

“嫦娥4号”中继星伞状可展开天线设计与验证

陈国辉, 华岳, 王波, 郑士昆, 肖勇, 马小飞, 张爱兵, 陈岚

(空间电子信息技术研究院, 西安 710100)

摘要: 伞状可展开天线是“嫦娥4号”中继星为着陆于月球背面的“嫦娥4号”着陆器和巡视器提供中继通信的关键单机。对伞状可展开天线的设计原理和构造进行了描述, 对天线在轨展开、网面成型与保持、超低温环境适应性等技术难点开展了分析。天线在轨展开采用缓释弹簧分布式驱动展开技术, 具有布局灵活、轻便、安装体积小、可靠性高的优点, 并开展了寿命、热真空环境展开等试验, 验证了天线展开技术的正确性; 采用双层网结构设计形式实现天线网面成型与保持, 优化了张力网节点数量, 开展了型面精度测试和型面在轨热变形预示, 验证了天线在轨型面精度达到亚毫米级的设计指标, 进一步确保了天线在轨性能满足任务要求; 天线部组件最低温度达到 -250°C 的超低温环境验证结果, 表明天线经历超低温环境存储后, 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4号”中继星中继通信任务的顺利执行。

关键词: 嫦娥4号; 伞状可展开天线; 在轨展开; 网面成型与保持; 超低温环境

中图分类号: V11

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2018)06-0524-07

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2018.06.004

引用格式: 陈国辉, 华岳, 王波, 等. “嫦娥4号”中继星伞状可展开天线设计与验证[J]. 深空探测学报, 2018, 5(6): 524-530.

Reference format: CHEN G H, HUA Y, WANG B, et al. Design and verification for umbrella-type deployable antenna of Chang'e-4 lunar relay satellite[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(6): 524-530.

引言

“嫦娥4号”中继星运行轨道为绕地月L2点的Halo轨道^[1-2], 距月球距离约8万km, 距地球距离约45 km。“嫦娥4号”中继星距离月球和地球均较远, 因此需要采用大口径高精度天线解决空间远距离通信链路紧张问题, 但是受到运载火箭直径尺寸的限制, 中继星的高精度天线采用了可展开型结构设计。

“嫦娥4号”中继星上配备了一副大型高精度伞状可展开天线, 如图1所示, 这是我国目前在轨应用的最高精度网状可展开天线, 同时也是人类月球探测以及深空探测任务史上最大口径的通信天线。与一般机构相比, 可展开机构具备操作简单、快捷、完全以拉拢状态占用空间小, 可重复利用, 便于运输和储存等优点。大型可展开天线可靠, 准确地展开是“嫦娥4号”中继星研究的难点。

本文针对“嫦娥4号”中继星大型高精度伞状可展开天线的设计、技术难点及验证情况进行了研究分析, 为未来我国开展月球探测及其他深空探测科学任务提供通信技术支持。

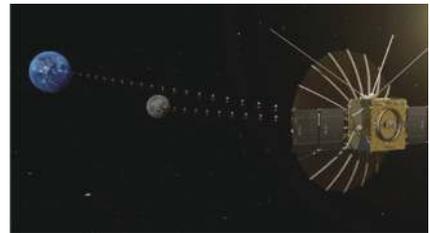


图1 “嫦娥4号”中继星

Fig. 1 Chang'e-4 lunar relay communication satellite

1 伞状可展开天线原理及构造

伞状可展开天线采用正馈标准单抛物面方案, 天线主要由反射器、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方向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、张力网、金属反射网等组成，如图3所示。

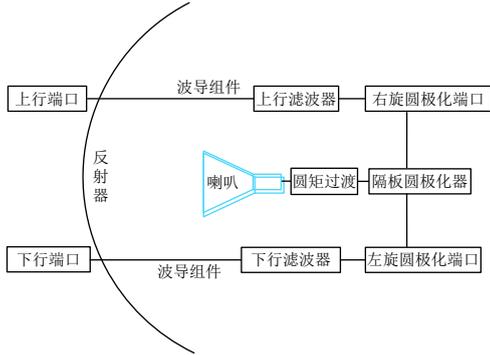


图 2 伞状可展开天线原理框图

Fig. 2 Principle block diagram of deployable space-borne antenna

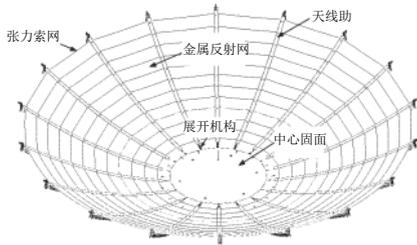


图 3 伞状可展开天线反射面结构组成示意图

Fig. 3 A schematic diagram of the reflector structure of an umbrella-shaped deployable antenna

中心固面是天线装调的基准和基础，天线肋、张力网和金属反射网构成周边柔性网面，卫星发射时周边柔性网面收拢呈锥状，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。

张力网采用双层索网张拉结构形式，安装在相邻的天线肋之间，整体呈圆周辐射状，分为前张力索网、后张力索网和纵向调整索，结构组成如图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，后张力索网对前张力索网起平衡作用，前、后网之间由纵向调整绳索连接，通过调节各项设计参数即可使金属反射网形成所需的几何型面。

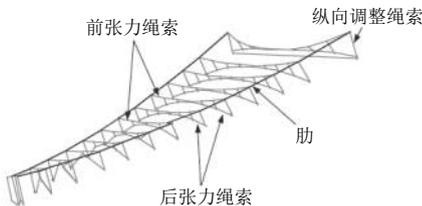


图 4 张力网结构形式示意图

Fig. 4 Schematic diagram of tension network structure

金属反射网是由柔软的合金金属细丝经编出丝网，再由金属丝网按要求拼接出预定的几何形状。天

线反射器的在轨展开功能由展开机构完成，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中心固面反射器周围，每一个天线肋均以天线中心固面反射器中心为圆心呈辐射状安装，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75°范围内转动，单个天线肋运动原理如图5所示，天线的展开过程如图6所示。

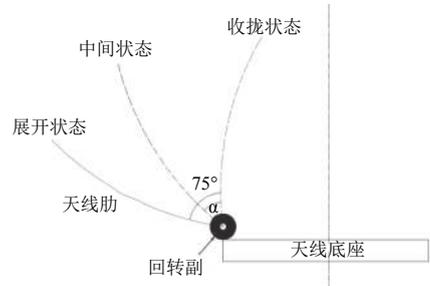


图 5 天线肋运动原理图

Fig. 5 The principle of antenna rib motion

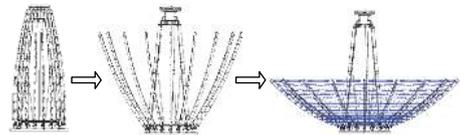


图 6 天线展开过程

Fig. 6 Antenna deployment process

2 伞状可展开天线技术难点分析

“嫦娥4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、测试和试验环境和仪器设备的要求高，因而其研制难度大，研制过程中的技术难点多。

其研制过程中的技术难点既有网状可展开天线的共性技术难题^[3-6]，也有适应地月L2点Halo轨道环境所特有的技术难题，主要包括天线系统设计、天线在轨展开、网面成型与保持、超低温环境适应性等4个方面。

2.1 天线系统设计

为满足“嫦娥4号”中继通信链路的高精度指标要求，同时提高天线收拢状态的刚度，天线系统设计吸收了复合材料固面天线高精度、高刚度及金属网状可展开天线反射面轻质的优点，采用固面+网状可展开的复合结构形式，即反射器中心区域采用传统的固面天线形式，其他区域采用网面可展开形式。

金属反射网通过天线肋与张力网成型，精度随着天线肋数量的增加而提高，但在天线肋结构形式一定的情况下，天线肋数量的增加必然导致天线构型复杂

度的上升和重量的增大。因此,需要对天线开展多因素约束条件下的优化设计,主要有以下几个方面:①优化天线肋及张力网节点数量,提高反射面逼近理论型面的程度,同时保证天线反射器的展开可靠性;②优化张力网材料及结构形状,提高天线反射面抗热变形及蠕变的能力,使其长期在轨承受恶劣空间环境时能够保持高型面精度;③优化天线肋展开到位锁定机构,提高天线展开重复精度;④开展天线材料和结构空间环境适应性设计和验证,提高天线在轨环境适应能力。

2.2 天线在轨展开

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、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7所示),设计过程中为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。

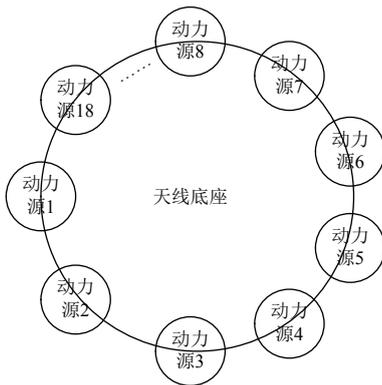


图7 缓释弹簧分布式驱动动力源布局方式

Fig. 7 The distributed driving power source layout of slow release spring

天线在轨展开不仅要保证天线具有足够的动力裕度,还要保证在高低温环境下展开的可靠性,同时天线作为大型网状可展开天线,防钩挂设计的可靠性也是保证天线展开可靠性的重要因素之一。

2.3 网面成型与保持

根据鲁兹(Ruze)公式,由天线型面几何误差所引起的增益损失可表达为

$$\frac{G}{G_1} = 10 \lg e^{-\left(\frac{4\pi\sigma}{\lambda}\right)^2} = -4.3425 \left(\frac{4\pi\sigma}{\lambda}\right)^2 \quad (1)$$

其中: G 是天线实际增益; G_1 是天线理想状态下的增益, σ 是型面几何均方根误差。

由此可见,对于一个给定的波长,型面几何的均方根误差直接决定了一个天线的增益损失,这使得天线的型面几何精度保持成为确保天线性能的一个关键问题。

根据中继通信的链路要求,由鲁兹公式可知,天线反射面的型面精度要求达到亚毫米级。天线采用双层网的结构形式,即张力索网为上下两层结构,前张力索网用于安装金属网,其作用是使金属反射网成形,后张力索网是进行型面调整的连接基础。前张力索网和后张力索网反向(凸面相对)而置,两个网具有相同的交叉点并一一对应。两网对应的交叉点通过纵向调整绳索连接,对两网的对应交叉点施加张力而将两个网张紧。

天线的型面设计是将各节点调整到理论抛物面上,反射面是用许多小平面来近似拟合,会引入小平面与理论抛物面之间的偏差,如图8所示。随机选取天线前张力绳索上相邻的4个节点,则4个节点构成平面1-3-4和平面1-2-4,两个平面与对应位置的理论抛物面之间存在一定的偏差。

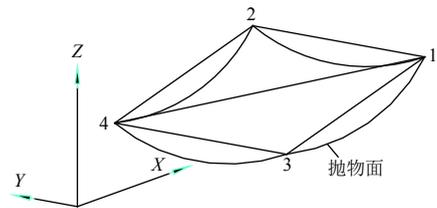


图8 理论设计误差分析模型

Fig. 8 Theoretical design error analysis model

偏差的大小与节点间距的大小有关,只要适当减小节点间距的大小,反射面型面精度就会随之提高。节点间距越小,需要的纵向调整绳索数量就越多,网面系统就越复杂,所以纵向调整绳索的数量也不能太多,这就要求通过曲面拟合的方法,根据型面精度指标的要求,准确地确定张力索的数量。

“嫦娥4号”中继星伞状可展开天线在轨飞行时的热环境是非常恶劣的。天线在发射后需要在空间展开并反射电波,因而无法在主副网和金属反射网上使用多层隔热膜来进行温度控制,天线在轨运行期间温度往往会有高达摄氏300多度的变化。由于任何一种材料的热膨胀系数都不会为0,一个空间结构的在轨热变形是无法避免的,如何将热变形所造成的型面几何精度降低控制在所允许的范围之内也是天线设计面临的主要问题。

由热载荷造成的天线性能变化计算是天线设计过程中的一个重要部分,在轨热变形的设计计算有3个步骤:①是天线在轨温度场分析,根据飞行轨道、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,分析天线在轨每一位置的温度场;②是根

据天线的几何尺寸、材料的各种性能参数和由前面所得到的在轨每一位置的温度场计算由于温度变化而造成的结构变形；③是分析在轨每一位置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1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2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。

2.4 超低温环境适应性

“嫦娥4号”中继星在地月L2点的Halo轨道上运行时的显著特点是需要经历长时间的阴影，此阶段天线的温度会很低，天线处于在轨存储状态。卫星运行出阴影后，天线恢复工作状态，这就要求天线能够在超低温环境下“存活”下来，其性能在出阴影后能够恢复，满足中继通信的需要。

天线性能的保证首先是天线型面精度的保证，确保天线在过阴影区后型面的变化是可恢复的，不会出现损坏和显著的塑性变形。针对这一特殊要求，“嫦娥4号”中继星伞状可展开天线从设计、材料选择等角度采取了有针对性的措施，确保了天线对超低温环境的适应性。

在设计上确保天线底座、展开机构、天线肋和张力的热膨胀系数匹配，低温环境下天线肋的转动位移使得张力的张力呈变小趋势，张力网绳索呈变长趋势，保证了超低温环境下天线型面内部应力呈变小趋势，避免了应力变大导致的结构损坏可能。

最终天线型面材料选择了具有高稳定性、低热膨胀的复合材料，并采用低刚度结构形式。对天线整机进行了超低温存储仿真分析，从工程验证的角度对设计进行复核。

3 伞状可展开天线试验验证

“嫦娥4号”中继星伞状可展开天线在研制过程中针对上述技术难点开展了试验，从试验的角度对设计进行了验证。

3.1 天线展开试验验证

因为此伞状可展开天线是首次在轨应用，并且该天线是完成中继通信任务的关键，而可靠展开又是在轨正常工作的前提条件，所以天线展开的试验验证非常重要，天线展开试验验证主要有：

1) 寿命试验

天线在地面装调阶段，需要经历百余次的反复收拢展开，因此针对天线展开机构开展了多次的寿命试验，试验前后对展开机构进行功能性能测试，测试结果表明，机构的展开时间、驱动力矩等指标均无变化，满足天线展开要求。

2) 热真空环境展开试验

天线在轨展开时，展开机构的温度和地面常温环境不同，会出现高温、低温等极端温度工况，为了验证天线在高低温工况下的展开能力，开展了高低温展开试验验证。将展开机构置于真空罐中，在高温和低温时分别进行机构带载展开试验，试验结果表明，高温和低温时机构的展开功能正常。

3) 高低温环境动力裕度测试

影响天线在轨展开可靠性的因素包括展开机构动力和张力的网阻力两个方面，为保证天线在轨展开可靠性，保证天线展开具有足够的动力裕度是重要的前提之一。对天线展开机构在高低温条件下的驱动力矩进行了专项测试，获取了机构的驱动力矩随温度的变化情况。对张力网在高低温条件下的阻力开展专项测试，获取了张力网阻力随温度的变化情况。根据测试结果对不同温度下天线展开的动力裕度进行预估和评价，结果表明天线在轨展开动力裕度满足要求。通过测试不仅验证了设计的正确性，也为天线在轨展开时的选择提供了依据。

4) 天线防钩挂设计验证

天线在装调过程中，进行了百余次的展开试验，既有口面朝上姿态，也有口面朝下姿态，所有展开均成功锁定，无钩挂现象出现。

天线装调完成后，在热真空试验前、热真空试验后、力学试验后、整星力学试验前、整星力学试验后均进行了天线解锁展开试验，多次试验天线成功展开锁定，无钩挂现象出现。天线多次各种工况下的展开试验结果验证了天线防钩挂设计的正确性和有效性。

3.2 天线型面精度测试及验证

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达到亚毫米级。天线在轨型面精度由多项误差组成，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，合理分配天线在轨热变误差，既保证了天线在轨型面精度达到亚毫米级，又不大幅增加天线的研制难度。

1) 地面制造误差测试

在研制过程中进行了天线型面精度测试，在发射场装星前对天线反射面也进行了型面精度复测，测试结果表明：天线各阶段型面制造精度的设计指标要求。同时也说明了天线经历热真空试验、力学试验和运输环境后，其型面精度保持具有很高的稳定性，验证了天线型面设计满足指标要求。

2) 型面热变形测试及在轨热变形预示

由于天线温度场分析模型和结构变形分析模型都

非常复杂,各种材料的结构性能参数和热性能参数均很难获得,机构中部件与部件接触的随机性也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异常重要。

在“嫦娥4号”中继星伞状可展开天线的研制过程中,针对天线在轨热变形计算预示,从部件和整机层面均开展了专项测试验证,并根据测试结果对分析模型进行修正,在修正的基础上,采用天线热变形分析模型进行在轨温度场环境中的仿真计算,在轨热变形云图如图9所示,天线在轨型面精度仍满足指标要求。

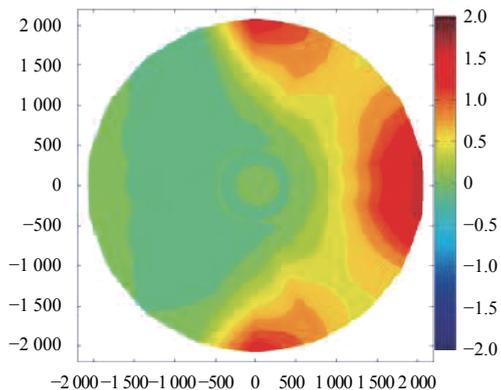


图9 天线最大在轨热变形云图

Fig. 9 Antenna maximum on-track thermal deformation map

3.3 天线部件超低温环境试验验证

“嫦娥4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。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,天线的温度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,结果如表1所示。

表1 长阴影结束时天线零部件最低温度统计

Table 1 Minimum temperature statistics for antenna components at the end of long shadows

零部件名称	长阴影结束时的最低温度/℃
天线肋	-190.6
金属反射网	-233.8
索网	-218.7

由表1天线零部件最低温度统计结果可知,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的方法进行了处理。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,表明天线肋满足在轨环境适应性的任务要求。

金属反射网和索网的温度低于 -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10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。



图10 制冷机

Fig. 10 Refrigerator

试验过程中对金属反射网和索网的温度进行检测,其温度曲线分别如图11~12所示,由温度曲线可以看出,金属反射网的最低温度达到 -250°C 左右,索网的最低温度达到 -230°C 左右,完成了对二者的考核。

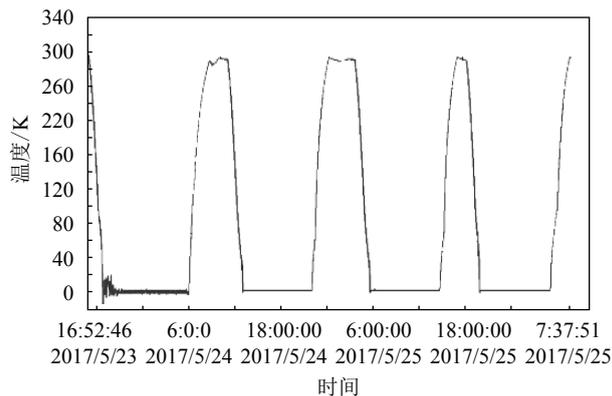


图11 金属反射网低温存储温度曲线

Fig. 11 Temperature curve of low temperature storage in metal reflector network

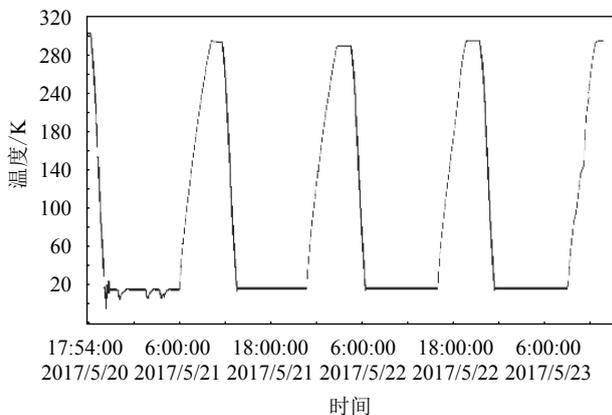


图12 索网低温存储温度曲线

Fig. 12 The low temperature storage for curve cable network

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验证验证结果表明,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,从试验的角度验证了天线设计和材料选择的正确性。

4 结 论

本文对伞状可展开天线的设计原理和构造进行了描述,对天线的系统设计、在轨展开、网面成型与保持、超低温环境适应性等技术难点进行了分析总结,并在研制过程中对展开可靠性进行了验证考核,对天线型面精度进行多工况的测试,在部件和整机测试的基础上对天线在轨热变形进行了预示,并对天线零部件进行了超低温环境下的考核验证,所有试验和测试结果均表明设计的正确性和合理性,有效地支撑了“嫦娥4号”中继星中继通信任务的顺利执行,对于其他类型可展开天线的研制也具有一定的参考作用和指导意义。

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4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。

参 考 文 献

- [1] MIMOUN D, WIECZOREK M A, ALKALAI L, et al. Farside explorer: unique science from a mission to the farside of the moon[J]. *Experimental Astronomy*, 2012, 33(2): 529-585.
- [2] 吴伟仁,王琼,唐玉华,等. “嫦娥4号”月球背面软着陆任务设计[J]. *深空探测学报*, 2017, 4(2): 111-117.
- WU W R, WANG Q, TANG Y H, et al. Design of Chang'E-4 lunar farside soft-landing mission[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4(2): 111-117.
- [3] 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[J].

中国空间科学技术, 2013, 10(5): 1-6.

ZHANG H Z, MA X F, SONG Y P, et al. Design method of high precision perimeter turs antenna on board[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2013, 10(5): 1-6.

- [4] 李团结,马小飞. 大型空间可展开天线技术研究[J]. *空间电子技术*, 2014(3): 35-39.
- LI T J, MA X F. Technologies of large deployable space antenna[J]. *Space Electronic Technology*, 2014(3): 35-39.
- [5] CHODIMELLA S, MOORE J, OTTO J, et al. Design evaluation of a large aperture deployable antenna[C]//47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Newport, Rhode Island: AIAA, 2006.
- [6] TIBERT G. Deployable tensegrity structures for space applications[D]. Stockholm, Sweden: Department of Mechanics, Royal Institute of Technology, 2002.
- [7] 王朋朋,薛永刚,高博. 伞状天线张力绳索热变形敏感性分析[J]. *空间电子技术*, 2014(3): 20-24.
- WANG P P, XUE Y G, GAO B. Sensitivity analysis of tensile cables thermal distortion in umbrella antenna[J]. *Space Electronic Technology*, 2014(3): 20-24.
- [8] 吕庆. 一种大型可展开网状天线的设计及热分析[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2014.
- LYU Q. Design and thermal analysis of a large deployable mesh antenna[D]. Xi'an: Xidian University, 2014.
- [9] 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[J]. *西安电子科技大学学报*, 2004, 31(1): 27-31.
- ZHU M B, CAO F Y, LIU M Z. The calculation of thermal radiation distortion for large deployable antennas in satellites[J]. *Journal of Xidian university*, 2004, 31(1): 27-31.
- [10] 徐海强,朱敏波,杨艳妮. 星载天线的热分析技术方法研究[J]. *强度与环境*, 2007, 34(1): 39-44.
- XU H Q, ZHU M B, YANG Y N. Thermal analysis method for the space-borne antenna[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2007, 34(1): 39-44.
- 作者简介:
陈国辉(1984-),男,高级工程师,主要研究方向:星载天线结构设计。
通信地址:陕西省西安市165信箱(710000)
电话:(029)89253869
E-mail: gh_chen369@126.com

Design and Verification for Umbrella-Type Deployable Antenna of Chang'e-4 Lunar Relay Satellite

CHEN Guohui, HUA Yue, WANG Bo, ZHENG Shikun, XIAO Yong,
MA Xiaofei, ZHANG Aibing, CHEN Lan

(Academy of Space Information Systems, Xi'an 710100, China)

Abstract: The radial rib deployable antenna is the key equipment for the Chang'e-4 lunar relay satellite, which provides relay communication for the Chang'e-4 lander and inspector landing on the back of the moon. In this paper, the design principle and structure of the radial rib deployable antenna are described, and the technical difficulties such as on-orbit deployment, mesh formation and maintenance, and ultra-low temperature environmental adaptability are analyzed. For the In-orbit deployment of antenna, slow-release spring distributed drive deployment technology is adopted, which has the advantages of flexible layout, lightweight, small installation volume and high reliability. Experiments of life and thermal vacuum environment deployment are carried out to verify the correctness of the antenna deployment technology. Double-layer network structure is adopted to realize the formation and maintenance of antenna mesh, and optimize the number of tension mesh nodes. The test and thermal deformation prediction of the antenna on-orbit verify that the accuracy of the antenna on-orbit profile is up to sub-millimeter, It ensures that the antenna on-orbit performance meets the mission requirements. The verification of the ultra-low temperature environment, with the lowest temperature reaching -250°C , show that the performance of the antenna is unvarying under the extreme low temperature, which meets the adaptability of the antenna on-orbit environment. The verification results effectively support the smooth implementation of the relay communication task of Chang'e-4 lunar relay satellite.

Key words: Chang'e-4 lunar relay satellite; umbrella-type deployable antenna; on orbit development; formation and maintenance of mesh; ultra-low temperature environment

High lights:

- The umbrella-type deployable antenna of the Chang'e-4 lunar relay satellite is the largest aperture communication antenna in the history of human lunar exploration mission. The principle and structure of the antenna are introduced in detail in this paper.
- Aiming at the technical difficulties of antenna, such as on-orbit deployment, mesh formation and maintenance, ultra-low temperature environmental adaptability, etc., which decide the success or failure of the mission, the design method and results are described.
- The validation test of the ultra-low temperature environment with the lowest temperature reaching -250°C is carried out, and the correctness of antenna design is verified.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 朱恬]