“鹊桥二号”中继星天线主被动复合热控设计方法

李挺豪[1]，孙腾飞[1]，任红艳[1]，杨昌鹏[1]，高宇纯[1]，张立华[2]
（1. 北京空间飞行器总体设计部 航天器热控全国重点实验室，北京 100094；2. 航天东方红卫星有限公司，北京 100094）

摘　要：针对探月工程四期面临的月球背面与地球之间通信“盲区”的问题，“鹊桥二号”中继星运行在环月大椭圆冻结轨道，利用携带的伞状可展开抛物面天线、二维可驱动抛物面天线等关键通信载荷为月球背面探测任务提供了稳定的通信链路。面对“鹊桥二号”中继星外热流环境恶劣、电缆和运动组件热控难度大的难题，提出主被动复合设计方案，通过对环月大椭圆冻结太阳同步轨道开展外热流环境分析，结合天线工作模式和各组件状态确定了热控设计方法，使用Thermal Desktop分析软件对天线进行了热仿真分析，并根据计算结果指导组件补充材料级低温存储试验，仿真计算结果表明天线各组件温度满足指标要求。“鹊桥二号”成功发射后，天线在轨温度水平良好，特别是“嫦娥六号”任务期间中继星天线圆满完成人类首次月背采样中继通信任务。为深空探测任务天线热控设计提供参考借鉴。

关键词：鹊桥二号；天线；热设计
中图分类号：V19　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**2096-9287(2026)02-0136-07
DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20250130
引用格式：李挺豪，孙腾飞，任红艳，等. “鹊桥二号”中继星天线主被动复合热控设计方法[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（2）：136-142.
Reference format: LI T H，SUN T F，REN H Y，et al. Thermal control design and verification of Queqiao-2 satellite antenna with active-passive methods[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（2）：136-142.

引　言

“鹊桥二号”中继星是中国探月工程四期的关键空间基础设施，旨在解决月球背面与地球通信“盲区”的问题。卫星利用携带的伞状可展开抛物面天线、二维可驱动抛物面天线等通信设备为月球背面探测任务提供了稳定的通信链路，有力保障了“嫦娥六号”成功完成人类历史上首次月球背面采样返回任务，后续将支持“嫦娥七号”“嫦娥八号”等任务并完成月球水冰探测等工作[1-3]。“鹊桥二号”中继星运行在环月大椭圆冻结轨道（Elliptical Frozen Orbit，EFO），具有保持相对地球和月球稳定位置的特性，确保支持对月球背面探测任务的连续通信[4]。

任红艳等[5]对“嫦娥四号”鹊桥中继星整星热设计进行了研究，重点关注地月平动点Halo轨道整星的热控设计状态，仅简单介绍了伞天线热设计方案。与“鹊桥一号”中继星相比，“鹊桥二号”采用环月大椭圆冻结轨道，同时卫星设计寿命由3年增加到8年，寿命末期热控涂层性能退化加剧，并且由于地球遮挡的影响，“鹊桥二号”最长阴影时间约5 h[6-9]，星外天线设备需面临无任何光照的极端低温环境挑战。

王波等[10-11]对可展开和伞状天线进行了热分析及试验验证，主要关注地球轨道天线反射器热设计相关研究，未涉及天线电缆和运动组件。“鹊桥二号”中继星所采用的特殊环月大椭圆冻结轨道外热流环境比地球轨道更为复杂恶劣，同时二维天线和伞天线均需在轨展开，且二维天线工作时保持运动状态，存在伞天线展开路径长、包络范围大的特征，热控设计需充分考虑热控实施可操作性，确保天线运动不受干涉。

本文针对“鹊桥二号”中继星伞状可展开抛物面天线和二维可驱动抛物面天线热控需求，通过环月大椭圆冻结轨道外热流环境分析，重点关注天线内部有源组件状态，结合中继星各任务阶段天线的工作模式，开展了详细热控设计，并采用热控建模仿真分析和在轨测试的方法对热控设计有效性进行了验证，为深空探测任务天线热设计提供参考。

1　“鹊桥二号”中继星热控分析

1.1　卫星天线

“鹊桥二号”中继星总重约1 200 kg，采用承力筒式构型，设计寿命为8年。二维可驱动抛物面天线（二维天线）安装在卫星−*X*面，采用环焦反射面天线，发射

收稿日期：2025-11-11　修回日期：2026-01-20
基金项目：国家重大专项工程

时天线均锁紧在卫星舱板上，入轨后展开，天线在轨工作时处于零位状态，*X*/*Y*双轴指向机构转动范围均为± 90º。伞状可展开抛物面天线（伞天线）通过中心固面反射器的环形支撑结构安装在卫星 + *Z*顶板，采用径向肋伞状可展开结构形式，天线展开后口径超过4 m，伞天线在发射时收拢，星箭分离后解锁展开至工作状态，如图1所示。

1.2　发射轨道分析

“鹊桥二号”整个飞行过程包括发射段、地月转移段、月球捕获段、24 h周期中继使命段、中继轨道过渡段、12 h周期中继使命段，典型轨道主要包括地月转移轨道、捕获轨道、24 h中继使命轨道、过渡轨道和12 h中继使命轨道，具体如图2所示[12]。“鹊桥二号”中继轨道最长阴影时间出现在中继轨道升交点或降交点附近，太阳在中继轨道面内时，月食期间中继轨道最长阴影时间不超过300 min。卫星在轨运行典型姿态主要有对日定向姿态和对月中继跟踪姿态。

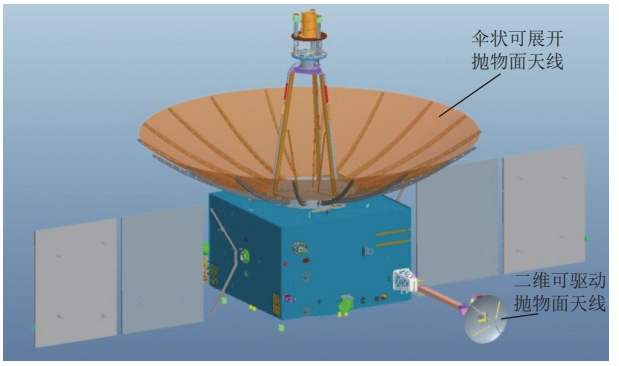


图 1　天线示意图
Fig. 1　Queqiao-2 satellite antenna

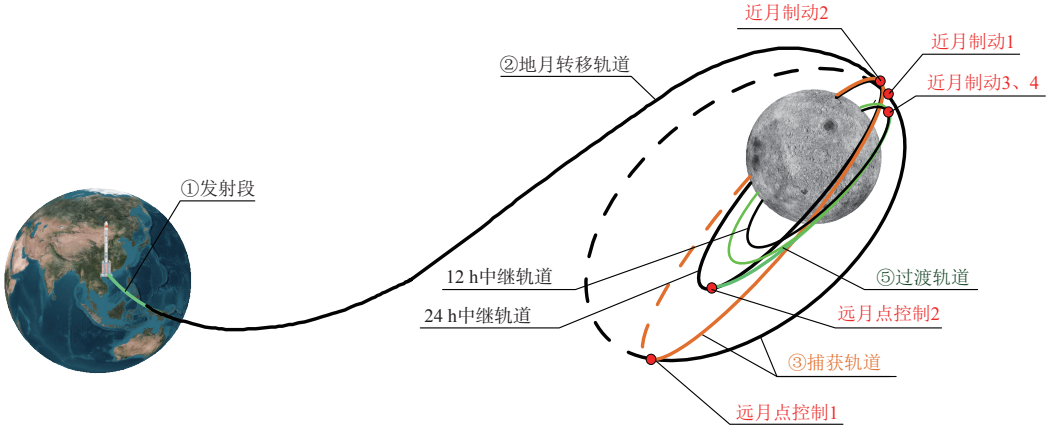


图 2　“鹊桥二号”中继星飞行轨道
Fig. 2　Queqiao-2 relay satellite flight orbit

1.3　工作模式和热耗

二维天线发射时锁紧在卫星舱板上，展开到位锁定前为待机模式，除天线加热回路主动控温外其它设备均处于关机状态。二维天线展开后正常工作模式有Ka频段和S频段两种，其中*X*/*Y*转动单元热耗4.5 W，Ka频段工作时展开臂波导、入舱波导和连接波导热耗分别为6.84、2.2 和2.15 W，其余组件热耗均小于1 W；S频段工作时单次展开电缆和多次转动电缆热耗达到9.77 W和2.91 W，一体化S网络组件和馈源组件热耗为1.97 W和1.11 W，其余组件热耗均小于1 W。

伞天线在发射时收拢，星箭分离后解锁展开至工作状态，天线仅在发射通道工作时产生热耗，其中连接发射波导组件热耗为5.44 W，均布在波导内表面；中心固面反射器热耗为0.48 W，均布在反射器表面；其余滤波器、圆极化器、矩圆过渡和波纹喇叭热耗均小于1 W，均布设在通道内表面。

1.4　热控难点分析

对“鹊桥二号”星外天线来说，热控面临的主要问题包括：外热流环境恶劣、天线高频电缆和运动组件等热控难度大。

相比于传统卫星，由于月球中继卫星需要保障月球与地球之间的通信，卫星轨道选取较特殊。其中“鹊桥”中继星所在的地月平动点Halo轨道外热流主要为太阳热流，而“鹊桥二号”中继星所在的环月大椭圆冻结轨道还需分析月球对卫星外热流的影响。“鹊桥二号”中继星天线在轨过程中，一方面天线本身受到各个方向太阳直射的外热流变化非常剧烈；另一方面天线也会受到月球红外、太阳翼、舱板二次红外的影响，并且伞天线和二维天线之间也互相受到二次红外影响，因此计算中必须兼顾考虑太阳直接辐射、月球反照及红外的综合影响，最后天线还将面临最长阴影时间约5 h的无任何光照极端低温挑战。

对于二维天线，为确保天线运动包络不受影响，无法对电缆进行处理，只能保持原始表面状态，但高频电缆热耗较大，单次展开电缆的单位长度热耗6.1 W/m，多次转动电缆单位长度热耗4.9W/m，总热耗达到了9.77 W和2.91 W，占天线总热耗47%，因此需考虑电缆的散热问题。对于伞天线，受天线运动约束无法采用主动热控措施，需重点关注中继星5 h长阴影条件下电缆和运动组件的最低温度满足指标要求。

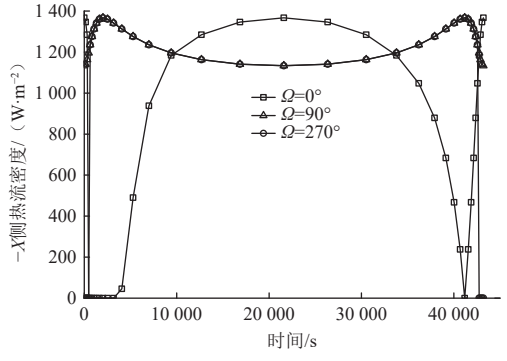
2 天线热控设计方案

2.1 环月大椭圆冻结太阳同步轨道外热流分析

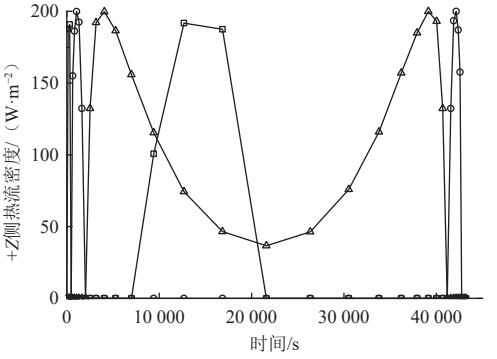
“鹊桥二号”中继星的特殊轨道使得外热流环境非常恶劣，外热流分析重点关注星上天线安装的$-X$和$+Z$向外热流变化情况。

卫星发射后伞天线随即展开，姿态正常后二维天线解锁展开，随后进入地月转移轨道，在地月转移轨道和捕获轨道阶段，中继星采用$+Z$对日定向姿态，太阳直射伞天线正面，由于卫星距地球和月球距离较远，可不考虑地球和月球红外的影响。

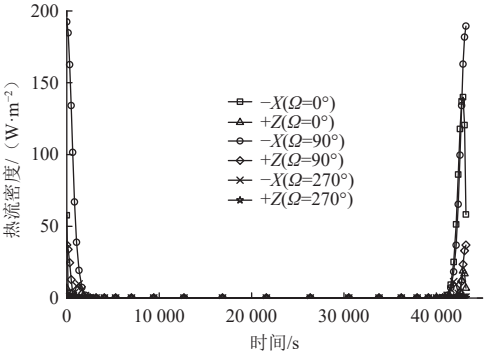
进入使命轨道后，无中继任务阶段卫星继续采用$+Z$对日定向姿态；有中继任务阶段，卫星采用对月中继跟踪姿态，给出了12 h中继使命轨道在不同升交点赤经卫星$-X$面和$+Z$面的外热流情况如图3所示，其中太阳热流包括太阳直射热流和月面反射热流，红外热流指月球红外热流[13]。从图3曲线可以看出，天线在轨工作期间主要受太阳热流的影响，而月球红外热流在近月点附近最大约为190 W/m^2，对天线外热流有较大的影响，在远月点附近月球红外热流较小，对天线影响可以忽略。对于太阳热流，在升交点赤经0～360°范围内变化剧烈，最大外热流均出现在阳光直照时。二维天线所在的$-X$侧最大外热流最高接近1 400 W/m^2，伞天线所在的Z侧最大外热流相对较小，最高约为200 W/m^2。



（a）二维天线安装面不同升交点赤经下到达太阳热流



（b）伞天线安装面不同升交点赤经下到达太阳热流



（c）二维天线（$-X$）/伞天线（Z）安装面不同升交点赤经下到达红外热流

图3 中继星环月大椭圆轨道天线安装面到达热流曲线

Fig. 3 Arrival heat flow curve of antenna installation surface of large elliptical orbit around the Moon of Queqiao-2

2.2 主被动复合热设计方案

为确保天线在轨可靠展开，工作时运动包络不受干涉，天线热设计受到的限制较多，需在继承成熟型号经验的基础上进行针对性优化设计，天线现场热控实施照片如图4所示。

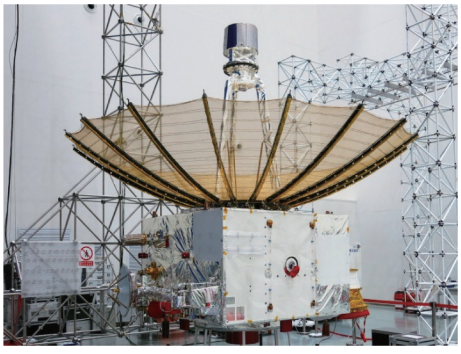
二维天线主被动一体化热设计：对于二维天线，热设计充分继承了成熟型号的设计状态，在天线主体与星体之间采用隔热设计，为减小二者间的热传导，要求天线安装螺钉除加装玻璃钢隔热垫片外，并要求与舱内连接波导采用低膨胀合金材料。为保证长期受光照情况下组件温度水平和有源组件的散热需求，在主反射器（凹面）、副反射器（外表面）、馈源套筒、X/Y转动单元、旋转关节、波导组件表面喷涂ACR-1G白漆。为减少外热流波动对组件温度的影响，对主反射器（凸面）、跟踪机构、展开臂、展开转动单元、展开机构、支座、锁紧释放装置包覆多层隔热组件。为满足外热流较小特别是最长约5 h阴影条件下的温度不至于过低，在X/Y转动单元、旋转关节、展开转动单元、锁紧释放装置设置主动控温。

二维天线运动电缆主动控温设计：二维天线电缆在轨时外热流变化剧烈且电缆本身热容小，同时天线工作时电缆热耗较大，但为确保天线运动包络不受影

响，无法对电缆进行处理，只能保持原始表面状态。为保证最长约5 h阴影条件下电缆温度不至于过低，需设置二维天线开机保证电缆温度满足指标要求。



（a）收拢状态



（b）展开状态

图 4　天线热控实施照片

Fig. 4　Antenna thermal control implementation photo

伞天线全被动热设计：伞天线展开后天线口径超过4 m，以“鹊桥一号”X波段抛物面天线（X天线）状态为研制基线，并结合“鹊桥二号”轨道和姿态变化进行适应性分析。由于伞天线受展开条件约束，无法采用主动控温，热控设计采用全被动手段。与二维天线类似，为减少星体与天线之间的互相影响，在天线与星体之间加装玻璃钢隔热垫片；为适应外热流的变化，在反射器中心组件外表面喷涂ACR-1G白漆，对锁紧圆盘、馈源安装盘和主支杆包覆多层隔热组件；为保证电缆温度适宜，要求在电缆外表面粘贴F46镀银二次表面镜。伞天线热耗主要集中在波导组件上，由于波导采用空心结构导致热容较小，在热耗及外热流变化共同作用下温度波动剧烈，因此在波导表面喷涂ACR-1G白漆进行温度控制。

伞天线肋组件复合热设计：伞天线肋组件结构复杂，是伞天线的主支撑结构，其天线肋组件详细图解如图5所示，在碳板条朝向金属网的表面缝制一层F46镀银二次表面镜以保证肋组件的温度不至于过高，在弹簧外侧包覆一层单面镀铝聚酰亚胺膜以保证肋组件的温度不至于过低。

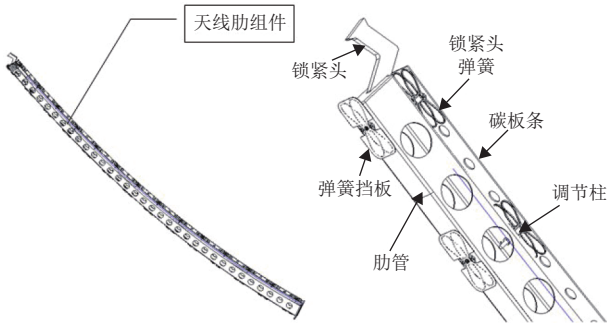


图 5　伞天线肋组件详细图解

Fig. 5　Antenna rib component detailed drawing

3　热分析仿真、试验及在轨验证

3.1　仿真分析及地面试验

根据天线结构、材料和表面特性等输入条件，同时结合天线与卫星本体几何位置关系，按照热等效原则进行适度简化，使用Thermal Desktop热分析软件建立了天线热仿真分析模型，如图6所示。

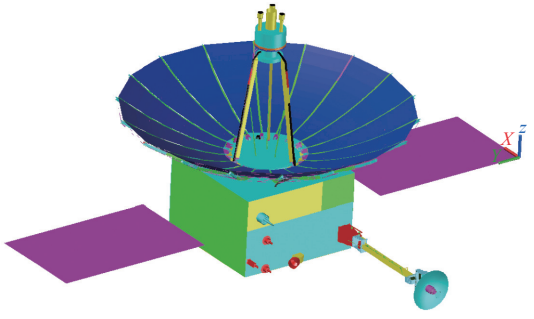


图 6　天线热仿真分析模型

Fig. 6　Thermal analysis model of antenna

针对天线在轨的温度水平进行仿真分析，为覆盖天线全生命周期的高低温工况，仿真分析结合热控涂层退化遍历了卫星在轨的所有轨道和姿态，包括地月转移轨道工况、24 h中继使命轨道低温工况、12 h中继使命轨道低温工况和高温工况（3种指向）、5 h长阴影低温工况。

两种天线仿真分析计算结果如表1和表2所示，从热分析结果可以看出，卫星在轨高低温工况下天线各组件温度均满足指标要求。其中二维天线低温工况下设置在X/Y转动单元、旋转关节、展开转动单元的主

动控温加热回路开启工作，保证组件温度满足下限要求，特别地在5 h长阴影低温工况下，电缆温度在天线开机情况下满足指标下限要求；对于伞天线，由于天线运动约束只能采用全被动热控设计，仿真分析结果表明在5 h长阴影情况下，金属网和张力网最低温度达到了–233.7 ℃，已超过传统试板级低温液氮存储试验范围，因此专门补充进行了材料级30 K低温液氦存储试验，结果表明金属网和张力网可耐受–243 ℃低温环境，现有热控设计能够满足要求。

表 1　二维可驱动抛物面天线热分析结果统计

Table 1　Table 1 Statistics of thermal analysis results for two-dimensional steerable parabolic antenna

℃

二维可驱动抛物面天线			
组件名称	温度指标	温度结果	
		最低	最高
反射器	–196～139	–151.8	95.7
馈源	–150～85	–138.4	73.2
一体化网络	–150～85	–71.5	60.7
转动单元	–35～85	–20.0	67.4
旋转关节	–35～115	–20.3	56.9
波导组件	–150～139	–132.1	82.0
转动电缆	–80～85	–73.2	84.6
单次展开电缆	–150～125	–120.3	121.9
机构支架	–150～139	–118.2	81.5

表 2　伞状可展开抛物面天线热分析结果

Table 2　Thermal analysis results of umbrella-shaped deployable parabolic antenna

℃

伞状可展开抛物面天线			
组件名称	温度指标	温度结果	
		最低	最高
天线肋	–196～110	–191.3	77.3
金属网	–243～250	–233.7	31.8
张力网	–243～130	–202.4	53.2
中心固面反射器	–196～110	–116.3	50.7
馈源	–196～149	–154.9	19.2
连接波导组件	–196～149	–102.2	46.5
软波导	–196～80	–152.5	39.7
支撑杆件	–196～110	–139.5	103.1

3.2　在轨验证

“鹊桥二号”中继星于2024年3月20日由“长征八号”运载火箭发射入轨，星箭分离12 min后伞天线展开，24 min后卫星转入*Z*向对日定向姿态，18 min后二维天线展开。星箭分离至天线展开期间展开机构、火工品和锁紧释放装置温度曲线（TT1-伞天线展开机构5，TT2-伞天线展开机构9，TT3-伞天线火工品，TT16-二维天线锁紧释放装置1，TT17-二维天线锁紧释放装置2，TT18-二维天线锁紧释放装置3）如图7所示，可以看出展开前各相关组件温度均高于10 ℃，满足展开温度要求指标。

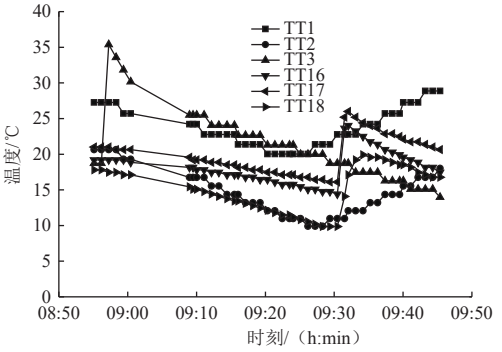


图 7　天线展开前解锁机构温度曲线

Fig. 7　Temperature curve of locking mechanism before unfolding the antenna

表3给出了“鹊桥二号”中继星地月转移段（2024年3月20日—24日）二维天线仿真分析温度和在轨温度对比。可以看出，展开转动电缆、*X*/*Y*轴转动单元和旋转关节在轨温度与仿真分析温度基本相当，说明热控仿真分析准确性较好，仿真分析结果有效。

表 3　二维可驱动抛物面天线地月转移段温度

Table 3　Temperature of two-dimensional steerable parabolic antenna during Earth-Moon transfer orbit

℃

组件名称	温度指标	仿真	在轨
展开转动电缆	–80～85	–4～20	–3～11
*X*轴转动单元	–35～85	–2～12	1～9
*Y*轴转动单元	–35～85	–20～–15	–20～–15
*X*轴旋转关节	–35～115	–1～10	0～10
*Y*轴旋转关节	–35～115	–20～–15	–20～–15

“鹊桥二号”中继星支持“嫦娥六号”落月采样任务期间（2024年6月2日—4日）二维天线温度曲线（TT4-展开转动电缆，TT6-*X*轴转动单元，TT8-*Y*轴转动单元，TT10-*X*轴旋转关节，TT12-*Y*轴旋转关节）二维可驱动抛物面天线温度曲线如图8所示，该阶段中继星处于24 h中继使命轨道，采用对月中继跟踪姿态。从图8可以看出，在此任务期间，展开转动电缆温度为–39.9～10.3 ℃，*X*轴转动单元温度为13.1～51.8 ℃，*Y*轴转动单元温度为8.9～41.7 ℃，*X*轴旋转关节温度为–21.5～3.5 ℃，*Y*轴旋转关节温度为–18.1～7.9 ℃，均满足温度指标要求，为“鹊桥二号”中继星支持“嫦娥六号”落月采样任务二维天线提供了良好的温度环境。

“鹊桥二号”中继星入轨至今最长阴影期间（2025年10月7日11：16～14：48，共计212 min）二维天线温

度曲线（TT4-展开转动电缆，TT6-*X*轴转动单元，TT8-*Y*轴转动单元，TT10-*X*轴旋转关节，TT12-*Y*轴旋转关节）如图9所示，可以看出在此期间展开转动电缆温度最低至–55.4 ℃，*X*轴转动单元温度下降约35 ℃，*Y*轴转动单元温度下降约20 ℃，*X*轴旋转关节温度最低至约–19 ℃，*Y*轴旋转关节温度最低至约–16.3 ℃，均满足温度指标要求。

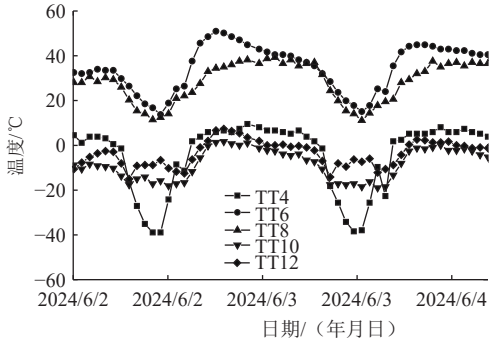


图 8　“嫦娥六号”任务期间二维可驱动抛物面天线温度曲线

Fig. 8　Two-dimensional steerable parabolic antenna temperature curve during the Chang’e-6 mission

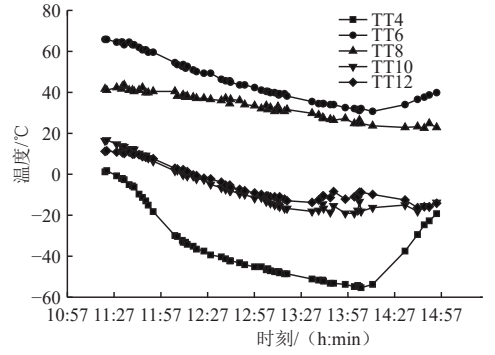


图 9　长阴影期间二维可驱动抛物面天线温度曲线

Fig. 9　Two-dimensional steerable parabolic antenna temperature curve during long shadowing periods

对比分析天线在轨温度水平和仿真分析结果，可以看出天线各部件在轨温度水平满足温度指标要求，并且均在仿真分析温度范围内，验证了仿真分析的有效性。

4　结　论

本文针对“鹊桥二号”中继星天线进行了热设计，通过分析环月大椭圆冻结太阳同步轨道复杂外热流环境，结合中继星各任务阶段天线工作模式，提出了天线热控方案。使用仿真分析对天线在轨温度进行了预估，针对二维天线遍历了在轨所有轨道和姿态仿真工况，获得了各部件温度极值预示；结合伞天线5 h长阴影工况仿真分析结果，指导组件补充进行材料级低温存储试验，确保各组件满足温度指标下限，并通过在轨飞行数据验证了热控设计有效性，为深空探测任务天线热设计提供借鉴。

参考文献

[1] ZHANG L H，XIONG L，SUN J，et al. System design and validation of Queqiao-2 lunar relay communication satellite[J]. Chinese Space Science and Technology，2024，44(5)：23-39.

[2] 余后满，饶炜，张益源，等. “嫦娥七号”探测器任务综述[J]. 深空探测学报(中英文)，2023，10(6)：567-576.
YU H M，RAO W，ZHANG Y Y，et al. Mission analysis and spacecraft design of Chang’e-7[J]. Journal of Deep Space Exploration，2023，10(6)：567-576.

[3] 徐进，王秋平，李耀，等. “鹊桥二号”中继通信载荷任务分析与设计[J]. 中国空间科学技术(中英文)，2025，45(3)：41-55.
XU J，WANG Q P，LI Y，et al. Mission analysis and design of Queqiao-2 communication relay payload[J]. Chinese Space Science and Technology，2025，45(3)：41-55.

[4] 周文艳，高珊，刘德成，等. 月球极区探测轨道设计[J]. 深空探测学报(中英文)，2020，7(3)：248-254.
ZHOU W Y，GAO S，LIU D C，et al. Orbit design for lunar polar region exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration，2020，7(3)：248-254.

[5] REN H Y，YANG C P，SUN T F，et al. Thermal design and flight validation of the Chang’e-4 relay satellite[C]//Proceedings of 2nd International Conference on Mechanical，Aerospace Technology and Materials Application. Shenyang：IOP，2023.

[6] 高珊，周文艳，张磊，等. 嫦娥四号中继星任务轨道设计与实践[J]. 中国科学：技术科学，2019，49(2)：156-165.
GAO S，ZHOU W Y，ZHANG L，et al. Trajectory design and flight results for Chang’e-4 relay satellite[J]. Scientia Sinica Technologica，2019，49(2)：156-165.

[7] 于登云，周文艳，高珊. 地月系平动点轨道动力学建模与控制策略研究[J]. 航天器工程，2019，28(2)：9-18.
YU D Y，ZHOU W Y，GAO S. Orbit dynamic modeling and control strategy for Earth-Moon system libration point[J]. Spacecraft Engineering，2019，28(2)：9-18.

[8] 高珊，周文艳，梁伟光，等. 地月拉格朗日L2点中继星轨道分析与设计[J]. 深空探测学报(中英文)，2017，4(2)：122-129.
GAO S，ZHOU W Y，LIANG W G，et al. Trajectory analysis and design for relay satellite using Lagrange L2 point of Earth-Moon system[J]. Journal of Deep Space Exploration，2017，4(2)：122-129.

[9] 张立华，王鹏，张燕. 利用地月平动点轨位资源拓展航天器应用[J]. 航天器工程，2019，28(3)：1-7.
ZHANG L H，WANG P，ZHANG Y. Expand spacecraft’s applications based on Earth-Moon libration point orbit resource[J]. Spacecraft Engineering，2019，28(3)：1-7.

[10] 王波，程建，徐向阳，等. 高精度伞状天线热设计优化及热平衡试验验证[J]. 空间电子技术，2020，17(6)：44-47.
WANG B，CHENG J，XU X Y，et al. Thermal design optimization and test verification of high accuracy umbrella-like antenna[J]. Space Electronic Technology，2020，17(6)：44-47.

[11] 徐向阳，王旭东，张建波，等. 多重叠可展开天线反射器热控设计和

数值分析[J]. 空间电子技术，2020，17(6)：33-36.
XU X Y，WANG X D，ZHANG J B，et al. Thermal design and simulation of overlapping reflectors[J]. Space Electronic Technology，2020，17(6)：33-36.

[12] 周文艳，高博宇，董烟姗，等. “鹊桥二号”轨道与嫦娥六号任务匹配性设计和飞行实践[J]. 中国空间科学技术(中英文)，2024，44(6)：16-22.
ZHOU W Y，GAO B Y，DONG T S，et al. Matching design of trajectory with Chang’e-6 mission and flighting practice of Queqiao-2 satellite[J]. Chinese Space Science and Technology，2024，44(6)：16-22.

[13] 陈建新，向艳超，钟奇，等. 月球探测器外热流与散热能力分析[J]. 航天器工程，2015，24(5)：73-78.
CHEN J X，XIANG Y C，ZHONG Q，et al. Calculating external heating and analysing radiating surface of lunar spacecraft[J]. Spacecraft Engineering，2015，24(5)：73-78.

作者简介：
李挺豪(1991－)，男，工程师，主要研究方向：航天器热设计。
通信地址：北京市海淀区友谊路104号(100094)
E-mail：litinghao@foxmail.com
任红艳(1972－)，女，研究员，主要研究方向：航天器热设计。**本文通信作者**。
通信地址：北京市海淀区友谊路104号(100094)
E-mail：renhongyan501@126.com

Thermal Control Design and Verification of Queqiao-2 Satellite Antenna with Active-Passive Methods

LI Tinghao[1]，SUN Tengfei[1]，REN Hongyan[1]，YANG Changpeng[1]，GAO Yuchun[1]，ZHANG Lihua[2]
（1. National Key Laboratory of Spacecraft Thermal Control，Beijing Institute of Spacecraft System Engineering，Beijing 100094，China；
2. DFH Satellite Co.，Ltd.，Beijing 100094，China）

Abstract：In response to the communication blind spot issues between the far side of the Moon and Earth faced by the fourth phase of the lunar exploration project，Queqiao-2 satellite operated in a large elliptical frozen mission orbit around the Moon，and provided a stable communication link for lunar far-side exploration missions，utilizing its onboard communication equipment，including an umbrella-shaped deployable parabolic antenna and a two-dimensional steerable parabolic antenna，to provide a stable communication link for lunar far-side exploration missions. To address the challenges of harsh external thermal flow environment and great difficulty in thermal control of cables and moving components，a design scheme with active-passive methods was proposed. By conducting an external heat flux environment analysis for the lunar distant elliptical frozen Sun-synchronous orbit，and combining the antenna’s operating mode and component states，a thermal control design scheme was determined. Thermal Desktop thermal analysis software was used to perform thermal simulation analysis on the antenna，and the results based on calculation guided the components to perform supplemental material-level low-temperature storage tests，and the results indicated that the temperatures of all antenna components met the specified requirements. After the successful launch，the antenna temperatures remained at a good level，particularly during the Chang’e-6 mission，where the relay satellite’s antenna successfully completed the communication task for the first human lunar dorsal sample relay communications mission. The research findings can serve as a reference for thermal design of antennas in deep-space exploration missions.

Keywords：Queqiao-2 satellite；antenna；thermal control design

Highlights：

- Combined with the external heat flow analysis of the lunar elliptical frozen Sun-synchronous orbit，a hybrid passive-active thermal control method was designed for the antenna，and thermal simulation analysis was conducted.
- Based on the calculation results，material-level low-temperature storage tests were performed on the components to support the antenna in ensuring the relay satellite’s communication tasks between the far side of the Moon and Earth.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：宋利辉]