

火星环绕器高增益天线在轨热设计及波束指向影响分析

张顺波¹, 任红宇¹, 靳春帅², 刘伟栋¹, 李春晖¹, 李勇¹

(1. 上海航天电子技术研究所, 上海 201109; 2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 梳理了火星环绕器2.5 m口径高增益天线在热设计、-195℃超低温环境适应性及热变形指向偏差评估分析与验证方面存在的技术难点, 开展了设计和验证工作。基于热设计状态对天线在轨工作过程中典型工况下的温度场和热变形分布进行了仿真分析, 并研制了一套大口径反射面天线真空热变形测量系统, 完成了热变形测试验证。基于热变形数据, 采用半物理仿真分析方法对高增益天线热变形后的波束指向偏差进行了评估分析。结果表明, 热变形导致的波束指向偏差最大为0.028°, 增益损失不超过0.5 dB, 指向偏差和增益损失均在设计裕度范围内。经在轨测试, 天线增益指向性能测试值与预估值吻合, 有效验证了天线热设计和验证方法的准确性。

关键词: 火星环绕器; 高增益天线; 超低温; 热变形; 波束指向偏差

中图分类号: V416.6

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)01-0044-08

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20210089

引用格式: 张顺波, 任红宇, 靳春帅, 等. 火星环绕器高增益天线在轨热设计及波束指向影响分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 44-51.

Reference format: ZHANG S B, RENG H Y, JIN C S, et al. On-orbit thermal design and beam pointing error impact analysis for the high gain antenna of Mars orbiter[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 44-51.

引言

火星环绕器配置了一套2.5 m口径高增益天线用于器地之间的X频段上下行信号收发任务。由于探测器外部温度环境恶劣, 会导致天线产生热变形, 进而使得天线波束指向偏离设计值, 影响系统通信性能。高增益天线作为环绕器通信系统的关键单机, 在轨工作期间会面临深空机动、制动捕获、器器分离等轨道调整带来的高强度力学冲击, 以及在轨低于-195℃的超低温工作环境, 若天线设计不合理且验证不充分, 这些因素将导致天线结构产生严重的变形或损毁, 使得天线辐射性能恶化^[1-3], 甚至造成通信功能失效。

因此, 为确保高增益天线在轨性能满足要求, 本文对高增益天线在热设计、超低温工作环境的适应性和热变形指向偏差评估分析与验证方面存在的技术难点进行了梳理, 开展了相关的设计、仿真分析和地面测试验证工作, 有效确保了天线设计的可行性。经过在轨测试表明, 高增益天线性能在轨测试值与预估计算值吻合, 有效验证了高增益天线热设计及测试验证方法的准确性。

1 高增益天线设计方案

1.1 高增益天线原理及组成

高增益天线采用具有效率高、结构紧凑等优点的环焦双反射面天线设计^[3], 由主反射面、副反射面、馈源喇叭^[4]、方圆转换、隔板极化器、接收/发射通道等部分组成, 如图1所示。高增益天线主反射面为抛物线旋转曲面, 副反射面为椭圆曲线旋转曲面, 馈源喇叭

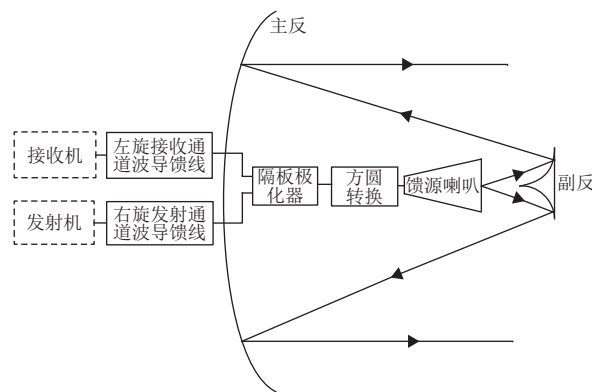


图1 高增益天线组成框图

Fig. 1 Configuration of HGA

喇叭采用轴向槽波纹喇叭, 双圆极化器采用宽带波导隔板极化器, 接收通道为左旋圆极化, 发射通道为右旋圆极化。

1.2 高增益天线射频性能分析

根据通信系统射频通信链路需求以及探测器外部布局空间约束, 确定高增益天线口径为 2 500 mm × 1 900 mm。根据高增益天线优化设计参数, 建立了三维电磁仿真模型对天线的射频性能进行分析计算, 统计结果如表 1 所示, 各项指标均满足任务需求, 并具有足够的设计裕度。

表 1 高增益天线射频性能分析结果统计表

Table 1 Statistical simulation results of radio frequency performance of HGA

参数	接收通道 指标要求	接收通道 设计值	发射通道 指标要求	发射通道 设计值
轴向增益/dBi	≥42	42.78	≥43.5	44.35
3 dB波束宽度/(°)	≥1.0	1.01	≥0.86	0.86
极化方式	LHCP	LHCP	RHCP	RHCP
3 dB波束内轴比/dB	≤1	0.62	≤1	0.73
收发通道隔离度/dB	≥25	37.38	≥25	40.82
驻波比	≤1.5	1.18	≤1.5	1.15

1.3 主反射面设计分析

主反射面作为高增益天线的核心部件, 对天线的功能、性能指标的实现以及抗力学性能和热特性起着至关重要的作用, 因此主反射面的结构构型设计、材料和工艺选择成为高增益天线设计最为关键的部分。主反射面需要用来安装支撑馈源、副反射面等部件, 并且提供高增益天线与环绕器、天线驱动机构的安装接口, 需要具备一定的结构强度。同时考虑火星探测任务恶劣的热环境条件, 反射面还应具备高低温交变环境条件下较小的热变形特性, 以及适应-195℃以下超低温工作环境的能力。经分析, 采用碳纤维蒙皮的铝蜂窝夹层结构具有强度高、重量轻、热膨胀系数低和成形工艺简单等优点, 通过优化铺层设计和胶接工艺, 反射面具型面精度高、热变形小等特点^[5-7]。同时, 目前高模量系列碳纤维在导电性能上基本接近金属的导电性能, 无须再在反射面内表面喷铝, 避免了不同材料之间因热膨胀系数不一致造成的形变差异, 2.5 m 口径碳纤维蒙皮反射面实测型面精度可优于 0.2 mm, 满足射频使用需求。此外, 在反射面背面设置了若干加强背筋用于支撑固定反射面, 增强抗力学冲击的能力, 高增益天线构型如图 2 所示。

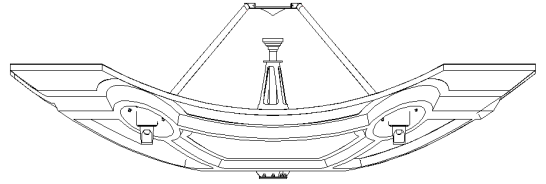


图 2 高增益天线结构示意图
Fig. 2 Structure of HGA

2 高增益天线热设计和验证技术难点分析

高增益天线的半功率波束宽度最小仅有 0.86°, 对整个通信系统的指向精度要求较高, 为了确保在轨指向精度在设计范围内, 需要量化设计分析并评估各个环节的指向偏差, 其中高增益天线热变形造成的指向误差就是其中重要的一个因素。梳理了高增益天线在热设计、超低温环境适应性及热变形指向偏差评估分析与验证等方面存在的技术难点, 并采取了应对措施。

2.1 高增益天线热设计

由于高增益天线完全裸露在深冷真空环境中, 在轨工作的温度最低可达-195℃, 与常温的温差达到了 220℃, 必然会造成天线结构产生热变形。虽然采用加热器进行主动加热的方法可以提升温度水平、减小结构热变形, 但由于反射面口径较大, 需要布置数量庞大的加热片和测温点, 增加探测器的资源消耗负担。因此, 在不采取主动热控措施的前提条件下, 为了减小高增益天线在轨热变形, 在天线热设计方面采取了以下措施: ①为减少反射面在制造过程中和在轨温度环境下的变形, 采用碳纤维布 (0/90)/(±45) 4 层铺层, 以保证其准各向同性铺层形式; ②反射面固化成型工艺过程中为避免使用的模具材料热膨胀系数较大, 造成反射面加工中较大的残余变形, 设计了高精度殷钢模具, 并对胶接的胶膜的厚度和用量进行量化控制; ③优化蜂窝芯子的材料、规格和高度, 平衡了前后蒙皮温差, 减小了热应, 同时提高结构刚度; ④反射面蒙皮、馈源支架、副反支撑杆均采用同一牌号高模量碳纤维材料, 接头、预埋件和紧固件均采用钛合金材料; ⑤高增益天线正面和背面均包覆具有良好的光学特性镀膜, 其吸收率和透射率相对白漆较大, 可有效减缓环火飞行期间天线降温速率。

2.2 高增益天线超低温环境适应性及热变形指向偏差评估分析与验证

为准确获取高增益天线在轨热变形波束指向偏差数据, 需要开展热变形评估分析和验证工作。高增益天线热变形评估采用仿真分析与测试验证相结合的方法

法进行,在天线的材料参数确定之后,对其在轨工作时高低温工况的温度场进行仿真分析,并将获取的温度场导入热变形仿真模型,获取反射面天线的热变形量初始值,随后开展热变形测试验证,获取反射面天线最终的热变形数值,并建立热变形后的电磁仿真模型,评估天线热变形后的波束指向变化情况。

当火星环绕器进入火星阴影后,高增益天线的温度最低可达 $-195\text{ }^{\circ}\text{C}$,由于反射面口径较大,常规的液氮真空设备无法满足超低温状态下的热变形测试。目前采用液氮制冷的真空设备可以完成 $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下超低温测试验证,但成本昂贵,远超项目研制经费预算。

为解决该项难点,采用了半物理仿真分析的方法,分两个阶段开展了高增益天线超低温状态热变形评估。第一阶段采用与高增益天线主反相同状态的试件开展部件级 $-195\text{ }^{\circ}\text{C}$ 低温生存能力验证,确保主反的结构设计、材料和工艺选择满足超低温环境使用要求。第二阶段利用实测获取的热变形试验数据,对热变形仿真模型参数进行修正,仿真获取 $-195\text{ }^{\circ}\text{C}$ 状态下的热变形参数和性能变化情况,最终获取高增益天线在超低温状态下的波束指向偏差数据。

3 高增益天线在轨温度场和热变形分析

3.1 在轨温度场分析

按照高增益天线在探测器上的实际安装位置建立了热分析有限元模型^[8],进行温度场分析计算,热分析模型如图3所示。

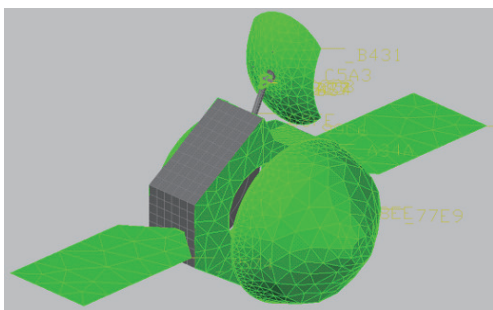


图3 热仿真分析模型
Fig. 3 Thermal simulation model

影响高增益天线在轨温度场分布的因素主要包括天线内热源和外热流条件,其中内热源为射频热损耗,而外热流条件则较为复杂,在整个轨道周期,高增益天线各部位所接收的热流是剧烈变化的。此外,当太阳光按照一定入射角度照射到反射面上时,天线各部位受照不均匀,不同区域可能会出现较大的温度梯度,对天线指向造成极大影响。

综合上述情况,根据火星探测器的轨道特点,选

取了飞行过程中典型的温度工况进行热分析^[9]。热分析工况为:低温工况、高温工况、太阳倾斜照射的温度梯度工况和环火阴影超低温工况。

表2给出了4种工况下高增益天线的温度统计结果:低温工况最低温度为 $-141\text{ }^{\circ}\text{C}$,高温工况最高温度为 $84\text{ }^{\circ}\text{C}$,温度梯度工况高增益天线不同区域的最大温度差为 $118\text{ }^{\circ}\text{C}$,环火阴影超低温工况最低温度为 $-195\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。馈源组件(包含喇叭、极化器、波导组)上设置了加热器进行主动控温,在轨温度可控制在 $-71\sim+69\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围区间。图4为低温工况温度场分布云图。

表2 热仿真分析统计结果
Table 2 Thermal simulation statistical results

工况	主反射面				副反射面	馈源组件	单位: $^{\circ}\text{C}$
	中心	上边沿	下边沿	左边沿			右边沿
低温	-106	-135	-130	-141	-135	-134	-65
高温	67	75	84	83	76	75	69
温度梯度	-29	-45	-34	-77	41	-65	-38
环火阴影超低温	-132	-173	-159	-195	-164	-166	-71

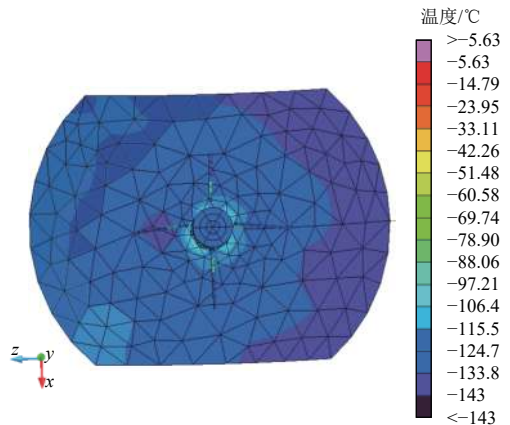


图4 低温工况温度场仿真分析结果
Fig. 4 Thermal simulation results under low temperature condition

3.2 在轨热变形分析

将仿真获取的温度场加载到高增益天线有限元模型,仿真分析高增益天线在轨热变形结构参数。仿真采用的材料特性参数如表3和表4所示^[10]。

高增益天线热变形分析统计结果如表5所示。低温工况高增益天线最大变形量为 1.20 mm ,高温工况最大形变量为 0.42 mm ,环火阴影超低温工况高增益天线最大变形量为 1.59 mm ,温度梯度工况最大形变量为 0.75 mm ,天线两边沿之间的形变差为 1.07 mm 。馈源组件由于采取了主动热控措施,热变形量最大为 0.18 mm ,经仿真分析对天线性能的影响可忽略不计。

表 3 热变形仿真用主反射面材料参数

Table 3 Material parameters of main reflector for simulation

材料	密度/ (kg·m ⁻³)	纵向模量/ GPa	横向模量/ GPa	纵横剪切模量/ GPa	纵向泊松比	横向泊松比	纵向热膨胀系数/ °C ⁻¹	横向热膨胀系数/ °C ⁻¹	导热系数/ (W·(m·K) ⁻¹)
碳纤维	1 660	126	11	5.5	0.28	0.40	-1.10 × 10 ⁻⁶	2.6 × 10 ⁻⁵	20
铝蜂窝	31	0.665	3 × 10 ⁻⁵	0.127	0.21	0.31	2.3 × 10 ⁻⁵	2.3 × 10 ⁻⁵	1.3

表 4 热变形仿真用铝合金材料参数

Table 4 Material parameters of aluminum for simulation

材料	密度/(kg·m ⁻³)	模量/GPa	泊松比	热膨胀系数/°C ⁻¹
铝合金	2.7×10 ³	71	0.33	2.3×10 ⁻⁵

表 5 热变形仿真统计结果

Table 5 Simulation results of thermal distortion

工况	单位: mm						
	主反射面					副反	馈源 组件
	中心	上边沿	下边沿	左边沿	右边沿		
低温	-0.19	-0.62	-0.61	1.20	1.17	-0.39	-0.17
高温	0.06	0.20	0.13	-0.42	-0.27	0.16	0.08
温度梯度	-0.12	-0.22	-0.23	0.75	-0.32	-0.25	0.12
环火阴影超低温	-0.27	-0.94	-0.81	1.59	1.38	-0.48	0.18

表 6 高增益天线反射面部件层片失效指数统计结果

Table 6 Statistical failure index of HGA reflector components

工况	层片1	层片2	层片3	层片4	层片5	层片6	层片7	层片8
-140 °C 低温	0.429	0.491	0.440	0.492	0.440	0.443	0.443	0.436
-200 °C 低温	0.810	0.928	0.829	0.930	0.830	0.834	0.838	0.813

由于高增益天线尺寸较大, 常规试验设备无法完成-195 °C 以下的低温考核验证, 因此加工了与高增益天线主反射面相同构型、材料和加工工艺的反射面试件, 浸没在液氮试验罐内完成了4次超低温试验考核验证。每次低温试验时将产品及试件逐个浸没在液氮中, 保温12 h后, 再依次将试件取出, 恢复到常温后进行外观检查。反射面试件及其在液氮罐中的状态如图6所示。

4 超低温生存能力分析 with 验证

高增益天线在轨工作期间, 会面临低于-140 °C 的低温工作环境, 以及环火阴影阶段最低-195 °C 的超低温环境, 需要对天线在超低温条件下的生存能力进行分析和验证。分别对-140 °C 和-200 °C 温度条件下的热应力进行了对比仿真分析, 采用Tsai-Wu失效准则分析高增益天线的失效指数FI (failure index) [1], 当FI ≥ 1 时判定材料失效。

高增益天线反射面各层片的最大失效指数统计结果如表6所示。高增益天线各层片的失效指数最大值为0.930, 出现在-200 °C 的极端低温工况, 表明高增益天线能够承受该极端温度条件下的考核。高增益天线在-200 °C 极端低温下的最大失效指数云图如图5所示。



图 6 超低温验证试验
Fig. 6 Ultra-low temperature test

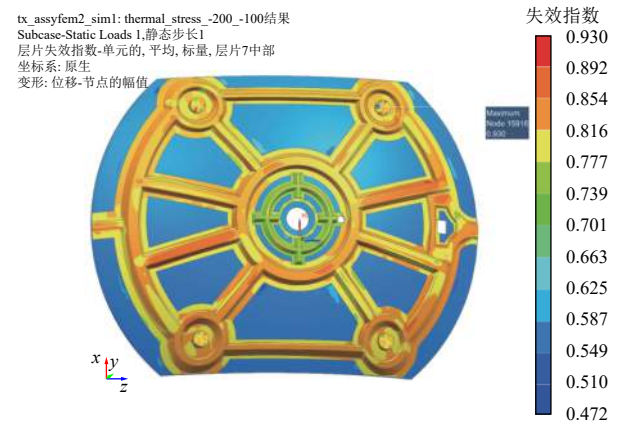


图 5 -200 °C 低温工况反射面部件层片的失效指数云图
Fig. 5 Failure index map of reflector components at -200 °C

试验过程中, 通过点温计测试液氮环境温度, 温度稳定在-195 °C。每次产品取出恢复常温后, 均对外观进行检查, 产品表面状态良好。4次储存试验结束恢复常温后, 对产品进行详细外观检查, 并完成了无损探伤检测, 结果显示各类试件状态良好, 无开裂情况, 表明高增益天线的结构设计、材料和工艺选择满足火星探测超低温环境使用要求。

5 热变形试验验证及分析

由于热变形仿真采用的材料特性参数为标称值, 与实际材料属性可能存在偏差。因此仿真获取的热变

形参数仅作为参考, 需要通过热变形测试进行验证。由于真空试验设备能力的限制, 环火阴影超低温工况的热变形数值利用修正后的模型进行仿真分析。

5.1 热变形测试方案

高增益天线热变形测量采用近景摄影测量方法完成^[12-13]。热变形测量系统主要由2台测量相机、2套测量相机保护罐和热变形测试分析控制系统组成。其中测量相机的功能是在真空罐内对高增益天线表面粘贴的靶标点进行拍摄, 提供高清数字图像; 相机保护罐的作用是为测量相机提供常温、常压的工作环境, 保证测量相机工作稳定、正常。相机保护罐附带一套热控保护系统, 能够实时监测相机保护罐内的温度, 自动完成温度闭环控制, 保证测试过程中罐内的温度始终稳定在设定的范围内; 测试分析控制系统的功能是实现了对测量相机的控制, 并将测量相机拍摄的图像传输到数据处理分析终端设备, 分析并获取反射面天线的外形结构参数。

进行热变形测试时, 高增益天线和两台测量相机分别置于真空罐内3个独立的支架工装上面, 其安装状态如图7所示。两台测量相机位于反射面上方, 相机的距离为3.2 m, 相机安装高度与反射面中心的距离为2.5 m, 反射面左右两边各放置一根基准尺, 基准尺放置高度为0.25 m。根据相机安装位置及反射面尺寸计算整个测量区域对相机视场角的需求, 得出热变形测量对相机视场角的需求为 $58^{\circ} \times 39^{\circ}$ 。该测量系统相机视场角为 $90^{\circ} \times 66^{\circ}$, 经分析使用双相机进行测量的精度为0.05 mm, 测试精度满足热变形测试要求。

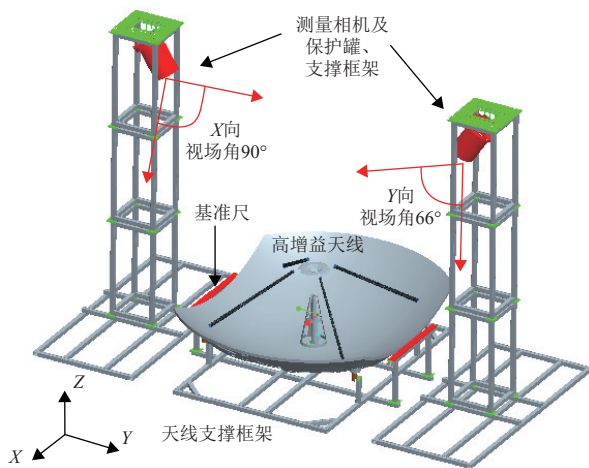


图7 热变形测试示意图

Fig. 7 Configuration of thermal distortion measurement

5.2 热变形测试验证

为准确获取高增益天线在轨工作时的形变量, 评

估天线性能变化情况, 开展了热变形测试验证工作。馈源组件由于采用了主动热控措施, 产生的热变形很小, 经分析馈源组件热变形对天线增益和指向性能的影响可忽略不计, 不参加热变形测试。参加热变形测试的部件为主反、副反及其支撑杆, 参试产品及热变形测试系统在真空罐内的安装状态如图8所示。

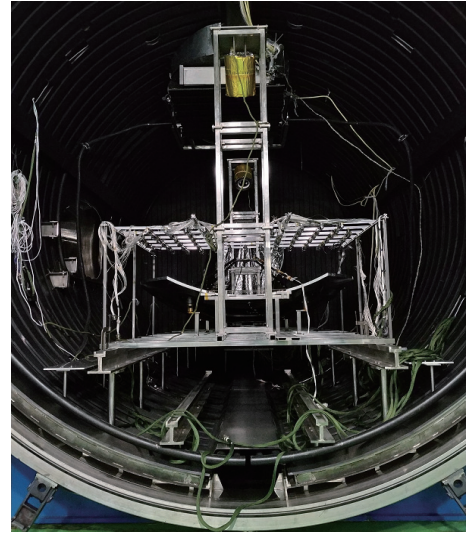


图8 热变形测试

Fig. 8 Thermal distortion measurement

选取了低温、高温、温度梯度3种温度工况开展热变形测试, 图9给出了反射面两边边缘位置温度测点的温度曲线。表7给出了热变形测试过程中各温度工况下高增益天线不同位置的温度统计数据, 低温工况最低温度为 -43°C , 高温工况最高温度为 $+86^{\circ}\text{C}$, 温度梯度工况反射面两端的温度差达到 114°C , 与仿真分析的温度场数据相当。表8给出了热变形测试结果, 从统计数据可见, 实测的天线形变量略大于仿真值, 这是由仿真选取的复合材料热属性参数与实际参数存在偏差引起的。

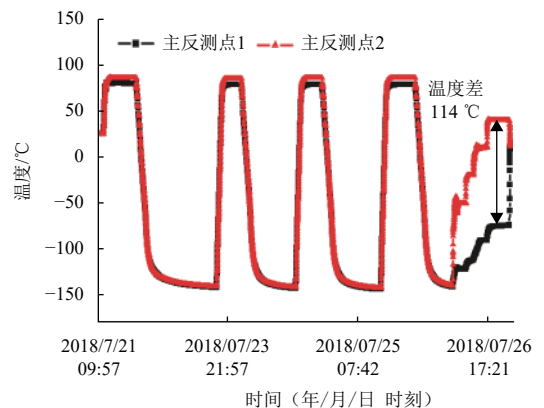


图9 热变形测试温度曲线

Fig. 9 Temperature curve of thermal distortion measurement

表 7 热变形测试温度统计结果
Table 7 Statistical temperature results of thermal distortion measurement

单位: °C

工况	主反射面					副反
	中心	上边沿	下边沿	左边沿	右边沿	
低温	-103	-139	-135	-143	-135	-136
高温	68	76	82	86	80	78
温度梯度	-31	-42	-36	-75	40	-62

表 8 热变形测试统计结果
Table 8 Statistical results of thermal distortion measurement

单位: mm

工况	主反射面					副反
	中心	上边沿	下边沿	左边沿	右边沿	
低温	-0.33	-0.78	-0.72	1.51	1.32	-0.48
高温	0.10	0.13	0.12	-0.32	-0.21	0.22
温度梯度	-0.17	-0.28	-0.19	0.88	-0.39	-0.33

图10给出的是低温工况下反射面天线相对于常温状态的实时形变分布测试结果。由测试结果可见, 低温工况天线相对于常温处于冷缩状态, 表现为主反射面左右两侧上翘, 副反射面向斜下方收缩。

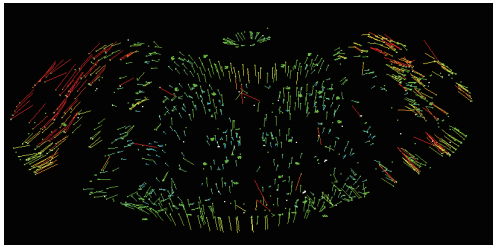


图 10 低温工况反射面天线实测形变分布图
Fig. 10 Thermal distortion distribution of low temperature condition

将各测试工况下实际获取的形面数据与设计模型进行比对, 获取了形面精度数据。图11给出了热变形测试试验前后常温状态以及热变形测试期间高增益天线的形面精度 (RMS) 测试结果。由统计结果可见, 高增益天线在热变形测试前常温状态下的形面精度为 0.142 mm。热变形测试期间低温工况下高增益天线的

形面精度最差为 0.621 mm, 热变形试验结束恢复到常温状态后, 高增益天线形面精度为 0.147 mm, 与试验前状态一致。

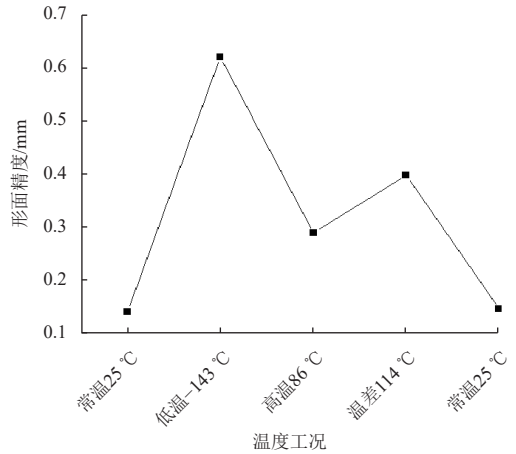


图 11 高增益天线在不同温度工况下的实测形面精度统计结果
Fig. 11 Measured surface accuracy results of HGA under different temperature conditions

5.3 环火阴影超低温热变形评估分析

根据上述热变形测试获取的参数, 对热变形仿真模型中复合材料的热膨胀系数、导热系数进行了修正, 使得仿真值趋近于测试值。模型修正后对环火阴影超低温状态下的热变形进行了分析, 结果如表9所示, 该结果用于后续热变形性能变化评估分析。

表 9 热变形仿真统计结果
Table 9 Simulation results of thermal distortion

单位: mm

工况	主反射面					副反	馈源组件
	中心	上边沿	下边沿	左边沿	右边沿		
环火阴影超低温	-0.49	-1.07	-0.98	2.07	1.80	-0.69	-0.28

6 热变形影响分析

根据反射面天线的形变分布数据, 建立天线形变后的电磁仿真模型进行方向图仿真分析, 热变形后的性能变化统计如表10所示。

表 10 高增益天线热变形性能分析结果
Table 10 Simulation results of HGA with thermal distortion

参数	指标要求	接收通道				发射通道				
		低温仿真值	高温仿真值	温度梯度仿真值	超低温仿真值	低温仿真值	高温仿真值	温度梯度仿真值	超低温仿真值	
轴向增益/dBi	≥42	42.46	42.49	42.42	42.28	≥43.5	44.12	44.24	44.20	44.01
3 dB波束宽度/ (°)	≥1.0	1.06	1.03	1.10	1.13	≥0.86	0.89	0.86	0.92	0.93
3 dB波束内轴比/dB	≤1	0.73	0.62	0.65	0.78	≤1	0.80	0.76	0.75	0.82
收发通道隔离度/dB	≥25	36.55	37.02	37.18	36.21	≥25	38.56	39.79	40.12	37.86
驻波比/dB	≤1.5	1.21	1.19	1.20	1.21	≤1.5	1.18	1.16	1.16	1.19
指向偏差/ (°)	≤0.06	0.018	0.012	0.027	0.021	≤0.06	0.019	0.014	0.028	0.023

由表10统计数据可见,波束指向偏差最大为 0.028° @发射通道,出现在温度梯度工况。轴向增益损失最大为 0.50 dB @接收通道,出现在环火阴影超低温工况。图12给出了低温工况下反射面天线热变形前后方向图对比结果。

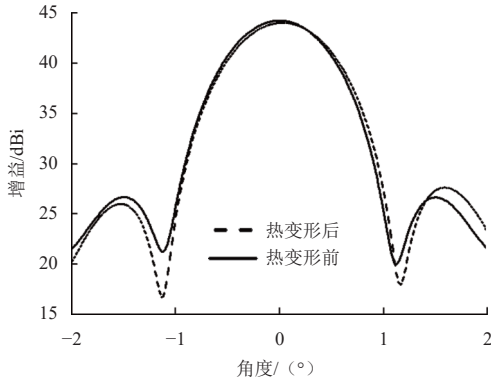


图12 低温工况热变形前后方向图仿真结果

Fig. 12 Comparison simulation results of HGA's radiation pattern under low temperature condition

综合上述分析,高增益天线设计的各项技术指标均留有裕度,发生热变形后的性能满足在轨使用指标要求。通过开展高增益天线温度场仿真分析、热变形仿真分析、热变形测试和天线性能评估分析工作,有效验证了天线设计的合理性。

7 在轨测试验证情况

火星环绕器在轨期间对高增益天线的指向性能进行了在轨测试。由于天线指向性能无法在轨直接测试,需要间接通过通信链路系统测试来评估。测试方法是将与高增益天线上行接收通道相连的应答机接收电平理论计算值与实测值进行比较。表11给出了环绕器距离地球约250万km时环绕器应答机的接收电平测试值与理论计算值的比较结果。其中,理论计算值采用的天线增益是 3 dB 波束宽度范围内的增益值。在轨实测的链路电平值比理论值相差 2.62 dB ,则天线指向角度处的增益与理论值偏差 0.38 dB ,与热变形后因波束指向偏差造成的增益损失相当。

表11 在轨测试结果

Table 11 On-orbit test results

参数	理论计算值	实测值
应答机接收电平/dB	-78.52	-75.90

8 结论

本文对火星环绕器高增益天线在轨热变形指向偏差进行了评估分析,对高增益天线在减小热变形方面

采取的热设计、测试验证方法等技术难点进行了研究,采用半物理仿真分析方法评估了高增益天线性能变化情况,结果表明高增益天线在发生热变形后的性能满足设计要求。高增益天线经过在轨测试验证,其增益指向性能测试值与预估值吻合,有效验证了高增益天线设计和验证方法的准确性,可作为后续深空探测领域大口径反射面天线研制的参考。

参 考 文 献

- [1] 张丽娜,刘伟栋.一种Ka频段双圆极化天线设计及热变形分析[J]. 无线电工程,2017,47(4):58-64.
ZHANG L L, LIU W D. Design of a Ka-band dual-circular polarized antenna and thermal deformation analysis[J]. Radio Engineering, 2017, 47(4): 58-64.
- [2] 赵军忠,刘越东,刘晓勇.某星载天线热变形对跟踪指向精度的影响仿真分析[J]. 遥测遥控,2013,34(5):1-4.
ZHAO J Z, LIU Y D, LIU X Y. Analysis of influences of thermal distortion on track pointing precision of a kind of satellite antenna[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2013, 34(5): 1-4.
- [3] 杨可忠.环焦天线的设计[J]. 无线电通信技术,1992,18(2):73-82.
YANG K Z. Design of ring-focus antenna[J]. Radio communications Technology, 1992, 18(2): 73-82.
- [4] 章日荣,杨可忠,陈木华.波纹喇叭[M].北京:人民邮电出版社,1988:282-295.
- [5] 刘杰,郝巍,孟江燕.蜂窝夹层结构复合材料应用研究进展[J]. 宇航材料工艺,2013,3:25-29.
LIU J, HAO W, MENG J Y. Progress in applied research of honeycomb sandwich composites[J]. Aerospace Materials & Technology, 2013, 3: 25-29.
- [6] 刘绍然,许忠旭,张春元,等.航天用蜂窝夹层板传热特性的研究进展[J]. 真空与低温,2012,18(1):1-9.
LIU S R, XU Z X, ZHANG C Y, et al. Research progress of heat transfer of honeycomb sandwich panels used in spacecraft[J]. Vacuum and Cryogenics, 2012, 18(1): 1-9.
- [7] 房海军,涂彬.碳纤维复合材料卫星天线反射面型面精度稳定性分析[J]. 航天返回与遥感,2007,28(1):67-71.
FANG H J, TU B. Stability analysis of CFRP reflecting surface in satellite antenna[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2007, 28(1): 67-71.
- [8] 何安琦,祝尚坤,李兵,等.地球同步轨道卫星对地点波束天线在轨热分析[J]. 噪声与振动控制,2016,36(4):214-216.
HE A Q, ZHU S K, LI B, et al. Thermal analysis of satellite spot beam antennas in orbit[J]. Noise and Vibration Control, 2016, 36(4): 214-216.
- [9] 陈建新,刘伟强.某遥感卫星热分析技术研究[J]. 上海航天,2011,28(3):46-49.
CHEN J X, LIU W Q. Research on thermal analysis for some remote sensing satellite[J]. Aerospace Shanghai, 2011, 28(3): 46-49.
- [10] 杨仲.反射面天线热变形对其方向图的影响[J]. 电子机械工程,2015,31(5):19-22.
YANG Z. Effects of thermal deformation on the far-field pattern of reflector antenna[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2015, 31(5): 19-22.

- 22.
- [11] TSAI S W, WU E M. A general theory of strength for anisotropic materials[J]. *Journal of Composite Materials*, 1971, 5(1): 58-80.
- [12] 蒋山平, 杨林华, 许杰, 等. 真空低温环境下卫星天线变形摄影测量技术[J]. *光学技术*, 2013, 39(4): 313-317.
- JIANG S P, YANG L H, XU J, et al. Photogrammetric measurement of deformation for satellite antennas in vacuum cryogenic environment[J]. *Optical Technique*, 2013, 39(4): 313-317.
- [13] 于江, 蒋山平, 杨林华. 基于数字近景摄影测量的天线变形测量[J]. *航天器环境工程*, 2008, 25(1): 56-58.
- YU J, JIANG S P, YANG L H. Displacement measurement of antennas by means of digital close range photogrammetry[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2008, 25(1): 56-58.
- 作者简介:
张顺波(1982-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 飞行器天线设计。
通信地址: 上海市闵行区中春路1777号(201109)
电话: (021)24182618
E-mail: shanon18@163.com

On-orbit Thermal Design and Beam Pointing Error Impact Analysis of High Gain Antenna of Mars Orbiter

ZHANG Shunbo¹, REN Hongyu¹, JIN Chunshuai², LIU Weidong¹, LI Chunhui¹, LI Yong¹

(1. Shanghai Aerospace Electronic Technology Institute, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: The technical difficulties on thermal design, suitability under -195°C ultra-low temperature condition, analysis and verification of beam pointing error caused by thermal distortion for high gain antenna of Mars orbiter were summarized, and relevant design and verification were completed. Based on thermal design state, the temperature field and thermal distortion of high gain antenna under typical working conditions during the operation on orbit were simulated and analyzed. A vacuum thermal distortion measurement system for large aperture reflector antenna was designed and developed. According to vacuum thermal distortion test data, the beam pointing error was evaluated by a hybrid simulation method. The results show that the maximum beam pointing error is 0.028° , and the gain loss is less than 0.5dB, both of which are within the design margin. The on-orbit test results confirm that the beam pointing performance is consistent with the evaluation, which effectively verifies the accuracy of the thermal design and verification method.

Keywords: Mars orbiter; high gain antenna; ultra-low temperature; thermal distortion; beam pointing error

Highlights:

- Analysis of thermal design and simulation of deep space exploration antenna.
- Vacuum thermal distortion test under low and high temperatures for 2.5 m aperture reflector antenna.
- Analysis and on-orbit test of beam pointing error caused by thermal distortion for high gain antenna of Mars orbiter.
- Suitability analysis and verification under -195°C ultralow temperature condition.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]