天问一号火星探测器多节点、多体制中继通信系统设计与验证

孙泽洲¹, 韩宇^{1*}, 白帆¹, 强晖萍¹, 张婷¹, 雪霁¹, 王民建², 陈刚³, 刘一鸣¹

1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109;

3. 探月与航天工程中心, 北京 100190

* E-mail: fpgaise@126.com

收稿日期: 2021-10-23; 接受日期: 2022-01-04; 网络版发表日期: 2022-01-21

行星探测重大工程资助项目

摘要 天问一号探测器中继通信系统作为我国首次火星探测任务实现的重要组成部分, 负责为着陆巡视器与环绕器之间提供高效可靠的通信服务, 支持完成火面巡视探测任务. 本文针对我国火星探测任务环火大椭圆中继轨道特点, 对具备X, UHF双频段的天问一号探测器中继通信方案进行了介绍, 给出中继通信系统关键环节的设计方法、技术机理与验证途径, 并对在轨飞行试验数据进行了分析. 结果表明, 全新研制的天问一号探测器中继通信系统圆满完成了任务目标, 其设计、实现和应用为后续我国深空中继通信系统研制提供了技术参考.

关键词 多节点、多体制, 中继通信, 自主请求重传, 大椭圆轨道

1 引言

火星是未来人类深空探测的重要目标之一, 地火之间建立高效、稳定的通信链路是火星探测任务顺利完成的重要前提和基本保障. 采用高通信能力、低通信成本的中继通信技术向着陆器提供火星EDL(entry, descent and landing, 进入、下降和着陆)以及火星表面中继通信与导航服务被视为地火通信传输的优选方案.

美国国家航空航天局(NASA)提出了火星中继网络设想, 计划发射多颗火星轨道器搭载UHF频段中继通信设备, 实现火星表面着陆器与轨道器之间的数据通信. 目前, 火星中继网络由奥德赛号(Mars Odys-

sey)、火星勘测轨道器(MRO)和火星快车(Mars Express, 欧洲航天局)组成. 火星中继网络的建立增强了着陆器全天候通信能力, 获得了高效数据回传能力, 降低了着陆器的质量和功率限制^[1].

同时, 空间数据系统咨询委员会(CCSDS)针对器间中继通信任务场景的特点制订了邻近空间数据链路协议(Proximity-1)^[2]. 天问一号探测器中继通信系统采用Proximity-1协议, 利用该协议所具有的自动请求重传机制(ARQ)保证信息传递的准确与高效. 未来, 随着通用空间数据链路协议(USLP)的制定, 有望统一主链路协议和邻近链路协议, 由USLP指导各种频段的器间中继通信.

引用格式: 孙泽洲, 韩宇, 白帆, 等. 天问一号火星探测器多节点、多体制中继通信系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2022, 52: 226–236
Sun Z Z, Han Y, Bai F, et al. Design and verification of the multinode and multisystem relay communication system for the Tianwen-1 Mars Probe (in Chinese). Sci Sin Tech, 2022, 52: 226–236, doi: [10.1360/SST-2021-0484](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0484)

天问一号火星探测器作为我国首次火星探测的航天器,通过一次发射完成火星“绕、落、巡”探测任务.探测器由环绕器和着陆巡视器(含着陆平台与火星车)组成,发射后历经地火轨道转移、火星制动与捕获、环绕火星飞行、着陆巡视器进入/下降等飞行阶段.

着陆巡视器软着陆后,将开展火面巡视探测工作,并与环绕器建立中继通信链路回传探测数据.环绕器环火中继轨道周期约为8.27 h,通信距离变化范围为265~15000 km.探测器测控通信链路如图1所示.

天问一号火星探测器环火大椭圆中继轨道,通信距离变化范围大且受环绕器对地及中继姿态限制,无法实时完成中继通信操控,中继通信系统对链路自主性、可靠性要求高.针对上述特点,天问一号火星探测器采用远火弧段与近火弧段交替建链,X频段与UHF频段传输通道择机工作的多节点、多体制中继通信系统方案,实现深空高速、高效、大容量探测数据中继传输.本文重点对探测器中继通信系统设计进行了介绍,给出关键技术难点分析、通信链路设计及地面试验验证结果,最后对在轨飞行试验结果进行了分析.

2 多节点、多体制中继通信系统设计

2.1 设计输入

环绕器与着陆巡视器在发射段、地火转移段、火

星捕获段为探测器组合体状态,地面测控系统经环绕器通过器间有线通信实现对着陆巡视器的控制和状态监视,着陆巡视器无射频测控数传链路需求.

着陆巡视器着陆火星表面后,地面测控系统通过环绕器中继链路对着陆巡视器进行控制、状态监视并传输业务数据,或者通过X频段对地链路对着陆巡视器进行控制和状态监视.此外,在进行UHF频段器间双向通信时,着陆巡视器提供双向相干载波多普勒跟踪信标,环绕器提取多普勒信息供器间相互定位使用.

2.2 系统组成

天问一号火星探测器中继通信系统由环绕器器间通信子系统与着陆巡视器测控通信系统组成.其中,着陆巡视器测控通信系统由X频段通信设备和UHF频段器间通信设备组成;环绕器器间通信子系统由X频段通信机和UHF频段通信机组成.探测器中继通信系统组成如图2所示.

2.3 工作模式

火面巡视探测阶段,探测器中继通信系统在正常工作模式下,由火星车通过UHF频段收发信机和UHF频段中继天线与环绕器建立双向中继通信链路.另外,作为UHF频段器间通信的补充,火星车通过X频段深空应答机和X频段中继天线与环绕器建立单向(火星

图1 (网络版彩图) 天问一号探测器中继通信链路
Figure 1 (Color online) Tianwen-1 probe relay communication links.

车至环绕器)中继通信链路. 具体工作模式见表1.

2.4 主要技术指标

2.4.1 通信体制

(1) 信号调制与解调方案设计

X频段中继链路使用抑制载波调制方式. UHF频段中继链路采用曼彻斯特编码辅助残留载波BPSK调制的方式实现. 通过采用小于 $\pi/2(\text{rad})$ 的调制指数, 使得信号频谱中出现离散(残留)的载波分量, 同时, 曼彻斯特编码功率谱密度在零频率处为零, 调制信号与残留载波分量可以有效分离, 通过精细滤波和窄带宽环路跟踪, 实现对载波的提取跟踪.

针对残留载波调制的特点, 利用科斯塔斯鉴相跟踪方式, 将载波锁定在I支路, 信息锁定在Q支路, 避免

解I, Q相位翻转的问题, 减小了处理复杂度; 通过多级滤波抽取模块, 提取出各速率档抽头, 将除载波以外的其他信息全部滤除, 实现极低信噪比的跟踪; 利用曼彻斯特编码的特点, 将各速率抽头上的Q支路信号进行匹配相关和能量积分, 通过正负能量累加判决, 可在没有先验信息的情况下, 判断出当前传输数据的速率, 实现通信码速率的自适应估计与解调.

(2) 测定轨方案设计

火面巡视探测阶段, 环绕器提供X频段DOR差分单向侧音的方式由地面进行VLBI观测, 完成测角, 结合侧音测距完成环绕器测定轨. 地面利用SBI(同波束干涉测量)观测, 将环绕器和火星车信号置于同一天线波束内, 进行相对定位.

在此基础上结合两器的UHF频段链路提供器间通

图 2 (网络版彩图) 探测器中继通信系统组成框图

Figure 2 (Color online) Block diagram of probe relay communication system.

表 1 探测器中继通信系统工作模式

Table 1 Operation mode of probe relay communication system

工作模式	码速率	载波频率	工作内容
UHF频段器间通信	前向: 1~64 kbps	接收: 435.6, 437.1, 439.2, 444.6 MHz; 发射: 404.4, 401.585625, 397.5, 393.3 MHz	传输火星车有效载荷设备数据、工程参数、图像和器上遥测数据等内容
	返向: 1, 2, 4, 8, 16, 32, 64, 128, 256, 512, 1024, 2048 kbps (编码后)		
X频段器间通信	2048 bps, 4096 bps, 32 kbps, 64 kbps, 128 kbps, 256 kbps, 512 kbps, 1024 kbps, 2048 kbps (编码后)	8400.062 MHz	传输火星车有效载荷设备数据、工程参数、图像和器上遥测数据等内容

信多普勒变化情况,实现对火星车的位置确定.火星车UHF频段收发信机提供相干转发通道,以支持环绕器提取器间通信多普勒变化数据.

2.4.2 信道编码

适用于深空通信的编码方式主要有卷积码、R-S码、TURBO码,以及LDPC编码等.探测器中继通信系统采用卷积码作为UHF频段器间通信信道编码方式.卷积码采用CCSDS推荐的(7, 1/2)卷积码,在 1×10^{-6} 的误码率情况下,可取得约4.5 dB的信道编码增益.

X频段器间通信信道编码采用R-S+卷积的编码方式,(7, 1/2)卷积码作为内码,(255, 223)R-S码作为外码,在 1×10^{-6} 的误码率情况下,可取得约7 dB的信道编码增益.图3为深空通信信道编码性能对比示意图.

2.4.3 器间通信协议

探测器中继通信系统通信方式包括UHF频段器间双向通信和X频段器间单向通信.对于UHF频段器间双向通信,采用CCSDS邻近空间链路协议(Proximity-1),该协议适用于固定或移动节点间双向近距离无线通信链路,其链路特征为短时延、中等强度信号、简短独立的对话.

考虑火星探测器与地面通信的大时延特性,地面站无法通知其对通信系统传输错误的数据及时进行再次发送.为了保证指令、遥测等数据的时序以及正确性,需要火星探测器自主选择未被正确接收的数据进行再次传输.常用的ARQ系统可以分为三类:停等式

ARQ、回退N帧ARQ和选择重传ARQ.对于火星探测器器间通信链路而言,其传输距离较短、信号传输时延较小且信号衰减相对较小,同时,考虑火星探测器平台资源受限、存储空间开销等问题,故采用差错控制处理的回退N帧ARQ方案,用以保证数据传输的正确性^[3].

自主请求重传协议主要包含差错检测、接收端反馈、数据重传和传输超时控制等功能,通信中发送方根据接收方的反馈信息对未正确发送的数据进行自动重传.具体为数据发送方发送完一个数据帧后,接收方如果成功接收则需要回复一个邻近链路码字(PLCW),PLCW中包含接收方接收到有效帧的序号信息,两个PLCW的最大发送间隔定义为20 s.发送方根据接收方反馈的PLCW确认数据帧是否发送成功,如果没有发送成功则需要重新发送.为提高效率,发送方无需在发送完某帧并等待收到此帧的PLCW后才发送下一帧,回退N帧机制如图4所示^[4].

X频段器间单向通信链路复用火星车X频段下行通道资源,其数据格式、通信协议与对地下行链路一致属于非ARQ系统.当判定X频段中继链路发生数据错误时,采用地面站点播重传机制.

2.4.4 码速率

针对环火中继轨道动态特性,探测器UHF频段器间通信链路前向设计支持7档码速率:分别是1, 2, 4, 8, 16, 32, 64 kbps, 反向设计支持12档码速率:分别是1, 2, 4, 8, 16, 32, 64, 128, 256, 512, 1024, 2048 kbps.近火段,环绕器通过UHF窄波束($\pm 30^\circ$)实现对着陆巡视器的双向通信,并根据中继轨道变化自适应切换通信码速率.自适应码速率方案的实现主要包括以下技术途径.

(1) 信号平滑、信噪比估计与码速率切换机制

UHF频段收发信机接收通道中的自动增益控制(AGC)遥测能在一定程度上反应输入信号的大小.但是,当信号功率在-105 dBm以下时,AGC模块检测到的输入功率中,热噪声占据了主要比重,输入信号功率的变化很难引起AGC的遥测电平出现明显变化.其中,信号功率门限值的大小与AGC的功率检测带宽(AGC模块前端滤波器的带宽)有直接关系.

因此,为了更好地反映弱信号的电平波动,精确评估接收信号的质量情况,设计通过数字信号处理的手

图3 (网络版彩图) 信道编码方式性能对比曲线

Figure 3 (Color online) Comparison curve of channel coding performance.

PLCW(m, n): m 为PLCW的重传标识, n 为确认收到的帧号;

- (1): 接收方回复PLCW(0,1), 说明发送方发送的第0帧已被正确收到, 想要发送方的第1帧.
- (2): 接收方回复PLCW(0,2), 说明发送方发送的第1帧已被正确收到, 想要发送方的第2帧.
- (3): 发送方发送的第2帧没有被正确收到.
- (4): 接收方回复PLCW(1,2), 说明发送方发送的第1帧已被正确收到, 想要发送方的第2帧.
- (5): 接收方回复PLCW(1,2), 说明发送方发送的第1帧已被正确收到, 想要发送方的第2帧.
- (6): 接收方回复PLCW(0,3), 说明发送方发送的第2帧已被正确收到, 想要发送方的第3帧.
- (7): 接收方回复PLCW(0,3), 说明发送方发送的第2帧已被正确收到, 想要发送方的第3帧.
- (8): 接收方回复PLCW(0,4), 说明发送方发送的第3帧已被正确收到, 想要发送方的第4帧.

图4 ARQ软件方案示意图

Figure 4 Diagram of ARQ software scheme.

段对输入信号信噪比(SNR)或载噪比(C/N_0)进行检测.

(2) 码速率切换的信噪比门限设计与实现

具备自适应传输能力的通信系统通常以信噪比作为测量信道条件的标准, 接收端对接收到的信噪比进行实时估计, 并将信噪比与技术指标要求的阈值进行比较, 选择合适的传输速率. 然后, 通过控制消息的形式将合适的码速率反馈给发射端. 当发送端检测到相关的控制消息时, 在正确的时间发出控制命令, 切换传输速率.

针对采用曼彻斯特编码调制方式的特点, 火星探测器中继通信系统提出一种采用基于曼彻斯特编码调制方式的极简信噪比估计算法, 通过该算法能够非常可靠地实现解曼彻斯特码模糊以及辅助降低载波跟踪环路输入频率误差, 降低环路入锁时间, 同时仅仅占用极少的硬件处理资源, 工作机制如下.

(1) 利用曼彻斯特编码的特点, 分离出信号支路与噪声支路, 通过两个支路进行信噪比的估计, 并采用了拟合手段, 获得了更为简化的估计方式;

(2) 针对估计出来的信噪比, 直接作为载波同步辅助的重要判据, 可以在载波跟踪环跟踪能力有限的情况下, 完成初始频偏的快速捕获功能, 加快入锁过程.

探测器X频段器间单向通信链路设计支持9档码速率: 分别是2048 bps, 4096 bps, 32 kbps, 64 kbps, 128 kbps, 256 kbps, 512 kbps, 1024 kbps, 2048 kbps. 环绕器X频段通信机接收到火星着陆巡视器的反向信号经下变频后变至中频进行A/D采样, FPGA软件对采样后的

数字信号进行捕获、跟踪和解调, 为环绕器综合电子分系统提供PCM码流, 并根据遥控指令切换传输速率. X频段通信机FPGA软件主要由五部分组成: 数字下变频及低通滤波、载波捕获、载波跟踪、BPSK解调, 以及码流控制输出. X频段通信机FPGA软件功能框图如图5所示.

下变频模块采用正交下变频方式, 将数字中频信号变到零频附近的I、Q两路, 两路信号分别经过低通滤波器滤除二倍频和带外噪声, 得到I、Q两路基带信号.

滤波器模块选用CIC级联FIR滤波器的方式实现. 在固定滤波器结构的基础上, 通过改变滤波器抽头的参数设置, 调整滤波器带宽及性能, 满足不同码率BPSK信号的需求. 这样的设计在滤除高次谐波的同时, 降低了滤波器对资源的高需求.

接收机载波同步分两个步骤进行: 载波捕获和载波跟踪. 载波捕获模块对接收信号进行FFT分析, 获得当前载波的多普勒频偏信息.

载波跟踪模块在捕获模块获得的多普勒信息基础上对接收信号进行精确的相位跟踪, 从而完成接收机的载波同步.

BPSK解调模块包含码元同步、维特比译码、帧同步、R-S译码等模块. 码同步模块完成PCM码元的时钟同步; 维特比译码模块完成(7, 1/2)卷积编码的译码; 帧同步器的主要功能是接收PCM串行信号和同步时钟, 按照编程给定的数据帧格式规范完成数据帧格

图 5 X频段通信机FPGA软件功能框图

Figure 5 FPGA software function diagram of X-band communication system.

式的提取,产生帧同步脉冲和字同步脉冲以及帧锁定状态指示;R-S译码模块完成R-S(255, 223)译码。

码流控制输出模块,通过异步422接口接收综电模块遥控信号,根据遥控指令切换反向码速率,并通过异步422接口将数据发送至综电模块。

X频段通信机针对载波多普勒频率范围大的特点,为快速可靠的完成载波捕获,采用多个接收通道的并行处理的捕获方法。BPSK解调包含码元同步、维特比译码、帧同步和R-S译码。编译码方式采用R-S+卷积级联码。R-S+卷积级联码综合了两种编码的优点,同时具备纠正随机错误和突发错误的能力。

3 通信链路设计与分析

3.1 通信可见性分析

火面巡视探测阶段,每个火星日最多出现两个器间通信弧段,称其为类型 I 弧段和类型 II 弧段。其中,类型 I 弧段为器间通信过程中中继轨道近火点出现在火星车天顶方向附近,类型 II 弧段为器间通信过程中中继轨道远火点出现在火星巡视器天顶方向附近。类型 I 弧段出现在火星当地日间,通信窗口最长约为 10 min,由于两器距离较近,反向码速率峰值可达到 2048 kbps(编码后),可用于下传工程遥测和大数据量载荷数据等;类型 II 弧段出现在火星当地夜间,通信

窗口相对较长,可达数个小时。类型 I 弧段内的器间通信距离变化范围为265~3500 km,类型 II 弧段内的器间通信距离变化范围为5000~15000 km。

在近火点通信窗口,默认采用UHF频段通信通道为主,同时支持X频段通信通道;在远火点通信窗口,采用X频段通信通道,同时支持UHF频段通信通道。火面工作阶段,环绕器与着陆巡视器器间通信模式如图6所示。

3.2 UHF频段器间通信链路分析

UHF频段中继链路利用两器UHF频段设备进行器间双向通信。该信道前向传输数据率为2 kbps(编码后),反向传输数据率为1~2048 kbps(编码后)。落火后,两器最大通信距离可达15000 km,由于两器UHF频段中继天线在不同的波束范围区域内天线增益不同,仅能在两器UHF频段中继天线 $\pm 30^\circ$ 波束内实现最远15000 km通信,因此,UHF频段器间通信无法对类型 II 弧段进行全部覆盖。

(1) 类型 I 弧段内(通信距离变化范围为265~3500 km),可保证环绕器和火星车在UHF频段中继天线在 $\pm 80^\circ$ 范围内均可正常中继,信道编码为卷积(7, 1/2)。具体码速率情况如下:

(i) 通信距离265~3500 km时,两器天线波束角在 $\pm 80^\circ$ 范围内,根据距离的远近,前向码速率为2 kbps(信道编码后),反向码速率变化范围为2~256 kbps(信道编

图 6 (网络版彩图) 环火大椭圆中继轨道器间通信工作模式示意图
Figure 6 (Color online) Operation mode of large elliptic orbit relay communication link.

码后);

(ii) 通信距离265~3500 km时, 两器天线波束角在 $\pm 30^\circ$ 范围内, 根据距离的远近, 前向码速率为2 kbps(信道编码后), 反向码速率变化范围为16~2048 kbps(信道编码后).

(2) 当通信距离为5000~15000 km时, 环绕器UHF天线的 $\pm 30^\circ$ 锥角范围内均可保证在任一弧段内对火星车的指向. 前向和反向信道编码为卷积(7, 1/2). 具体码速率情况如下:

(i) 通信距离5000~9000 km时, 火星车天线波束角在 $\pm 80^\circ$ 范围内, 根据距离的远近, 前向码速率为2 kbps(信道编码后), 反向码速率变化范围为1~2 kbps(信道编码后); 前向码速率2 kbps(信道编码后)最远可支持12500 km;

(ii) 通信距离5000~15000 km时, 火星车天线波束角在 $\pm 30^\circ$ 范围内, 根据距离的远近, 前向码速率为2 kbps(信道编码后), 反向码速率变化范围为1~8 kbps(信道编码后).

综上所述, 着陆巡视器落火后, UHF频段器间通信反向码速率与器间通信距离、天线方向的关系可概括为两种工况, 详见表2.

在工况1和2情况下, UHF频段器间通信反向码速率与通信距离间的关系如图7和8所示.

表 2 器间通信码速率与通信距离和天线方向的关系

Table 2 The relationship with data rate and distance and antenna direction

	两器连线与环绕器UHF频段中继天线电轴夹角	两器连线与火星车UHF频段中继天线电轴夹角
工况1	$\leq 30^\circ$	$\leq 30^\circ$
工况2	$\leq 30^\circ$	$30^\circ \sim 80^\circ$

图 7 (网络版彩图) UHF频段器间通信性能曲线(近火点). (a) 工况1; (b) 工况2

Figure 7 (Color online) The link performance curve of UHF-band communication (perimartian). (a) Mode 1; (b) mode 2.

图 8 (网络版彩图) UHF频段器间通信性能曲线(远火点). (a) 工况1; (b) 工况2

Figure 8 (Color online) The link performance curve of UHF-band communication (apomartian). (a) Mode 1; (b) mode 2.

3.3 X频段器间通信链路分析

X频段中继通信复用X频段下行通道, 采用X频段定向天线发送返向数据, 对应环绕器中继接收天线, 采用BPSK调制. 码速率32~2048 kbps(编码后)用于环绕器在中继轨道运行期间的X频段器间通信, 15000 km为环绕器在中继轨道运行期间两器最大通信距离, 2048 kbps(编码后)可支持最远5500 km的通信, X频段器间通信返向码速率与通信距离间的关系如图9所示.

4 地面试验验证情况

4.1 UHF频段器间通信效能试验

环火大椭圆中继轨道具有动态范围大、在轨操控难、实时性差等特点. 为了验证探测器中继通信码速率自适应设计的合理性及系统通信效能, 依据实际轨道参数, 开展地面UHF频段器间中继通信效能测试工作.

地面验证系统中的UHF频段收发信机与UHF频段中继通信机与实际在轨中继通信系统所用设备的功能、性能、状态相近. 测试设计利用程控步进式衰减器模拟中继通信链路衰减, 表征环火大椭圆轨道条件下通信距离的动态变化, 对系统全双工通信性能进行测试, 重点验证动态信道条件下的码速率自适应切换功能. 验证系统设备连接关系如图10所示.

在试验方案设计中, 着陆巡视器与环绕器器间UHF频段链路射频信号传输模型可表达为

$$P_{F-R}(\text{dB}) = P_{F-T}(\text{dB}) + P_{AT}(\text{dB}), \quad (1)$$

其中, P_{F-R} 为接收信号功率(UHF频段收发信机入口处), P_{F-T} 为发射信号功率(UHF频段中继通信机出口处), P_{AT}

图9 X频段器间通信性能曲线

Figure 9 The link performance curve of X-band communication.

为可调谐衰减量, 包含UHF频段发射天线净增益 G_z 、馈线损耗 L_c 、天线极化损失 L_p 、自由空间损耗 L_o 、火星大气损耗 L_{at} 、接收天线增益 G_H , 如下所示:

$$P_{AT}(\text{dB}) = G_z + L_c + L_p + L_{at} + L_o + G_H, \quad (2)$$

其中, 自由空间损耗 L_o 可表达为

$$L_o(\text{dB}) = 20\log d + 20\log f + 32.44, \quad (3)$$

其中, d 为信号传输距离, f 为信号工作频率.

另外, 在深空通信中仍需考虑电磁波在大气中的衰减问题. 电磁波在火星大气中的损耗主要来自于大气中氧气和水蒸汽的吸收损耗. 火星大气损耗 L_{at} 可表达为^[5]

$$L_{at} = \frac{1}{18733} \alpha_o n_{E,o} \times H_{M,o} + \frac{1}{969} \alpha_w n_{E,w} \times H_{M,w}, \quad (4)$$

其中, α_o , $n_{E,o}$ 和 $H_{M,o}$ 分别表示氧气的吸收系数和氧气分

图10 (网络版彩图) UHF频段中继通信地面验证系统组成图

Figure 10 (Color online) Diagram of UHF-band relay communication ground verification system.

图 11 (网络版彩图) UHF频段中继通信地面验证测试结果(环绕器天线 $\pm 30^\circ$ 波束). (a) 接收信号功率比与器间通信距离; (b) 返向链路码速率与器间通信距离

Figure 11 (Color online) Verification results of UHF-band relay communication (orbiter antenna beam angle $\pm 30^\circ$). (a) Received signal power and transmission distance; (b) return link data rate and transmission distance.

子数密度, α_w , $n_{E,w}$ 分别表示水蒸气的吸收系数和水蒸气分子数密度.

测试结果如图11所示, UHF频段返向码速率、通信距离和接收信号功率在近火点通信的变化趋势符合码自适应机制, 指标满足探测器中继通信系统设计要求, 可作为UHF频段中继链路设计的依据.

4.2 X频段器间通信效能试验

X频段器间通信地面联试的目的是为验证着陆巡视器X频段深空应答机与环绕器X频段中继通信机的射频信号特性. 着陆巡视器X频段深空应答机与环绕器X频段中继通信机连接关系如图12所示.

测试结果如图13所示, X频段返向码速率在动态信道环境下受中继电平变化影响, 实测的码速率变化曲线与理论模型仿真数值的曲线走势一致, 地面验证结果可作为探测器X频段中继链路设计的依据.

5 在轨验证情况

2021年5月15日7时17分58秒着陆巡视器成功着陆至火星乌托邦平原南部预选着陆区. 5月17日8时15分37秒, 环绕器执行第四次近火制动进入中继通信轨道. 2021年5月22日10时40分, 火星车安全驶离着陆平台至火星表面. 截至2021年8月16日, 火星车共完成85次远火UHF频段通信任务, 85次近火UHF频段通信任务,

图 12 (网络版彩图) X频段中继通信地面验证系统组成示意图

Figure 12 (Color online) Diagram of X-band relay communication ground verification system.

图 13 (网络版彩图) X频段中继通信地面测试结果(误码率 $=10^{-6}$)

Figure 13 (Color online) Verification results of X-band relay communication (BER $=10^{-6}$).

6次前向UHF频段通信、反向X频段通信任务, 下传延时遥测、感知/探测数据以及EDL过程数据, 数据量共计16.5 Gb.

根据实际在轨火星车行驶工作规划, 考虑UHF频段天线与X频段天线特点, 火面工作前期、中期, 每个火星日当地时刻14:00左右开展近火弧段UHF器间通信工作, 通信窗口时长约为8 min; 远火弧段, 在火夜根据任务安排择机选取1 h进行UHF器间通信. 火面工作后期, 考虑大容量载荷数据下传需求及火星车路径规划策略, 在轨开展了6次前向UHF频段、反向X频段器间通信任务, 数据量最高可达550 Mb. 选取2021年6月~7月间60个火星日近火点中继通信反向数据量进行统计, 其中, 7月16日~7月28日间, 由于环绕器过境窗口时长调整, 中继数据下传受限, 地面站接收数据量约为90 Mb/Sol, 具体统计结果如图14所示.

通过对火面工作段反向传输数据量进行统计分析, 并与国外火星探测器中继通信能力进行对比, 我国

图 14 (网络版彩图) 60个火星日火星车反向传输数据量统计
Figure 14 (Color online) Statistics of transmission data by the rover during 60 Mars days.

天问一号火星探测器中继通信系统UHF频段反向数据传输量在单位时间内与美国MRO能力相当, 高于美国

表 3 国内外火星探测器中继通信能力比较^[6]

Table 3 The comparison of relay communication capability of Mars rover

探测器名称	轨道高度	通信协议	码速率(编码后)	平均数据量 (Mb/Sol)	平均通信时长 (Min/Sol)
天问一号 (TW-1)	265 km×15000 km椭圆轨道	CCSDS Proximity-1	UHF频段 前向: 435.6, 437.1, 439.2, 444.6 MHz 反向: 404.4, 401.585625, 397.5, 393.3 MHz		
			前向: 1, 2, 4, ..., 64 kbps [卷积编码, (7, 1/2)] 反向: 1, 2, 4, ..., 2048 kbps [卷积编码, (7, 1/2)]	150 Mb/Sol	8
			X频段 X频段 8400 MHz		
			2048 bps, 4096 bps, 32 kbps, 64 kbps, 128 kbps, 256 kbps, 512 kbps, 1024 kbps, 2048 kbps	500 Mb/Sol	8
火星 奥德赛 (ODY)	400 km 圆形太阳 同步轨道	CCSDS Proximity-1	UHF频段 前向: 8 kbps(非编码) 反向: 8, 32, 128, 256 kbps [卷积编码, (7, 1/2)]		
				111 Mb/Sol	23.4
火星快车 (MEX)	250 km×10142 km 椭圆轨道	CCSDS Proximity-1	UHF频段 前向: 2, 8 kbps(非编码) 反向: 2, 4, 8, ..., 128 kbps [卷积编码, (7, 1/2)]		
				83 Mb/Sol	124
火星侦察轨道器 (MRO)	255 km×320 km 太阳同步轨道	CCSDS Proximity-1	UHF频段 前向: 1, 2, 4, ..., 1024 kbps [卷积编码, (7, 1/2)] 反向: 1, 2, 4, ..., 1024 kbps [卷积编码, (7, 1/2)]		
				327 Mb/Sol	15

Odyssey与欧洲航天局MEX中继通信链路能力。同时,如采用X频段中继通信链路,天问一号探测器中继通信系统返向传输数据量在单位时间内约为美国MRO的2.87倍,国内外火星中继通信系统能力对比结果详见表3。

6 结束语

天问一号火星探测器中继通信系统在轨工作正

常,圆满完成了我国首次火星探测任务工程目标。通过在轨飞行试验验证了火星探测多节点、多体制中继通信方案设计的正确性,验证了远距离、长时延条件下深空探测全自主中继通信技术,为我国后续深空探测任务中地外天体表面探测器器间中继通信系统设计与关键技术的发展提供了宝贵经验,为实现深空探测器器间高效、大容量中继通信奠定了坚实的技术基础。

参考文献

- 1 Edwards C D. Relay communications for Mars exploration. *Int J Satell Commun Netw*, 2007, 25: 111–145
- 2 The Consultative Committee for Space Data Systems. Proximity-1 space link protocol—Data link layer. CCSDS 211.0-B-4, 2008
- 3 Tian J, Han Y, Wang W, et al. The high efficient CCSDS Proximity-1 bidirectional ARQ communication method for MARS exploration. In: *Proceedings of the 72nd International Astronautical Congress*. Dubai, 2021
- 4 Tian J, Wang W, Shi P Y. The full duplex/half duplex and simplex merging method based on CCSDS Proximity-1 protocol (in Chinese). *Microelectron Comput*, 2020, 37: 66–69 [田嘉, 王伟, 史平彦. 一种CCSDS Proximity-1协议下全双工/半双工及单工的融合实现方法. *微电子学与计算机*, 2020, 37: 66–69]
- 5 Zhang T S, Zhang X L, Xu C, et al. Research on Mars-earth communication link budget (in Chinese). *J Telemetry Tracking Command*, 2016, 37: 48–53 [张天胜, 张晓林, 徐驰, 等. 火星-地球通信链路预算方法研究. *遥测遥控*, 2016, 37: 48–53]
- 6 Lewis J A. Mars Odyssey relay operations development. In: *Proceedings of the IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, 2005

Design and verification of the multinode and multisystem relay communication system for the Tianwen-1 Mars Probe

SUN ZeZhou¹, HAN Yu¹, BAI Fan¹, QIANG HuiPing¹, ZHANG Ting¹, XUE Ji¹, WANG MinJian², CHEN Gang³ & LIU YiMing¹

¹ Institute of Spacecraft System Engineering, Chinese Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

² Shanghai Satellite Engineering Research Institute, Shanghai 201109, China;

³ Lunar Exploration and Space Engineering Center, Beijing 100190, China

As an important part of China's first Mars exploration mission, the Tianwen-1 relay communication system is responsible for providing efficient and reliable communication services between the lander-rover and the orbiter and for supporting the completion of the patrol and exploration mission on the Martian surface. Considering the large elliptical relay orbit of the Mars exploration mission, the XHF/UHF dual-band relay communication scheme of the Tianwen-1 probe is introduced in this paper. Moreover, the design, technical mechanism, and verification approach of the critical parts of the relay communication system are given. Finally, the results of the on-orbit flight data are analyzed. The flight verification results show that the newly developed relay communication system of the Tianwen-1 probe successfully achieves the exploration mission objectives. Furthermore, its design, implementation, and application provide technical reference for the subsequent development of China's deep-space relay communication system.

multinode and multisystem, relay communication system, ARQ, large elliptical orbit

doi: 10.1360/SST-2021-0484