嫦娥四号中继星伞状可展开天线关键技术研究

陈国辉^{1*}, 王波¹, 华岳¹, 张欣¹, 赵将¹, 郑士昆¹, 肖勇¹, 马小飞¹, 陈岚¹, 张爱兵¹, 高永新²

1. 空间电子信息技术研究院, 西安 710100;

2. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094

* E-mail: gh_chen369@126.com

收稿日期: 2018-11-19; 接受日期: 2019-01-17; 网络版发表日期: 2019-02-14

摘要 嫦娥四号中继星伞状可展开天线采用发射时收拢、入轨后展开的可展开结构方案, 有效地解决了中继星应用中的多项技术难题. 天线在轨成功展开、在轨性能稳定和承受极低温环境性能不发生破坏是保证中继通信任务成功的前提, 对应了天线展开技术、在轨性能稳定性控制技术和极低温环境适应技术等三项关键技术. 本文首先对天线展开技术开展研究, 设计采用了缓释弹簧分布式驱动展开技术, 对展开技术方案进行了介绍, 开展高低温环境下天线展开可靠性验证, 为天线在轨展开环境选择提供了指导; 其次, 开展在轨性能稳定性控制技术研究, 从材料选择、结构设计和提高反射面平衡态稳定性等方面采用控制措施, 进行天线在轨热分析和热变形测试及预示, 结果表明在天线最大在轨热变形情况下, 天线型面精度仍满足指标要求, 确保了天线在轨性能满足任务要求, 并验证了天线在轨热变形控制措施的有效性; 第三, 针对天线在轨经历极低温环境, 设计了部件级试验验证结合整机仿真分析的试验验证方法, 很好地解决了极低温环境的验证问题, 天线经历极低温存储后, 结构无损坏, 性能无下降, 满足天线在轨环境适应性的要求, 有效地支撑了嫦娥四号中继星中继通信任务的顺利执行.

关键词 嫦娥四号中继星, 伞状可展开天线, 展开, 在轨型面精度稳定性, 极低温环境验证

1 引言

嫦娥四号中继星运行在绕地月L2点Halo轨道^[1~4], 与嫦娥四号着陆器和巡视器的最远通信距离达到79000 km. 受着陆器和巡视器发射功率和天线口径的限制, 为了保证中继通信链路的性能, 对中继通信天线的口径和增益提出了较高的要求. 且由于整星重量和火箭整流罩尺寸的限制, 天线在实现大口径和高增益的同时, 还必须具备重量轻、发射体积小等特点.

结合中继星任务要求和国内大口径天线的研制基础, 嫦娥四号中继星大口径中继通信天线采用了固网结合伞状可展开抛物面天线方案, 具有重量轻、收纳比高、可靠度高、精度高等优点^[5,6], 有效地解决了中继星远距离通信对天线性能的要求、在轨极低温环境条件、着陆器和巡视器的发射功率和天线口径限制、整星重量限制等带来的技术难题.

伞状可展开天线是嫦娥四号中继星完成中继通信任务的单点环节, 是中继星的重要创新点, 同时也是迄

引用格式: 陈国辉, 王波, 华岳, 等. 嫦娥四号中继星伞状可展开天线关键技术研究. 中国科学: 技术科学, 2019, 49: 166–174

Chen G H, Wang B, Hua Y, et al. The key technologies for radial rib deployable antenna of Chang'e-4 relay satellite (in Chinese). Sci Sin Tech, 2019, 49: 166–174, doi: 10.1360/N092018-00392

今国内外深空探测任务中所采用的最大口径通信天线. 天线安装在卫星顶部, 发射时天线收拢, 入轨后天线解锁展开, 如图1所示.

2 中继星伞状可展开天线构造及关键技术

嫦娥四号中继星伞状可展开天线属于大型网状可展开天线类, 涉及的专业领域多, 对所用材料的要求高, 生产和检验的工艺复杂, 对生产、测试和试验环境以及仪器设备的要求高, 因而其研制难度大, 是目前衡量各国航天技术水平的重要标志之一.

伞状可展开天线采用正馈标准单抛物面方案, 主要由反射器、馈源组件和波导组件组成. 对于下行通道, 数据信号进入下行馈电波导, 信号经过下行滤波器后进入隔板圆极化器, 形成左旋圆极化信号后通过共用的喇叭后照射到反射面天线上, 经过天线聚焦后指向目标区域. 对于上行通道, 右旋圆极化数据信号经过天线聚焦进入公用的喇叭后, 通过隔板圆极化器和上行滤波器后进入接收机, 原理如图2所示.

天线反射器采用中心固面+周边柔性网相结合的径向肋式伞状可展开结构形式, 实现反射器高精度的同时提高了天线整体刚度, 主要由中心固面、展开机构、天线肋、张力索网、金属反射网等组成, 如图3所示.

周边柔性网面采用双层索网张拉结构形式, 安装在天线肋上, 卫星发射时收拢呈锥状, 卫星入轨后天线肋根部的展开机构工作, 网面展开呈抛物面状并与中心固面共形.

索网分为上下两层结构, 如图4所示, 前张力索网主要安装金属反射网以起到反射电磁波的作用, 后张力索网通过前后张力绳索网之间的纵向调整绳索对前张力索网起平衡作用, 通过调节索网的各项设计参数即可使金属反射网形成所需的几何型面^[3].

金属反射网是由柔软的合金金属细丝编织而成, 再由金属丝网按要求拼接出预定的几何形状.

伞状可展开天线是嫦娥四号中继星完成中继通信任务最关键的一个部件, 并且是整星的单点环节, 因此为了确保中继通信任务的成功, 在整星任务寿命期内, 天线必须要做到“展得开”、“收得到”、“扛得住”.

“展得开”是指天线在轨展开成功可靠, 是整星任务成败的前提条件; “收得到”是指天线在轨性能稳定,

图1 中继星伞状可展开天线收拢及展开状态示意图

图2 伞状可展开天线原理框图

图3 伞状可展开天线反射面结构组成示意图

收发增益均能满足中继通信链路需要, 保证了中继通信的稳定可靠; 中继星在轨运行期间, 需经历约6 h的阴影期, 此期间天线温度会到达 -230°C 的极低温度环境, “扛得住”是指天线在轨能够适应此恶劣环境考核, 结构不发生损坏, 整星再次开机后天线性能不发生退化, 仍满足中继通信链路要求.

为了保证中继星中继通信任务的成功和稳定, 结

图4 伞状可展开天线索网结构形式

合中继通信链路对天线的要求, 本文重点对上述影响任务成败和稳定的天线在轨展开技术、在轨性能稳定性控制技术、在轨环境适应性等三方面关键技术研究验证。

3 天线在轨展开技术及验证

3.1 天线在轨展开技术方案概述

嫦娥四号中继星伞状可展开天线在轨展开以弹簧为动力源, 采用缓释弹簧分布式驱动展开技术实现天线在轨展开功能, 能够有效保证天线在轨展开可靠性、减小天线收拢体积、降低天线重量。

缓释弹簧分布式驱动展开技术采用动力多点布局, 如图5所示, 设计和过程中保证所有动力源输出动力和速度的一致性, 在驱动过程中引入增力和延时控速设计理念, 最大程度地降低了由于单点失效带来的可靠性下降问题和天线展开速度控制问题, 具有布局灵活、轻便、安装体积小、可靠性高的优点。

天线采用18个完全相同的天线肋分别通过18个完全相同的展开机构沿圆周均布安装在天线底座上, 18个天线肋均以天线底座中心为圆心呈辐射状安装布局, 每一个天线肋的收展运动均以其根部的展开机构回转副为中心在 $0^{\circ}\sim 75^{\circ}$ 范围内转动, 单个天线肋运动原理如图6所示。

天线展开机构采用模块化设计, 提高了可靠性。机构内部分为两个模块, 分别为动力模块和传动模块。动力模块的主体是蜗卷弹簧, 用以提供动力源。传动模块对动力模块输出的动力进行放大, 以在有限的空间尺寸内提高天线的展开动力。天线的展开过程如图7所示。

天线的展开动力全部由展开机构提供, 天线展开

图5 缓释弹簧分布式驱动展开技术动力源布局方式

图6 天线肋运动原理

图7 (网络版彩图) 天线展开过程

时要克服的阻力则是撑开张力网的阻力。

天线由收拢至展开的过程中, 张力网由松弛状态逐渐被张紧, 张力网中产生张力, 注入弹性势能, 此过程对天线展开产生阻碍作用, 是天线展开阻力矩的来源。

天线在轨展开成功与否取决于天线展开动力矩和阻力矩两方面的因素, 即必须保证天线展开动力矩大于阻力矩并有一定的裕度。特别是天线在轨展开的温度条件存在一定的不确定性, 保证在不同温度条件下的展开动力矩都大于阻力矩并有一定的裕度, 确保天

线能够可靠展开。

3.2 高低温环境下天线展开可靠性验证

天线展开机构输出的动力在空间环境中随温度会发生变化, 天线张力网的阻力矩同样也会受到温度的影响而发生变化。根据嫦娥四号中继星伞状可展开天线在轨展开时的温度条件, 为了保证天线可靠展开, 对天线展开机构的动力输出以及张力网的阻力矩随温度的变化进行了研究和试验验证。

(1) 展开机构动力输出随温度的变化

展开机构动力输出随温度的变化测试采用配重悬挂法进行, 以保证模拟阻力矩不变。测试过程如下:

第一步: 常温常压条件下, 通过扭矩仪测试各机构的驱动力矩 M_{d0} ;

第二步: 依据扭矩仪测得的机构力矩值, 配置相同阻力矩的配重, 并对机构进行带载阻力矩的展开试验, 若展开成功, 则适当增加配重, 若展开不成功, 则适当减少配重, 确定常温常压条件下机构带载展开的极限阻力矩 M_d , 将扭矩测试仪测得的机构末位驱动力矩通过配重的形式进行标定;

第三步: 在高低温中某个温度点 T_i , 以 M_d 为初始机构带载阻力矩, 进行展开试验验证, 若展开成功, 则适当增加配重, 若展开不成功, 则适当减少配重, 确定温度 T_i 下机构带载展开的极限阻力矩 M_{Ti} , 则获得温度 T_i 下肋展开机构的末位驱动力矩为 M_{Ti} 。

随机抽取4台机构进行高低温环境下力矩测试, 其力矩输出测试结果如图8(a)所示。

通过对机构在高低温环境下的力矩输出测试结果可知, 机构的驱动力矩随温度的变化表现出以下特点: 高温环境相对于常温环境, 机构的驱动力矩变化率为 $-2.8\% \sim 1.8\%$; 低温环境相对于常温环境, 机构的驱动力矩变化率为 $-3.6\% \sim 3.5\%$ 。

由上述测试结果可知, 机构的动力输出力矩随温度的变化不明显, 在轨温度变化导致的机构输出力矩变化不会对展开的可靠性造成影响。

(2) 张力网阻力矩随温度的变化

张力网高低温环境下的阻力矩变化取决于组成张力网的张力绳在高低温环境下的张力变化。对张力绳在高低温环境下进行张力变化测试, 可直接反映张力网在高低温环境下的阻力矩变化情况。根据试验验证结果, 高低温情况下张力绳的张力及其变化如图8(b)

图8 (网络版彩图)高低温环境下机构力矩(a)和张力绳张力(b)随温度变化曲线

所示。

由测试结果可以看出, 张力绳张力随温度的变化呈现以下特点: 张力绳组件张力高温时增大, 低温时减小; 高温时张力变化率为 $8.5\% \sim 15\%$; 低温时张力最大变化率为 $-39\% \sim -25\%$ 。

(3) 天线在轨展开动力裕度随温度的变化

由上述测试结果可知, 天线在轨展开时高温环境下动力裕度会有所下降, 一定程度上降低了天线展开可靠性; 低温环境下动力裕度会有所上升, 对天线的展开更有利。

4 天线在轨性能稳定性控制技术及验证

伞状可展开天线在轨性能稳定性取决于天线反射器型面精度的稳定性, 因此如何确保天线反射器的在轨型面精度也是研制中必须解决的技术难题。

结合中继通信链路对天线增益的要求, 天线反射器在轨型面精度要求达到亚毫米级。

对于网状可展开天线, 其反射器型面精度一般包括理论误差、制造误差、测量误差、重复展开误差、重力环境影响误差、在轨热变形误差等, 除在轨热变形误差外, 其他误差在地面设计和制造阶段均可以精

确测量和验证, 所以天线在轨性能稳定性的关键在于在轨热变形的控制。

同时由于整星重量和资源的限制, 天线在轨无法进行主动热控和大量的被动热控, 给天线在轨性能稳定性的控制提出了更高的要求。

4.1 天线在轨热变形控制措施

天线反射器在轨热变形的设计计算有三个步骤。第一步是天线在轨温度场分析, 根据已知的飞行轨道、卫星和天线的几何尺寸、卫星和天线的各种材料性能和热性能参数, 分析天线在轨每一点的温度场。由于在轨热载荷的主要来源是太阳的热辐射而且辐射走的是直线, 天线在轨温度场分析可以使用光线跟踪法以计算由于其他部件和地球遮挡而造成的很大的热梯度和温度变化。第二步是根据天线的几何尺寸、材料的各种性能参数和由第一步所得到的在轨每一点的温度场计算由于温度变化而造成的结构变形。第三步是分析在轨每一点由于结构变形造成的天线性能变化^[7~10]。

进行在轨热变形设计计算的第一个目的是通过比较不同的设计方案、选择不同的材料、改变各部件的尺寸等方法使天线的在轨热变形最小化。第二个目的是确保天线在在轨热载荷的作用下其性能仍然能满足设计的要求。对天线的各个部件进行温度变化灵敏度的分析往往对热变形设计计算非常有帮助。

由于温度场分析模型和结构变形分析模型都非常复杂, 各种材料精准的结构性能参数和热性能参数均很难获得, 展开机构中部件与部件接触面积的随机性造成了部件与部件间热传导的不确定性, 分析模型的试验验证变得非常重要。

根据上述天线在轨热变形计算分析的原理和方法, 嫦娥四号中继星伞状可展开天线在轨性能稳定性的保证从设计上采取了以下措施。

(1) 合理分配天线反射器在轨热变形指标

天线反射器在轨型面精度有多项误差组成, 根据天线在轨热分析得到的温度场, 进行天线在轨热变形计算, 迭代调整在轨热变形指标和型面精度其他误差项之间的关系, 保证天线在轨型面精度满足亚毫米的指标要求, 且不大幅增加天线研制难度。

(2) 合理选择天线反射器材料

选择低热膨胀和高模量复合材料作为天线反射器

的主要组成材料, 尽可能降低天线反射器热膨胀系数。

(3) 优化天线反射器结构设计

天线肋是天线反射器的骨架结构, 降低天线肋的在轨热变形可有效降低天线反射器的在轨热变形。

通过对天线肋结构形式进行迭代优化, 确定了天线肋的结构形式为渐变式矩形薄壁结构, 在此基础上进一步减少非连续性结构设计, 在降低热变形的同时, 也提高了天线肋的刚度和热稳定性。

(4) 提高索网张力平衡态稳定性

张力平衡态的保证主要是保证绳索初始张力的均匀性和在高低温度环境下的稳定性, 初始张力均匀性的保证是保证天线上同一圈18根绳索之间的张力差值 ΔF_1 要小; 温度环境下稳定性的保证是要保证同一根绳索在经历不同温度时的张力变化 ΔF_2 要小。绳索上力的差异或变化本质是由于在轨温度变化导致绳索长度的差异或变化造成的。

假设绳索的刚度为 K , 在轨温度变化的情况下张力绳长度变化量为 ΔL , 那么张力的变化量 $\Delta F=K \times \Delta L$ 。因此若要提高天线反射器索网张力平衡态的稳定性, 则降低索网系统刚度是非常有效的手段之一。

为了降低索网整体刚度, 提高索网张力平衡态稳定性, 采取针对性的措施, 在保证索网低热膨胀的同时降低了索网整体刚度, 将索网系统整体刚度降低了1个数量级, 相同绳索长度变化张力变化降低90%以上, 有效地提高了索网系统张力平衡态稳定性。

4.2 天线在轨热变形预示

通过对天线反射器组成部件及反射器整机进行热变形测试, 获取天线在轨热变形预示所需的参数对天线反射器模型进行修正。在此基础上仿真计算天线在轨温度场下的热变形, 对天线在轨热变形进行预示。

嫦娥四号中继星位于地月L2平动点Halo轨道上, 整星坐标系定义如图9所示。按照在轨轨道条件, 对卫星而言, 阳光会照射在卫星的+Z面、+X面以及-Z面, 阳光外热流大约1个月为1个周期。

在热分析计算中, 鉴于天线构型复杂, 为防止天线局部结构高温工况未能考虑到, 对阳光各个方位入射情况均进行了热分析计算。根据计算结果, 并参考卫星在轨阳光入射情况及天线安装位置, 天线在轨热变形分析针对3个典型工况开展, 如表1所示, 表征了天线在轨各时刻的最恶劣情况。

图 9 嫦娥四号中继星坐标系定义

按照热变形预示方法, 分别将天线在轨热变形预示模型在上述3种工况中进行仿真分析, 得到天线在轨热变形预示结果如图10所示。

由天线在轨热变形计算预示结果可以看出, 阳光直射X轴时, 天线在轨热变形最大; 且在天线最大在轨

表 1 天线在轨典型温度场工况

计算工况	外热流状态	天线状态
工况1	寿命末期, 阳光直射 卫星+Z面	工作
工况2	寿命末期, 阳光直射 卫星-Z面	工作
工况3	寿命末期, 阳光直射 卫星+X面	工作

热变形情况下, 天线型面精度仍能达到亚毫米级, 确保了天线在轨性能的稳定性满足任务要求, 并验证了天线在轨热变形控制措施的有效性。

5 天线在轨环境适应性研究与验证

嫦娥四号中继星在使命轨道运行期间, 要经历数次阴影, 按照设计要求, 最长阴影时间近6 h。在阴影期间, 天线不工作, 处于在轨存储状态, 天线上部分零部件尤其是离星体较远的部分温度很低, 经历地影期

图 10 阳光直射天线+Z轴末期(a)、+X轴末期(b)和-Z轴末期(c)天线在轨热变形云图(mm)

之后, 天线需要恢复到正常工作状态, 要求天线经历在轨存储后的性能变化仍能满足指标要求。

根据天线在轨存储热分析结果可知, 天线由于尺寸大、系统结构复杂、零部件数量多、材料种类多等特点, 在轨存储期间天线的不同材料、不同零部件、不同部位所经历的温度范围并不一致, 而且有较大差异, 图11所示为中继星长阴影(按6 h计算)结束时温度天线温度场云图。

由温度场云图可以看出, 天线的温度分布随着离星体距离的增大而逐渐降低, 对天线温度极低的零部件进行统计, 长阴影结束时天线肋最低温度为 -190.6°C , 金属反射网最低温度为 -233.8°C , 张力绳最低温度为 -218.7°C 。

为保证天线经历上述极低温环境后结构不发生损坏, 整星再次开机后天线性能不发生退化, 仍满足中继通信链路的要求。本文采用试验验证和仿真分析相结合的方法对天线的在轨环境适应性进行了研究。

5.1 天线零部件极低温环境存储试验验证

根据天线在轨长阴影热分析结果, 对天线肋、金属反射网和索网进行极低温存储试验验证, 验证前后选取3种部件的相关参数进行考核, 参数评价选取依据下两个原则进行: (1) 是否会造成天线损坏; (2) 是否会引起天线型面恶化。

天线肋的在轨温度计算结果为 -190.6°C , 结合天线肋自身的大尺寸所需的设备限制以及液氮温度

-196°C 的特性, 对天线肋的验证采用了液氮喷淋的方法进行。试验过程中对天线肋温度进行检测, 其温度均在 -190.6°C 以下, 完成了对天线肋的低温考核。试验前后天线肋无结构损坏, 形状无变化, 表明天线肋满足天线在轨环境适应性的任务要求。

金属反射网和张力绳的温度低于 -200°C , 因此对它们的考核在制冷机中进行, 制冷机采用液氮作为制冷原料, 其温度极限可达到 -270°C 左右, 制冷机如图12所示, 对金属反射网和索网进行考核时, 将其放置在制冷机内部。

试验过程中对金属反射网和张力绳的温度进行检测, 其温度曲线如图13所示, 由温度曲线可以看出, 金

图 12 制冷机

图 11 长阴影结束时天线温度场云图

图 13 金属反射网(a)和张力绳(b)低温存储温度曲线

属网反射网的最低温度达到 -250°C 左右, 张力绳的最低温度达到 -230°C 左右, 完成了对二者的考核。

试验前后, 金属反射网结构无损坏, 表面无损伤; 索网结构无损坏, 长度无变化, 与在天线上使用的张力相比, 强度仍有很大余量, 满足使用要求。

对天线在轨会经历极低温的部件进行低温存储结果表明, 天线在经受低温存储后, 其部件功能性能均正常, 满足使用要求。

5.2 天线整机极低温环境仿真分析

对天线进行在轨热应力分析时, 选取了天线在轨的最苛刻温度工况, 把此最苛刻的温度工况代入有限元模型, 计算得到天线各个部件的最大应力及其安全裕度如表2。

从表2可以看出, 天线在轨最大热应力都在材料所能承受的范围内, 并且具有一定的强度安全裕度, 从而说明天线在轨热应力不会导致天线结构破坏。

本文通过试验和仿真计算的方法对天线经历极低温环境进行了考核验证, 验证结果表明, 天线经历极低温存储后, 结构无损坏, 性能无下降, 满足天线在轨环境适应性的要求。

表2 天线在轨最大热应力及安全裕度

组件	材料	破坏模式	许用载荷 (MPa)	最大应力 (MPa)	安全裕度
天线肋	碳纤维	拉伸破坏	220	162	0.4
展开机构	铝合金	拉伸屈服	245	160	0.5
馈源支撑	碳纤维	拉伸破坏	220	175	0.3
馈源波导	铝合金	拉伸屈服	110	89	0.2
中心固面	碳纤维	拉伸破坏	220	165	0.3
	铝蜂窝	剪切破坏	0.5	0.4	0.3

6 讨论与结论

伞状可展开天线具有重量轻、收纳比高、口径大、精度高等优点, 在嫦娥四号中继通信任务中发挥着至关重要的作用, 在未来的深空探测任务中也具有广阔的应用前景。

本文在梳理伞状可展开天线关键技术的基础上, 从仿真分析和试验验证的角度对嫦娥四号中继星伞状可展开天线的在轨展开技术、在轨性能稳定性控制技术、在轨环境适应性等关键技术进行了深入的研究, 并对研究结果进行了系统的总结, 对于其他类型的可展开天线的研制也具有一定的参考作用和指导意义。

参考文献

- 1 Burns J O, Kring D A, Hopkins J B, et al. A lunar L2-Farside exploration and science mission concept with the Orion Multi-Purpose Crew Vehicle and a teleoperated lander/rover. *Adv Space Res*, 2012, 52: 306–320
- 2 Wang Q, Liu J. A Chang'E-4 mission concept and Vision of future chinese lunar exploration activities. *Acta Astronaut*, 2016, 127: 678–683
- 3 Mimoun D, Wiczeorek M A, Alkalai L, et al. Farside explorer: Unique science from a mission to the farside of the moon. *Exp Astron*, 2012, 33: 529–585
- 4 吴伟仁, 王琼, 唐玉华, 等. “嫦娥4号”月球背面软着陆任务设计. *深空探测学报*, 2017, 4: 111–117
- 5 张华振, 马小飞, 宋燕平, 等. 星载高精度环形网状天线设计方法. *中国空间科学技术*, 2013, 10: 1–6
- 6 李团结, 马小飞. 大型空间可展开天线技术研究. *空间电子技术*, 2012, 3: 35–39
- 7 张惠峰, 关富玲. 可展桁架天线热-结构耦合分析. *浙江大学学报(工学版)*, 2010, 12: 2320–2325
- 8 朱敏波, 曹峰云, 刘明治. 星载大型可展开天线太空辐射热变形计算. *西安电子科技大学学报(自然科学版)*, 2004, 31: 27–31
- 9 王朋朋, 薛永刚, 高博. 伞状天线张力绳索热变形敏感性分析. *空间电子技术*, 2014, 3: 20–24
- 10 徐海强, 朱敏波, 杨艳妮. 星载天线的热分析技术方法研究. *强度与环境*, 2007, 34: 39–44

The key technologies for radial rib deployable antenna of Chang'e-4 relay satellite

CHEN GuoHui¹, WANG Bo¹, HUA Yue¹, ZHANG Xin¹, ZHAO Jiang¹, ZHENG ShiKun¹,
XIAO Yong¹, MA XiaoFei¹, CHEN Lan¹, ZHANG AiBing¹ & GAO YongXin²

¹ CAST-Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710100, China;

² DFH Satellite Co., LTD., Beijing 100094, China

The radial rib deployable antenna is critical for Chang'e-4 relay satellite. The antenna can be stowed for launch and precisely deploy on the orbit. The deployment of the mechanism, the on-orbit stability of surface accuracy and the validation under the extreme low temperature are the keys for the success of relay satellite. The distributed spring-driven mechanism for the antenna is firstly proposed in this paper. The spring is released slowly in the deployment. The mechanism is verified in the high and low temperature. Secondly, the material and structure of the antenna are optimised for the high stability of surface accuracy. The surface accuracy of the antenna is analysed under extreme conditions. The maximum thermal distortion is far superior to the requirement. The extremely low-temperature experiments are finally designed for validating the capability of antenna based on the simulation of on-orbit environment. The results show the performance of the antenna is unvarying under the extreme low temperature. The radial rib deployable antenna can satisfy all the requirements on orbit and guarantee the success of the relay mission of Chang'e-4 satellite.

Chang'e-4 relay satellite, radial rib deployable antenna, deployment of the mechanism, on-orbit stability of surface accuracy, validation under the extreme low temperature

doi: [10.1360/N092018-00392](https://doi.org/10.1360/N092018-00392)