



太阳噪声对火星探测测控链路影响

张荣桥¹, 李海涛^{2*}, 董光亮², 王宏², 耿言¹, 刘军³, 金文马⁴, 陈少伍², 刘仲博³, 李赞²

1. 探月与航天工程中心, 北京 100101;

2. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;

3. 西安卫星测控中心, 西安 710043;

4. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094

* 联系人, E-mail: lihaitao@bittt.cn

2022-06-03 收稿, 2022-09-19 修回, 2022-09-21 接受, 2022-09-22 网络版发表

摘要 在深空探测活动中, 随着地球、航天器和太阳之间的相对运动关系变化, 会发生日凌现象. 日凌期间地面测控设备的天线主波束在对准探测器的同时也对准了太阳, 此时太阳所产生的强大电磁辐射会进入地面测控天线的主波束内, 对所接收的探测器信号造成强烈的干扰. 因此, 太阳噪声是影响深空测控通信链路性能的一个重要因素. 在我国首次火星探测“天问一号”任务中, 利用太阳-地球-火星夹角小于 5° 的机会, 即在2021年9月23日至10月23日期间, 利用我国深空测控网位于新疆喀什地区的35 m口径和位于黑龙江佳木斯地区的66 m口径深空测控设备, 开展了日凌期间太阳噪声对“天问一号”测控通信链路影响的研究, 获取了最新的试验成果, 得到了太阳噪声在距离地球4亿千米时对我国深空测控设备X频段测控链路的影响初步规律. 对深空测控站接收的下行遥测数据, 先进行完备性、正确性校验, 然后通过统计遥测接收的误帧率, 评估了太阳噪声对深空测控站接收性能影响的效果. 通过数据分析可以看出, 当方位偏移角小于 3° 后, 太阳热噪声影响增大, 小于 1° 后显著增大; 当俯仰偏移角小于 2° 后, 太阳热噪声影响增大, 小于 0.5° 后显著增大. 由于“天问一号”任务期间正处在太阳活动的平静期, 太阳噪声影响相对较小, 后续在“天问一号”的拓展任务期间, 地面测控系统还将持续监测日凌对测控链路影响情况, 力争获得一个完整太阳活动周期内的数据分析, 以便为后续深空探测活动中太阳噪声影响分析提供更加精确的参考依据.

关键词 火星探测, 天问一号, 日凌, 测控通信链路, 系统噪声温度

2020年7月23日, 我国首次火星探测任务“天问一号”探测器发射取得圆满成功. 2021年2月10日19时52分, “天问一号”探测器实施了近火捕获制动, 3000 N轨控发动机点火工作约15 min, 探测器顺利进入近火点高度约400 km、周期约10个地球日、倾角约 10° 的大椭圆环火轨道, 成为我国第一颗人造火星卫星, 环绕火星获得成功. 2月24日, 探测器进入火星停泊轨道, 开展了为期约3个月的环绕探测, 为顺利着陆火星奠定了基础. 5月15日7时18分, “天问一号”探测器成功着陆于火星乌托邦平原南部预选着陆区, 我国首次火星探测任务

着陆火星取得成功^[1-3].

“天问一号”探测器在地火转移、环火及火星表面运行过程中, 当太阳位于地球和探测器之间的位置时, 探测器和地面深空站之间的测控链路会受到日冕和太阳风影响; 特别是当地球、太阳和探测器位于近似一条直线上时, 会出现“日凌”现象. 日凌又名卫星食, 是指当卫星或者探测器运动到太阳与地球之间的连线上时, 即通常所说的太阳-地球-探测器夹角(sun-earth-probe angle, SEP角)较小时, 地面测控设备的天线主波束在对准探测器的同时也对准了太阳, 此时太阳产生

引用格式: 张荣桥, 李海涛, 董光亮, 等. 太阳噪声对火星探测测控链路影响. 科学通报, 2022, 67: 4289-4296

Zhang R Q, Li H T, Dong G L, et al. Solar noise influence on TT&C link of Mars Exploration Mission (in Chinese). Chin Sci Bull, 2022, 67: 4289-4296, doi: 10.1360/TB-2022-0629

的强大电磁辐射会直接投射在地面测控天线的主波束内,对所接收的探测器信号带来强烈干扰,造成地面接收探测器信号的信噪比严重恶化甚至导致链路中断^[4].特别是当SEP角小于5°时,需要结合探测器和地面深空测控设备性能开展专题分析,以确定影响接收系统性能的边界值,从而合理安排飞控工作计划和数据接收弧段.

在火星探测器进入环绕火星运行轨道或者着陆火星表面之后,火星和地球环绕太阳公转运行而发生的行星聚合现象会引起测控的日凌问题.太阳-地球-火星的聚合现象分为两种情况,分别是太阳-地球-火星的外聚合和内聚合,通常定义聚合为太阳-地球-火星之间的夹角小于5°的情况.根据火星和地球绕太阳运行轨道的周期,在火星探测任务中每26个月就会出现一次火日聚合现象(外聚合和内聚合各一次)^[5].特别是外聚合期间,会出现对地面测控站接收信号的严重影响,导致出现长达一个月左右的时间无法进行天地测控通信的问题.

1 太阳噪声影响测控通信链路的一般机理

太阳辐射频谱覆盖了从射频到光学(包括红外、可见光、紫外)的全部频率范围.太阳辐射温度是波长的函数.在光学频率范围(波长在100~1000 nm),太阳被看作是一个约6000 K温度恒定的黑体,辐射的流量密度相当稳定,只是随着太阳活动周期有微小的变化;然而在射频频段(波长约在1~30 cm),其辐射随着太阳活动的加剧与平静期会有显著不同.研究表明,不论是太阳活跃期还是平静期,在波长小于1 cm范围,来自6000 K黑体辐射源的太阳通量密度远远高于更长的波长,且在1~30 cm波长范围内,太阳活跃期的辐射通量密度远高于平静期^[6-9].

对于深空测控设备接收而言,太阳辐射噪声可以看作是一个宽带辐射噪声,其能量随频率升高而增大,因此,日凌对深空测控接收信噪比的影响取决于太阳噪声的大小、带宽和频率.波长1~30 cm的射频频率在太阳活动活跃期的日凌干扰最为严重,工作频率越高,接收到相应频率的太阳噪声强度也就越大,国际电联(International Telecommunication Union, ITU)给深空测控分配的频率范围也正处在这一频率范围内.太阳黑子是太阳活动最明显的标志,太阳黑子最多的年份被定义为太阳活动极大年,最少的年份则是太阳活动极小年,太阳黑子的平均活动周期为11.2年.目前,太阳

处于第24个活动周期末期和第25个活动周期开始的阶段,国际上预测发生太阳暴的次数(与太阳黑子数量相关)和无线电通量都相对较低^[10].10.7 cm波长太阳辐射通量(单位为SFU, $1 \text{ SFU} = 1 \times 10^{-22} \text{ W m}^{-2} \text{ Hz}^{-1}$)的特征是在最小值之后约4~5年迅速达到最大值,然后6~7年逐渐减小到最小值.每个太阳活动周期内,低年太阳活动水平基本一致,而高年太阳活动却不同,可能具有88年的周期^[11].

日冕和太阳风是由太阳喷发的高密度和强烈震荡的电离气体(等离子体)产生的.这些从太阳发出的粒子流,以400 km/s的速度运动,形成太阳风.太阳风不稳定,在太阳磁场作用下剧烈波动.太阳风等离子体密度随径向距离逐渐衰减.在4倍太阳半径区域内,有很强的湍流和不稳定性,等离子体呈不均匀分布.当射频信号通过这些区域时,也将会导致信号的振幅、频率和相位严重恶化^[12].

2 “天问一号”太阳噪声影响研究性验证

2.1 “天问一号”影响分析

根据美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)深空网在太阳噪声影响测控性能方面的经验,确定SEP角大于5°时对测控链路影响可以不用考虑.我国首次火星探测任务地火转移期间,SEP角均大于5°;进入环火轨道约224天后,即2021年9月23日至10月23日,SEP角小于5°,持续时间约30天,在此期间,从地球上,环绕火星的探测器位于太阳后方,如图1所示.此时,“天问一号”环绕器正在为祝融号火星车提供火星中继通信服务,由于火星车设计寿命仅为90天,因此需要精确计算日凌时间,充分发挥火星车的探测作用.但受认识所限,为了更加稳妥可靠,在设计阶段暂定SEP角小于5°时环绕器和火星车将进入休眠状态.在实际任务过程中,测控系统充分利用进入日凌前的试验实测数据,深入开展了日凌影响分析,得出针对我国测控设备日凌影响的边界值,为出日凌后探测器飞行控制计划安排提供了支持.

2.2 研究方案

根据“天问一号”环绕火星飞行实际轨道的计算结果,SEP角小于5°的时间为2021年9月23日11时(进日凌)至10月23日15时(出日凌).为了确保对“天问一号”的可靠飞行控制,此时采用低收中发模式,即上行使用X频

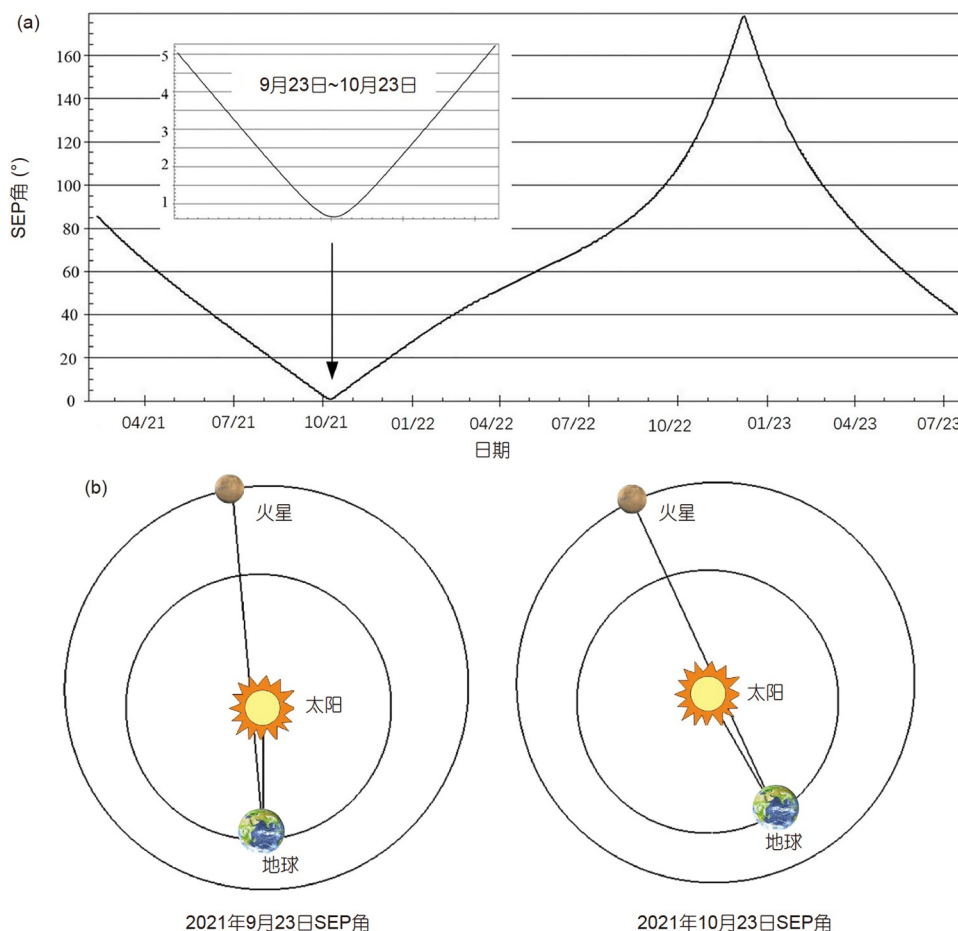


图 1 “天问一号”环火段SEP角变化示意图

Figure 1 Schematic diagram of SEP angle variation during the Mars-orbiting phase of Tianwen-1

段低增益天线(遥控码速率7.8125 bits/s)、下行使用X频段中增益天线(遥测码速率32 bits/s)。

为了减少地面深空站天线跟踪仰角对试验结果的影响,日凌期间每个深空站天线挑选的跟踪弧段仰角基本一致且大于 20° (图2),因此每个深空站每日测控跟踪时长约4 h。为覆盖不同口径测控设备情况,每天上午

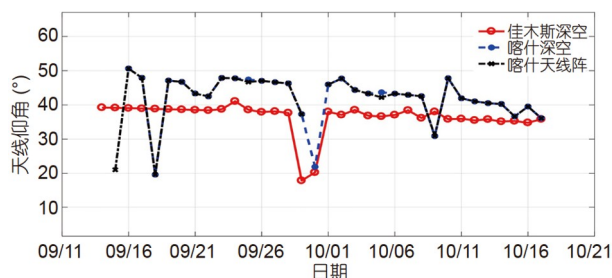


图 2 试验期间深空天线仰角变化图

Figure 2 Elevation of the deep space antenna during the test

使用佳木斯深空站66 m天线跟踪、下午使用喀什深空站35 m天线及 3×35 m天线阵系统(3个口径35 m天线)跟踪,进行信号采集记录用于事后分析。

对太阳热噪声影响的测量可以通过直接测量天线指向太阳时地面测控设备接收机的底噪电平实现^[13]。两个地区深空天线的测量结果如图3所示。通过数据分析可以看出,当方位偏移角小于 3° 后,太阳热噪声影响增大,小于 1° 后显著增大;当俯仰偏移角小于 2° 后,太阳热噪声影响增大,小于 0.5° 后显著增大。考虑到太阳的视直径约为 $31'$,即 0.5° ,35 m设备天线波束宽度 0.07° ,上述测量结果与分析情况基本一致。在X频段,太阳噪声最大的影响是导致底噪增加约20 dB,将对测控通信链路性能造成严重影响。

2.3 数据统计与分析

先将深空测控设备接收的下行遥测数据进行帧同

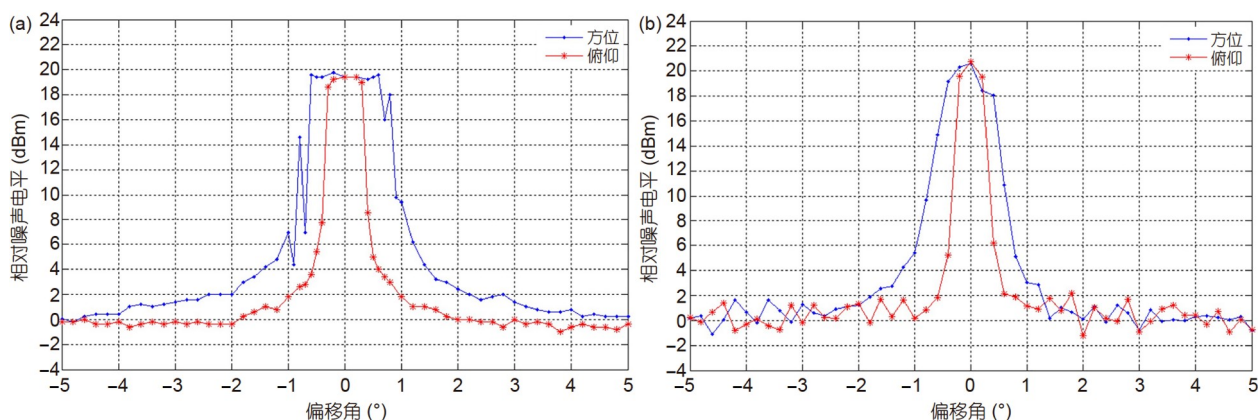


图3 66 m天线(a)和35 m天线(b)太阳噪声测量结果

Figure 3 Solar noise measurement results of the 66 m antenna (a) and the 35 m antenna (b)

步, 然后进行完备性、正确性校验, 对于校验错误的遥测帧不进行处理, 通过该方法统计太阳噪声对接收性能的影响情况。

2021年9月14日~10月2日, 喀什深空站35 m天线接收遥测无丢帧、错帧现象。10月3日(SEP角约 1.7°)起, 喀什深空站35 m天线接收下行遥测正确帧数少于理论应接收帧数, 下行遥测错帧数随着SEP角减小有逐渐增多趋势。10月6日下午, 喀什深空站35 m天线、喀什 3×35 m天线阵跟踪弧段内遥测信号频繁闪锁(SEP角 0.899°), 遥测无法显示。10月12日, 信号开始锁定, 遥测数据基本正常(SEP角 1.804°), 3×35 m天线阵接收遥测未出现丢帧、错帧, 而35 m天线接收不稳定, 10月16日后遥测接收未出现丢帧、错帧。喀什深空站35 m天线及 3×35 m天线阵接收数据帧数和丢帧、错帧情况如表1所示。

10月1日, 佳木斯深空站66 m天线跟踪弧段内开始出现遥测错帧现象(SEP角 2.44°); 10月6日, 错帧数逐渐增多; 10月12日开始, 遥测接收恢复正常(10月16日SEP角为 2.668° 时, 出现错帧与天气有关)。佳木斯深空站66 m天线数据帧数和错帧率如表2所示。

2.4 研究结果

试验期间, 各深空站在每个跟踪弧段分别将天线对冷空和接收下行信号时的频谱图像进行保存, 对噪声功率谱密度和信号电平进行了测量和记录(用于折算接收信噪比)。从10月3日开始, 各深空站天线逐渐出现下行信号闪锁现象, 符合预期, 详细记录如表3所示。可以看出, 对于佳木斯深空站66 m天线, 当SEP角为 3° 时, 32 bits/s数据接收的下行信道余量约为2.8 dB(门限取21.5 dB), 基本满足任务设计时3 dB余量的标称要求;

当SEP角为 2° 时, 32 bits/s数据接收的下行信道余量约为0.3 dB。对于喀什深空站35 m天线, 当SEP角为 3° 时, 32 bits/s数据接收的下行信道余量约为-1.4 dB。对于喀什天线阵系统, 当SEP角为 2° 时, 32 bits/s数据接收的下行信道余量约为2.7 dB, 基本满足任务设计时3 dB余量的标称要求。

通过对试验数据进行研究和分析, 在距离地球4亿km时, 对佳木斯深空站66 m天线X频段, 当SEP角大于 3° 时, 太阳噪声的影响基本可以忽略; 对喀什天线阵系统X频段, 当SEP角大于 2° 时, 太阳噪声的影响基本可以忽略。

3 国外研究成果

NASA为了确定日凌发生时, 地面大口径天线由太阳噪声所引起的天线系统噪声温度升高对深空测控链路的影响, 于1987~1996年利用戈尔德斯通深空测控通信综合设施内的26和34 m天线, 分别在S、X和Ka频段上进行了距太阳视圆盘中心 5° 以内范围的跟踪实验。NASA对多次测试数据的分析结果表明, 所有天线的测试数据按照指数函数拟合后均可达到较好的效果, 并可以根据不同时间太阳通量密度对太阳噪声温度的影响进行预报。

根据NASA深空网的太阳噪声测量试验(第22个太阳活动周期期末, 当时太阳无线电通量约为70 SFU), 对于34 m天线, 在X频段太阳噪声影响的大小 T_{sun} 可以近似拟合为SEP角 θ 的函数:

$$T_{\text{sun}} = \begin{cases} 1400e^{-5.1\theta}, & 0.35^\circ < \theta \leq 0.75^\circ, \\ 86e^{-1.4\theta}, & \theta > 0.75^\circ, \end{cases} \quad (1)$$

表 1 喀什深空站35 m天线和3×35 m天线阵系统接收数据帧数

Table 1 The number of data frames received by the 35 m antenna and the 3×35 m antenna array system of Kashi Deep Space Station

日期	SEP角(°)	天线理论帧数	天线正确帧数	天线错帧率(%)	天线阵理论帧数	天线阵正确帧数	天线阵错帧率(%)
2021-10-01	2.36	56	56	0	56	56	0
2021-10-02	2.04	55	55	0	57	57	0
2021-10-03	1.73	56	55	1.79	56	56	0
2021-10-04	1.435	56	48	14.29	56	51	8.93
2021-10-05	1.152	55	33	40.00	44	44	0
2021-10-06	0.899	56	0	100	56	0	100
2021-10-07	0.715	56	0	100	56	0	100
2021-10-08	0.65	56	0	100	56	0	100
2021-10-09	0.755	56	0	100	56	0	100
2021-10-10	0.95	56	0	100	56	0	100
2021-10-11	1.213	56	0	100	56	0	100
2021-10-12	1.525	56	2	96.43	56	56	0
2021-10-13	1.804	56	11	80.36	54	54	0
2021-10-14	2.114	56	55	1.79	56	56	0
2021-10-15	2.429	56	50	10.71	56	56	0
2021-10-16	2.747	56	56	0	56	56	0
2021-10-17	3.068	56	56	0	56	56	0

表 2 佳木斯深空站66 m天线接收数据帧数

Table 2 The number of data frames received by the 66 m antenna of Jiamusi Deep Space Station

时间	SEP角(°)	理论帧数	正确帧数	错帧率(%)
2021-09-30	2.69	57	57	0
2021-10-01	2.44	53	52	1.89
2021-10-02	2.12	56	56	0
2021-10-03	1.81	56	56	0
2021-10-04	1.51	56	56	0
2021-10-05	1.22	56	56	0
2021-10-06	0.958	56	48	14.29
2021-10-07	0.75	56	30	46.43
2021-10-08	0.65	56	12	78.57
2021-10-09	0.708	56	40	28.5
2021-10-10	0.892	56	32	42.8
2021-10-11	1.143	56	5	91.07
2021-10-12	1.426	56	56	0
2021-10-13	1.726	56	56	0
2021-10-14	2.035	56	56	0
2021-10-15	2.35	56	56	0
2021-10-16	2.668	56	51	8.93
2021-10-17	2.988	56	56	0

由式(1)可知,在X频段,当偏移角小于 0.35° 时,太阳噪声的贡献可能会超过300 K;当偏移角大于 4° 时,则太阳噪声的贡献就可以忽略不计了。

NASA在其历次火星探测任务中均面临了太阳-地球-火星聚合时的天地测控问题,经过了多次的工程任务实践,积累了相关经验.其中,好奇号火星车在火星表面运行第一年,即2013年4月太阳-地球-火星聚合期间,在SEP角为 3° 以上时,好奇号火星车满足了高增益天线下行速率176 bits/s、上行速率1 kbits/s的测控需求^[14];在2019年9月太阳-地球-火星聚合期间,随着SEP角变化,NASA火星勘察轨道器(Mars Reconnaissance Orbiter, MRO)天地链路信噪比也发生变化,9月9日在SEP角约 2.5° 时进行了标准的火星表面中继,为好奇号火星车和洞察号着陆器成功进行了数据中继传输^[14,15].其他深空探测任务也出现过与太阳聚合期间的测控问题,如在NEAR小行星探测任务的1997年太阳聚合期间,当SEP角大于 2.3° 时,X频段遥测误帧率接近于零,在 1.3° 时遥测误帧率则达到了46%,在 1.1° 时遥测误帧率则已经高达97%.在卡西尼号2001年太阳聚合期间,当SEP角大于 2.2° 时,X频段遥测误帧率非常小,在 1.8° 时则高达18.6%^[16,17].

表 3 “天问一号”日凌期间信道余量估算表

Table 3 Estimation table of the channel margin during the solar conjunction of Tianwen-1

SEP角(°)	信噪比(32 bits/s)			信道余量(dB)		
	佳木斯深空站66 m	喀什深空站35 m	喀什天线阵3×35 m	佳木斯深空站66 m	喀什深空站35 m	喀什天线阵3×35 m
0.651	13.5	13	14	-8	-8.5	-7.5
1.0	15.6	15	15.7	-5.9	-6.5	-5.8
1.5	20.5	16.6	22.7	-1	-4.9	1.2
2.0	21.8	18.9	24.2	0.3	-2.6	2.7
2.5	23.7	19.8	26.6	2.2	-1.7	5.1
3.0	24.3	20.1	27.5	2.8	-1.4	6

在太阳-地球-火星外聚合期间, 太阳噪声会引起地面大口径测控天线接收噪声的显著提高, 导致接收性能严重恶化, 最终导致天地测控通信链路中断. 当SEP角很小时, 或者说探测器和地面测控天线之间的信号传输路径穿过太阳边缘附近的时空时, 由于日面抛射带电粒子密度的变化和太阳风速度的变化, 信号将会明显减弱, 并伴随有信号振幅闪烁、相位闪烁和频谱展宽现象. NASA卡西尼号探测器在2000年5月和2001年6月太阳聚合期间, 获取了SEP角在 $3^{\circ}\sim 0.6^{\circ}$ 的X频段和Ka频段信号数据. 这两次超级聚合点发生在第23个太阳活动周期的高峰附近. 当时地面深空站观测到, 随着航天器与太阳之间角度的减小, 相位闪烁和频谱展宽的幅度增大. 振幅闪烁的幅度随着与太阳角距的减小而增加, 直到饱和. 频谱展宽是观测到的信号带宽增加, 这是由信号中的太阳带电粒子引起的多普勒频移造成的^[18]. 2001年6月, 卡西尼号还进行了X频段和Ka频段同时数据传输试验, 结果表明, 在SEP角很小时,

Ka频段载波信号的波动明显小于X频段信号^[19].

4 结论

利用“天问一号”日凌影响时间, 我国深空测控设备开展了32 bits/s码速率数据接收时太阳噪声影响研究, 取得了4亿km和X频段工作时的影响规律. 对于佳木斯深空站66 m天线, 当SEP角大于 3° 时, 太阳噪声的影响基本可以忽略; 对于喀什天线阵系统, 当SEP角大于 2° 时, 太阳噪声的影响基本可以忽略. 由于任务期间太阳活动处在平静期, 太阳噪声影响相对较小, 后续在拓展任务期间, 地面测控系统还将持续监测日凌对测控链路的影响情况, 力争获得一个完整太阳活动周期内的分布规律, 以便为后续我国小行星探测、火星采样返回等深空探测活动中太阳噪声影响分析提供更加精确的参考依据. 考虑到未来Ka频段作为深空测控通信重要频段, 还需要进一步加强太阳噪声对Ka频段深空测控链路影响的研究与试验验证.

参考文献

- Zhang R Q, Geng Y, Sun Z Z, et al. Technical innovations of the Tianwen-1 mission (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2022, 43: 626689 [张荣桥, 耿言, 孙泽洲, 等. 天问一号任务的技术创新. *航空学报*, 2022, 43: 626689]
- Zhang R Q. China's First Mars Exploration Program (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 2021 [张荣桥. 中国首次火星探测工程. 北京: 中国宇航出版社, 2021]
- Geng Y, Zhou J S, Li S, et al. A brief introduction of the first Mars exploration mission in China (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2018, 5: 399–405 [耿言, 周继时, 李莎, 等. 我国首次火星探测任务. *深空探测学报*, 2018, 5: 399–405]
- Li Z, Fan M, Li H T. Effect of solar noise on receiving system noise temperature (in Chinese). *J Spacecr TT&C Technol*, 2009, (6): 15–19 [李赞, 樊敏, 李海涛. 太阳噪声对地面站噪声温度影响分析. *飞行器测控学报*, 2009, (6): 15–19]
- Morabito D D, Hastrup R. Communications with Mars during periods of solar conjunction: Initial study results. *The Interplanetary Network Progress Report*, 2001, 42-147: 1–16
- Ho C, Slobin S, Kantak A, et al. Solar Brightness Temperature and Corresponding Antenna Noise Temperature at Microwave Frequencies. *The Interplanetary Network Progress Report*, 2008, 42-175: 1–11
- Valley S L. *Handbook of Geophysics and Space Environments*. New York: McGraw Hill Publishing Company, Inc., 1965

- 8 Kraus J D. Radio Astronomy. 2nd ed. Powell, Ohio: Cygnus-Quasar Books, 1986
- 9 Linsky J L. A recalibration of the quiet Sun millimeter spectrum based on the Moon as an absolute radiometric standard. *Sol Phys*, 1973, 28: 409–418
- 10 The Space Weather Prediction Center (SWPC) of the National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA). Solar Cycle Prediction Progression. <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>
- 11 DSN Telecommunications Link Design Handbook (810-005)-105, Rev. E. Atmospheric and Environmental Effects. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. 2015
- 12 DSN Telecommunications Link Design Handbook (810-005)-106, Rev. B. Solar Corona and Solar Wind Effects. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. 2010
- 13 Qin S Y, Xu D S. Antenna Engineering Measurement Technology of Satellite Communication Ground Station (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 1992 [秦顺友, 许德森. 卫星通信地面站天线工程测量技术. 北京: 国防工业出版社, 1992]
- 14 Taylor J. Deep Space Communications. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2016
- 15 Quade J, Anabtawi A, Thomas S, et al. Communications with Curiosity during Solar Conjunction. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2020
- 16 Morabito D D, Hastrup R. Communicating with Mars during periods of solar conjunction. In: Proceedings of the 2002 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana, 2002
- 17 Morabito D D, Shambayati S, Finley S, et al. The Cassini May 2000 solar conjunction. *IEEE Trans Antennas Propagat*, 2003, 51: 201–219
- 18 Morabito D D. Solar event signatures impressed upon spacecraft radio signals. In: American Geophysical Union Spring 2002 Meeting, Paper SH32B-05, 2002
- 19 Morabito D D. Ka-band and X-band observations of the solar corona acquired during the Cassini 2001 superior conjunction. In: 8th Ka-Band Utilization Conference Baveno/Stresa-Lake Maggiore, Italy, 2002

Summary for “太阳噪声对火星探测测控链路影响”

Solar noise influence on TT&C link of Mars Exploration Mission

Rongqiao Zhang¹, Haitao Li^{1*}, Guangliang Dong², Hong Wang², Yan Geng², Jun Liu³, Wenma Jin⁴, Shaowu Chen², Zhongbo Liu³ & Zan Li²

¹ Lunar Exploration and Space Engineer Center, Beijing 100101, China;

² Beijing Institute of Tracking & Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

³ Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China;

⁴ Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China

* Corresponding author, E-mail: lihaitaoi@bittt.cn

During deep space exploration activities, solar conjunction occurs due to changes in the relative motion between the Earth, the spacecraft and the Sun. During solar conjunction, the main beam of the antenna of the ground deep space TT&C equipment is aligned with the spacecraft as well as the sun. At this time, the strong electromagnetic radiation generated by the sun will enter the main beam of the ground deep space TT&C antenna and bring strong interference to the spacecraft signal received. Therefore, solar noise is an important factor affecting the performance of deep space TT&C communication link. During China's first Mars Exploration Mission—Tianwen-1, the opportunity of the Sun-Earth-Mars angle-off less than 5° will be used for the first time, that is, from September 23 to October 23, 2021, the 35 m diameter deep space TT&C equipment of China's Deep Space Tracking and Control Network located in Kashi, Xinjiang and Jiamusi, Heilongjiang. The influence of solar noise on the TT&C communication link of Tianwen-1 during solar conjunction was studied, the latest experimental results were obtained, and the preliminary law of the influence of solar noise on the X band TT&C link of China's deep space TT&C equipment when the distance from the Earth is 400 million kilometers was obtained. The completeness and correctness of the downlink telemetry data after frame synchronization of the deep space TT&C station were verified, and the effect of solar noise on the reception performance of the deep space TT&C station was evaluated by calculating the frame error rate of the telemetry received. According to data analysis, when the azimuth deviation angle is less than 3° , the influence of solar thermal noise increases, and when the azimuth deviation angle is less than 1° , the influence of solar thermal noise increases significantly. When the deviation angle is less than 2° , the influence of solar thermal noise increases, and when the deviation angle is less than 0.5° , the influence of solar thermal noise increases significantly. Since the Tianwen-1 Mission is in the midst of an 11-year lull in solar activities, the impact of solar noise is relatively small. During the extended mission of Tianwen-1, the ground deep space TT&C system will continue to monitor the influence of the TT&C link during solar conjunction, and strive to obtain the influence information of a complete solar activity cycle, so as to provide more accurate reference for the analysis of the influence of solar noise in the subsequent deep space exploration activities. Considering that Ka-band will be an important frequency band for deep space TT&C communication in the future, it is necessary to further strengthen research and experimental verification of the influence of solar noise on the deep space TT&C link at Ka-band.

Mars exploration, Tianwen-1, solar conjunction, TT&C link, system noise temperature

doi: [10.1360/TB-2022-0629](https://doi.org/10.1360/TB-2022-0629)