全向需求,在 $\pm 90^\circ$ 波束范围内实现增益高达-9.5 dBi,实现了不同辐射角度高效率高增益辐射需求,辐射方向图见图3。

地球距离为(1.76~4)亿km时,日器地夹角在 $\pm 20^\circ$ 以内变化,配备波束角为 $\pm 25^\circ$ 的中增益天线作为应急通信天线对地传输信号。

中增益天线采用具有轴向波纹过渡段的小张角赋形喇叭天线设计,具有2圈宽波纹以及1圈窄波纹的轴向波纹过渡辐射结构,在圆波导辐射口面激发多种高次模,改善波导口面场分布,调节波束宽度范围辐射能量。在 $\pm 25^\circ$ 波束宽度内增益大于10 dBi,辐射方向图见图4。

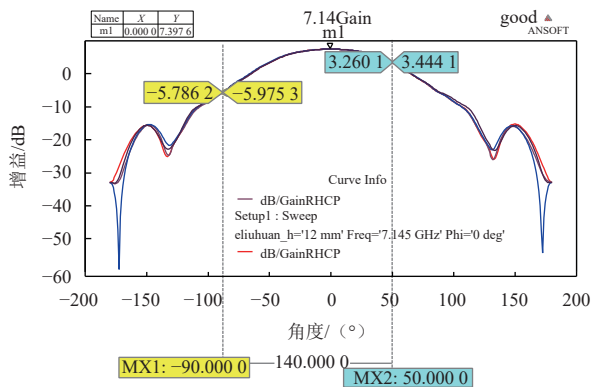


图3 低增益接收天线辐射方向图

Fig. 3 Radiation pattern of low gain receiving antenna

### 1.4.2 中增益天线波束覆盖分析

为了提高应急状态下器地通信效率,环绕器按照对地遥测最低码率32 bps开展设计。低增益天线( $\pm 50^\circ$ 波束)最远支持距离为1.76亿km。当环绕器与

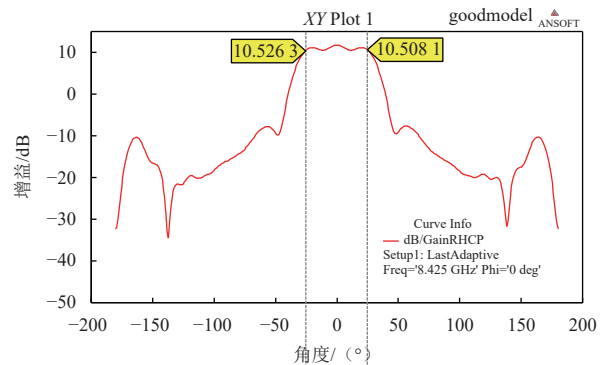


图4 中增益天线辐射方向图

Fig. 4 Radiation pattern of medium gain receiving antenna

### 1.4.3 X频段深空应答机接收门限

根据探测器不同飞行阶段器地距离,结合地面站能力,计算到达探测器接收机的信号总功率。其中环绕器和火星车应答机均需满足最远4亿km测控上行支持。在35 m深空站的支持下,最远4亿km距离下的通信链路参数计算如下:

35 m深空站EIRP: 104 dBW;

天线指向+极化损耗+大气损耗等: -1 dB;

4亿km时自由空间损耗: -281.56 dB;

接收天线增益: 3 dBi;

接收馈线损耗: -2 dB。

综上所述, 到达X频段应答机接收机最低总信号功率为-177.56 dBW (-147.56 dBm), 考虑一定余量, 设计载波捕获灵敏度优于-150 dBm, 考虑加调遥控后载波调制损失, 设计载波跟踪灵敏度优于-153 dBm。

### 1.4.4 X频段深空应答机扫描方式及速率

根据任务期间径向速度及加速度分布计算得到多普勒频移变化情况, 如表2所示。环绕器在全任务中多普勒频率范围为-300.80 ~ 537.09 kHz, 根据X频段应答机接收频率和稳定度计算, 接收机频率不确定度优于±100 kHz, 经与测控系统协调, 实际任务中由地面测控系统对上行信号进行多普勒补偿, 抵消到达应答机接收机入口处频率偏差, 应答机完成上行载波捕获。多普勒变化率范围为-28.76~539.25 Hz/s; 其中539.25 Hz/s仅在器箭分离后(此时接收电平大于-120 dBm)首次进入测控弧段时出现, 此后变化率均小于100 Hz/s, 设计接收机扫描速率在电平大于-120 dBm时优于5 kHz/s, 电平大于150 dBm时要求优于100 Hz/s, 满足全阶段的接收需求。

表 2 环绕器对地通信多普勒频率变化  
Table 2 The Change of Doppler frequency

阶段	项目	范围
地火转移	相对速度/(km·s <sup>-1</sup> )	-1.57~22.41
	相对加速度/(km·s <sup>-2</sup> )	-0.000 519 97~0.02
	多普勒频率/kHz	-37.85~537.09
	多普勒频率变化率/(Hz·s <sup>-1</sup> )	-12.46~539.25
环火运行	相对速度/(km·s <sup>-1</sup> )	-12.551~19.60
	相对加速度/(km·s <sup>-2</sup> )	-0.001 2~0.003 1
	多普勒频率/kHz	-300.80~469.95
	多普勒频率变化率/(Hz·s <sup>-1</sup> )	-28.76~74.30

## 2 技术难点和创新点

### 2.1 深空测控数传一体化

“天问一号”火星环绕器测控数传通信系统中X频段深空应答机是一台集测控和数传于一体的单机, 调制后端共用固态功率放大器或者行波管放大器对射频信号进行放大, 如图5所示。对火星探测器测控数传通信系统进行一体化设计, 将数传功能在深空应答机内实现, 根据不同的工况进行工作模式切换, 共用同一个射频放大通道, 完成遥测和科学数据下传。通过测控数传一体化设计, 有效节约系统资源。

### 2.2 高灵敏度接收

“天问一号”火星环绕器需要覆盖4亿km内的上行通信, 探测器在远地的时候接收到的信号极其微弱,

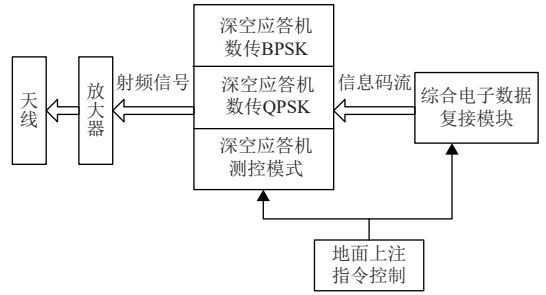


图 5 深空测控数传一体化设计

Fig. 5 Integrated design of deep space TT&C data transmission

如何保证对极微弱信号的提取和可靠跟踪是火星探测器跟踪、轨道测量、遥测解调的基础, 因此高灵敏度接收技术成为深远距离测控通信的关键技术之一。

深空应答机采用预扫频辅助捕获技术, 其原理如图6所示。输入中频信号首先经过下变频、低通滤波处理成为准基带复信号, 该信号带有±100 kHz频偏和慢扫频特征, 将复信号分别输入给多路并行的预置扫频电路进行扫频预校准, 之后进行FFT处理, 最后通过频率估计有效检测逻辑得到正确的频率估计输出, 送给后端的载波环电路。火星探测器的X波段深空应答机的灵敏度已达到-157 dBm。

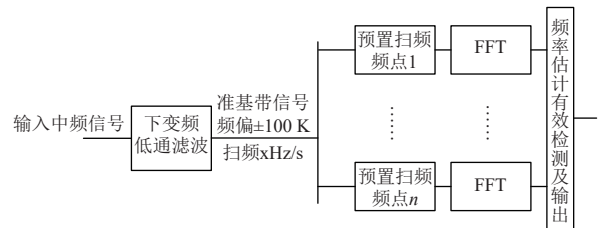


图 6 预扫频辅助捕获方案框图

Fig. 6 Block diagram of pre-sweep auxiliary acquisition scheme

### 2.3 多码速率自适应接收

火星探测任务全过程器地距离不断变化, 从主动段到环火段最远距离4亿km。深空应答机需进行多码速率设计, 以适应大动态的距离变化, 使数据传输效率最优化, 因此要求深空应答机对多种码速率自适应调制<sup>[4]</sup>。

如图7所示, 遥控码速率检测模块接收4路载波跟踪的同相支路积分结果, 用本地引导序列与积分结果进行相关累加。当输入的遥控引导头速率与本地引导头速率相同时, 滑动相关得到最大的相关值, 取最大的累加结果与门限进行比较, 超过门限则认为遥控副载波跟踪成功, 同时得到遥控码速率信息和数据转换时刻。将这些信息送入后面的位同步模块, 从而大大加快位同步环路的收敛速度, 实现不同码速率下上行遥控数据的正确接收。

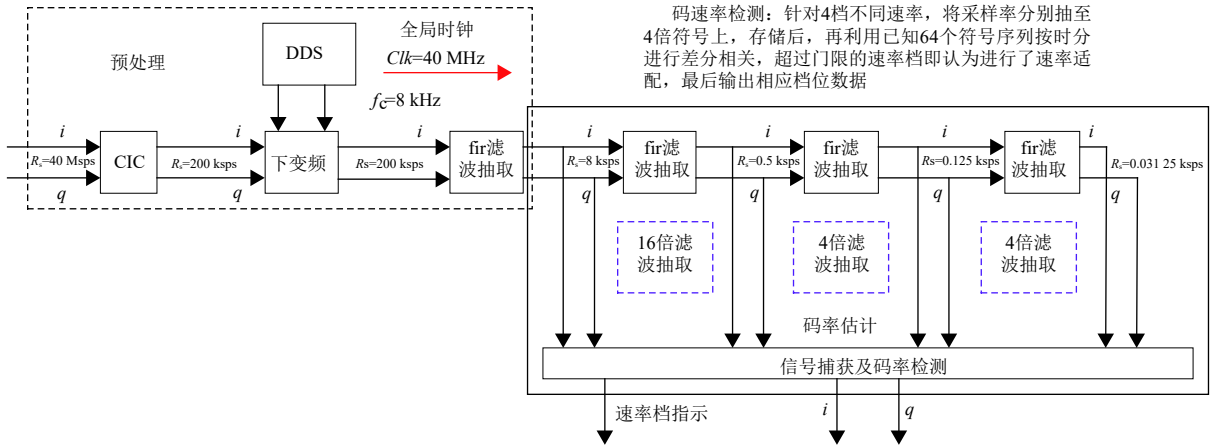


图7 上行遥控码速率自适应处理框图

Fig. 7 Adaptive processing block diagram of uplink remote control code rate

### 2.4 高增益天线

基于“天问一号”火星探测器结构外形特征, 采用大口径反射面天线与探测器共形设计方案, 首创内嵌式大口径反射面天线系统设计方案, 在环绕器器表嵌入安装了带展开指向机构的直径2.5 m的大口径高增益反射面天线, 充分利用探测器包络空间, 最大程度提高天线辐射增益, 实现在火星轨道对地远距离高速通信需求, 高增益天线地面及在轨工作示意图图8。

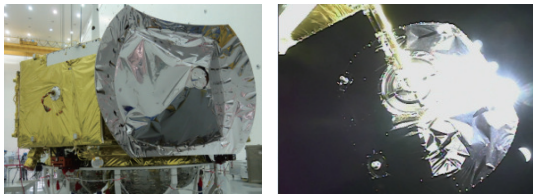


图8 高增益天线地面及在轨工作示意图

Fig. 8 Schematic diagram of ground and on-orbit operation of high gain antenna

高增益天线安装在器外, 空间环境恶劣, 在环火飞行过程中会经历长阴影, 天线会经历极端严酷的低温环境。同时基于带指向机构大口径天线地面装配、试验过程中受重力影响, 导致天线指向存在固有误差的影响, 地面装配的固有误差及在轨热变形会导致天线波束指向产生偏差<sup>[5-7]</sup>。

为解决大口径天线的深空高精度指向, 地面开展热真空环境下的热变形测试试验, 量化分析不同温度工况下天线形变情况。在此基础上, 开展热变形对天线辐射性能影响分析, 评估不同形变量对天线辐射性能参数影响程度。建立详细的温度场、形变量、增益的对应关系, 为在轨热补偿提供技术支撑手段。

图9和图10中为热变形专项试验时天线现场照片以及测试结果图。图10中标识的为每个测点不同温度

环境时, 与常温环境初始状态的形变量, 线长度代表形变大小, 天线周围红色线状标识为形变量较大的点, 最低试验温度-142℃时, 实测最大形变量1.48 mm。根据试验结果综合分析, 类比推算在-180℃时, 最大形变不超过2 mm。高温、低温温度工况对天线影响呈

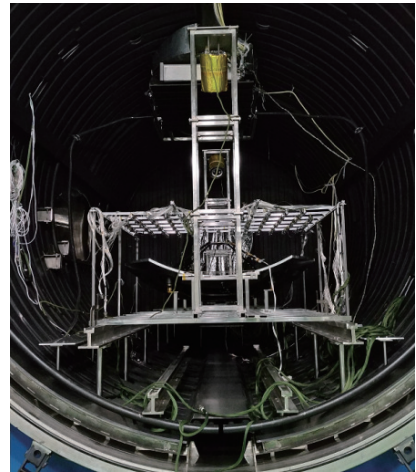


图9 真空环境天线变形测试试验

Fig. 9 Antenna deformation test in vacuum environment

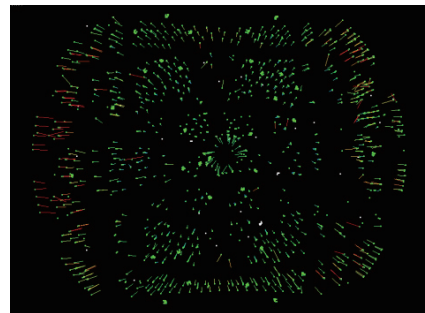


图10 真空低温工况天线热变形测试图

Fig. 10 Test diagram of antenna thermal deformation under vacuum and low temperature condition

对称分布, 对高增益天线波束指向角度影响较小。在太阳斜入射等存在温度梯度工况时, 经测试分析, 天线波束指向变化最大不超过 $0.028^\circ$ , 不大于 $0.06^\circ$ 的设计指标要求, 与预期目标一致。

通过在地面进行精度标定以及在轨指向热补偿, 解决了深空极端温度环境变化导致天线指向偏差的修正补偿难题, 实现了高增益天线在轨高精度对地指向功能。

### 3 在轨工作及验证

“天问一号”火星环绕器自发射升空后, 经过了主动段、地火转移段、多次中途修正、深空机动、制动捕获、中继通信段、科学探测段等过程, 全过程的测控任务由喀什深空站、佳木斯深空站以及阿根廷深空站共同完成, 数传任务主要由密云站、昆明站、武清站共同完成, 干涉测量任务<sup>[8-9]</sup>由上海站、密云站、昆明站、乌鲁木齐站共同完成。图11所示为在轨工作时的器地通信链路及深空站天线。

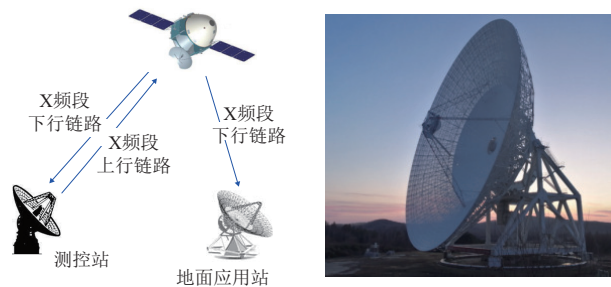


图 11 在轨地面站通信链路示意图

Fig. 11 Schematic diagram of communication link of on-orbit ground station

#### 3.1 主动段双1 W固放工作模式

主动段发射时测控任务由“远望五号”“远望六号”“远望七号”共同接力完成, 分离前3条船的具体接力弧度时间如表3所示。

表 3 测控船接力时间  
Table 3 Relay time of TT&C ship

测控船	跟踪时间	结束时间
远望六号	7月23日12:48:49	7月23日12:54:14
远望五号	7月23日13:08:47	7月23日13:13:04
远望七号	7月23日13:13:14	7月23日13:19:41

飞行过程中, 经过3条测控船时, 地面遥测数据接收正常, 应答机A、B的入口电平遥测 (HTMC 166 应答机A接收电平/ HTMC185 应答机B接收电平: 单位均为dBm, 下同) 如图12所示, 3条船进行接力测控期间, 每条船弧段内电平平均大于 $-105$  dBm, 优于

2 000 bit/s的解调门限 $-122$  dBm, 与预期一致。温度变化 (HTMC147 应答机A温度/HTMC148 应答机B温度, 单位 $^\circ\text{C}$ ) 如图13所示, 上升过程中在温度范围内逐渐下降, 与预期一致。

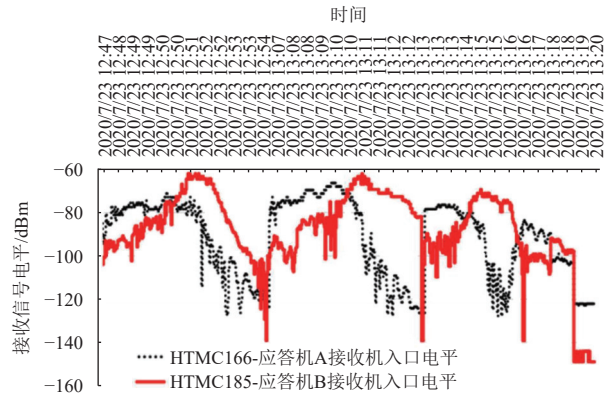


图 12 器箭分离前应答机A、B的遥测状态  
Fig. 12 Telemetry status of transponders A and B

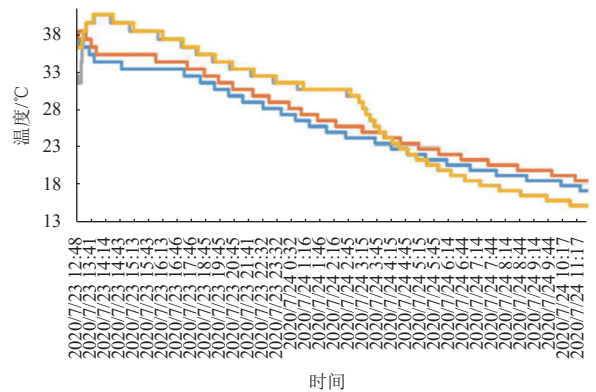


图 13 固放双1 W时应答机温度遥测状态  
Fig. 13 Temperature telemetry when amplifier is double 1 W

主动段发射时测控数传状态为低增益收发天线下固态功率放大器双1 W状态, 上行码速率2 000 bit/s, 下行码速率16 384 bit/s, 上下行通道均工作正常。

#### 3.2 单9 W固放工作模式

2020-7-24 12:00:00探测器执行固态功率放大器1 W切9 W的工作, 将固态功率放大器A/B关机固态功率放大器A设置为9 W后实施开机, 所有的指令均由延时指令执行, 在切换固态功率放大器的过程中, 地面遥测发生短时间内的中断, 切换完成后, 地面射频信号接收及遥测接收均正确。

单9 W工作模式期间和应答机A电平变化情况见图14 (应答机B + 低增益接收天线2, 长期处于失锁状态), 测控站见表4, 每个深空站期间应答机接收电平稳定, 工作正常。

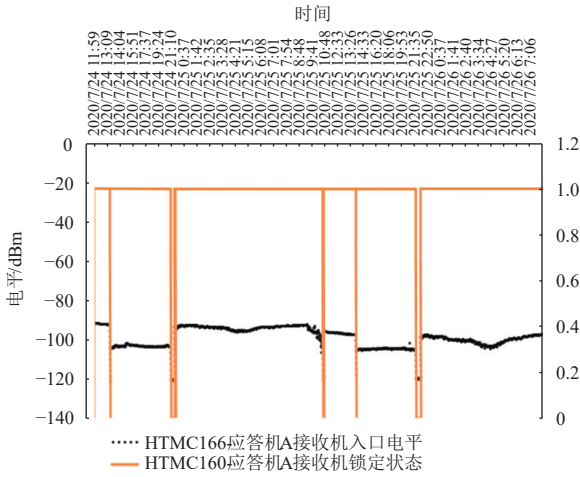


图 14 固放单9 W时应答机A电平遥测  
Fig. 14 Telemetry of transponder A level at 9 W

表 4 各深空站工作时间

Table 4 Working time of each deep space station

测控站	锁定时间	电平 /dBm
喀什	2020-7-24 12:01至2020-7-24 13:24	-92
阿根廷	2020-7-24 13:26至2020-7-24 21:26	-103
佳木斯	2020-7-24 13:49至2020-7-25 10:03	-92~-95

### 3.3 高增益收发模式

根据工作模式设计，测控上下行工作模式在2020-7-26 08:20切换为高增益收发模式，同时将行波管放大器开机，切换后上行通道为高增益天线 + 应答机A/低增益接收天线1 + 应答机B，下行通道变为应答机发射机 + 行波管放大器A + 高增益天线，模式切换完成后，应答机A、B的接收电平正确，地面射频信号接收及遥测接收均正确。在后续一直到4亿km的整个正常通信过程中（姿态稳定），测控均工作在高增益的收发状态，上行码速率2 000 bps，下行码速率16 384 bps，整个过程上下行通道均工作正常。

切换为高增益后，高增益天线+应答机A和低增益接收天线1 + 应答机B的入口电平在深空站下的接收电平见图15。

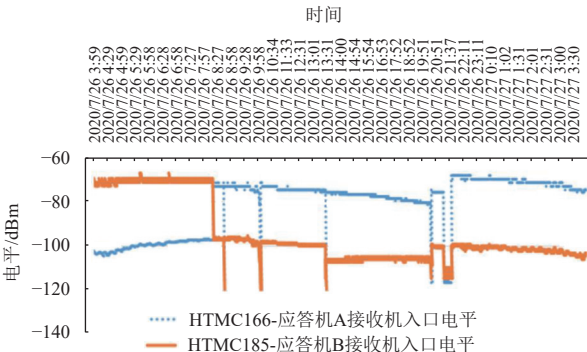


图 15 高增益天线模式下应答机A/B接收信号电平  
Fig. 15 Transponder A/B level of high gain antenna

行放高增益收发时，应答机A/B的电平均相差大于30 dB，满足要求。

### 3.4 低收低发/低收中发模式

在2020年7月27日进行光导成像时，第一次将上下行通道切换为低收低发模式，上行码速率7.812 5 bit/s，下行码速率设置为32 bit/s，切换前后，测控上下行均工作正常，天线切换前后应答机接收电平变化如图16所示；后续在全阶段每次调姿或者变轨前，在器地距离1.76亿km以内，将测控工作模式切换为低收低发模式，在器地距离1.76亿km以外，将测控模式切换为低收中发模式，调姿或变轨完成后，将测控工作模式切换回高增益收发模式，整个过程中，工作模式均与设计一致，工作正确。

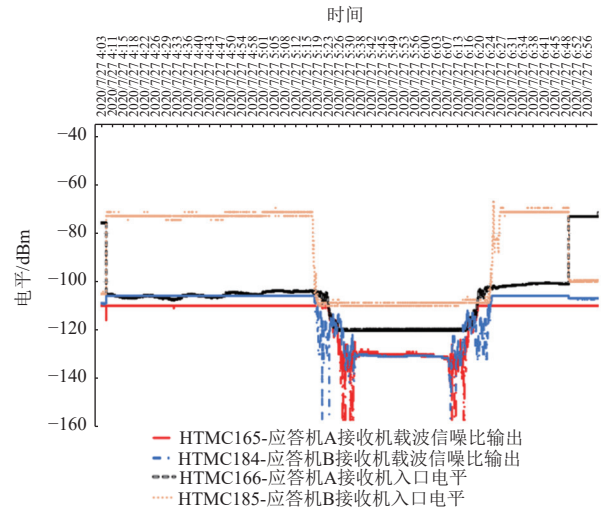


图 16 切换过程中应答机A/B电平变化（光导成像）  
Fig. 16 Transponder A/B level change during switching

从图16中可以看出，应答机A、B机在高低增益天线切换过程中，电平变换正常，在姿态偏置到一定程度后，低增益和高增益天线接收电平下降到门限值附近，与预期一致。

### 3.5 测控数传模式切换

探测器在整个飞行过程中，经常需要对延时遥测或者载荷数据进行对地传输，此时将测控数传工作模式切换为数传模式，根据当前器地链路的分析，数传码速率在(16~4 096) kbit/s之间进行选择，在4亿km的在轨飞行过程中，在调制方式BPSK下验证了(16~512) kbit/s共6档码率的数传测试，在调制方式QPSK模式窄隘验证了(1 024~4 096) kbit/s共3档码率的测试，数据传输结束后，将工作模式切换回测控工作模式2021222WSQ4，整个飞行过程中，测控数传

模式均切换正确,数据传输正确。

### 3.6 小结

“天问一号”火星探测器自2020年7月23日发射升空以来,截至2022年8月25日,本文所设计的火星环绕器测控数传通信系统,经过了700多天的在轨考核,结果显示:

1) 测控数传通信系统各设备在轨工作正常,功能性能指标满足任务要求,在轨完成了各种模式的切换,上行遥控通道、下行遥测通道、下行数传通道均工作正常,满足整个探测器任务要求。

2) 突破了深空测控数传一体化、高灵敏度接收、多码率自适应收发等技术难点,体现了技术创新性。

## 4 结论

作为中国首次自主火星探测任务的四大创新点之一,测控数传通信系统针对各阶段任务的特点,从任务需求出发,对每一个指标进行深入的论证,有针对性地开展系统设计,在地面各阶段对产品进行不同层级的管控、测试,为在轨正常工作提供了可靠支撑,有力地保障了整个“天问一号”探测器任务的正常进行。系统首次实现了中国4亿km超远距离深空对地通信,实现了中国行星际探测通信领域的突破式发展,提升了中国深空探测器的通信能力,整个测控数传的通信体制以及系统设计具有一定的代表性,为后续深空以远探测器乃至太阳系边缘探测器的测控数传系统设计提供了一定的借鉴作用。

### 参 考 文 献

- [1] 蒋文兵,郭涛涛. 深空探测VLBI测量技术[J]. 大众科技,2012,14(7): 20-25.  
JIANG W B, GUO T T. The VLBI technology of deep space exploration[J]. Popular Science & Technology, 2012, 14(7): 20-25.
- [2] 饶启龙. 基于CCSDS的火星探测器测控通信系统链路分析与设计[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.  
RAO Q L. The link analyzation and design based on CCSDS for Mars probe TTC&C system[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012.
- [3] 崔荣春. 日凌对卫星通信系统的影响[J]. 无线电通信技术, 1991(5): 303-307.
- [4] 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.
- [5] 张凤林. 宽波束天线噪声温度的计算[J]. 遥控遥测, 2004(5): 14-17, 21.  
ZHANG F L. Calculating noise temperature of hemisphere pattern antenna[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2004(5): 14-17, 21.
- [6] OTOSHI T Y. Noise, “temperature theory and applications for deep space communications antenna systems” [M]. Fitchburg MA : Artech House, 2008.
- [7] DIJK J, JEUKEN M, MAANDERS E J. Antenna noise temperature[J]. Proceedings of the Institution of Electrical Engineers, 1968, 115(10): 1403-1410.
- [8] 吴亚军,刘庆会,陈冠磊,等. VLBI相时延及其在深空探测器测定轨中的应用[J]. 中国科学:信息科学, 2014(2): 221-230.  
WU Y J, LIU Q H, CHEN G L, et al. VLBI phase delay and its application in orbit determination of spacecraft[J]. Scientia Sinica Informationis, 2014(2): 221-230.
- [9] 刘庆会. 火星探测VLBI测定轨技术[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5(5): 435-441.  
LIU Q H. VLBI orbit determination technology for Mars exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(5): 435-441.

作者简介:

**王民建**(1985-),男,高级工程师,主要研究方向:卫星测控、数传系统设计、深空通信总体技术。

通信地址:上海市闵行区元江路3666号(201109)

电话:13816807646

E-mail: wangminjian1015@163.com

# Design and Verification of TT&C and Data Transmission Integrated System for Tianwen-1 Mars Orbiter

WANG Minjian<sup>1,2</sup>, ZHU Xinbo<sup>1,2</sup>, HE Chunli<sup>1,2</sup>, LI Jinyue<sup>1,2</sup>,  
NIU Junpo<sup>1,2</sup>, YIN Xingfeng<sup>1,2</sup>, LIU Lingya<sup>3</sup>

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Deep Space Exploration Technology, Shanghai 201109, China;

3. School of Communication and Electronic Engineering, East China Normal University, Shanghai 200241, China)

**Abstract:** To deal with the problems of ultra-long distance and large dynamic communication under a maximum distance of 400 million kilometers of Tianwen-1 Mars Orbiter, the TT&C and data transmission communication system of Tianwen-1 Mars Orbiter realized high-sensitivity acquisition of -156dbm weak signals and adaptive data transmission and reception under large dynamic conditions through integrated TT&C and data transmission technology of multi-antenna beam shaping, multi bit rate adaptive transmission and reception processing technology, high-sensitivity signal acquisition technology, electromagnetic interference suppression technology under ultra-high sensitivity and high-precision stable pointing technology of large aperture antenna under extremely low temperatures. Except for celestial block, the whole process was 100% covered by the earth communication link and beam, and data transmission rate to the earth was up to 1Mbps at the farthest distance of 400 million kilometers. This technology has been examined and verified in Tianwen-1 Mars exploration mission, and can provide reference for the design and on-orbit work of the TT&C data transmission communication system in subsequent deep space exploration missions.

**Keywords:** Mars orbiter; TT&C and data transmission system; high gain antenna; high sensitivity reception; multi-code rate adaptive reception

## Highlights:

- The Integrated TT&C and data transmission technology of multi-antenna beam shaping, multi-bit rate adaptive transmission and reception processing technology.
- The high-sensitivity signal acquisition technology, the electromagnetic interference suppression technology under ultra-high sensitivity and the high-precision stable pointing technology of large aperture antenna under extremely low temperatures.
- The TT&C and data transmission communication system of Tianwen-1 Mars orbiter realized the high-sensitivity acquisition of -156 dbm weak signals and adaptive data transmission and reception.
- The data transmission rate to the Earth is up to 1Mbps at the farthest distance of 400 million kilometers.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]