http://www.seejournal.cn

E-mail: htqhjgc@126.com

Tel: (010)68116407, 68116408, 68116544

一种伞状天线反射器型面热变形测量及 分析模型在轨预示

王 波¹, 王朋朋¹, 姚永田¹, 师 甜¹, 李振伟² (1. 中国空间技术研究院 西安分院, 西安 710100; 2. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要:文章详细介绍了在真空高低温环境下一种伞状可展开天线的型面测量过程。首先依据天线在轨热分析结果定义典型温度工况,然后采用红外加热笼与天线自身主动热控相结合的方法实现天线各部件不同温度的控温要求,并采用摄影测量方法测量典型极端工况下的天线反射器型面热变形。结果表明,测量值与试验前热变形预示结果一致性较好,证明天线热变形分析模型有较高精度。依据在轨热分析温度场计算天线在轨热变形,得到天线在最大温度梯度工况下的型面变化(RMS)最大为0.19 mm。

关键词:网状天线;天线反射面;热变形;摄影测量;热分析模型;在轨预示 中图分类号:P236;TN820.8^{*}4 文献标志码:A 文章编号:1673-1379(2020)03-0269-06 DOI:10.12126/see.2020.03.010

Thermal deformation testing for an umbrella antenna reflector and on-orbit prediction with verified model

WANG Bo¹, WANG Pengpeng¹, YAO Yongtian¹, SHI Tian¹, LI Zhenwei² (1. Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710100, China;
2. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: This paper presents the thermal deformation testing of a deployable cable-mesh reflector by using the photogrammetry method with a thermal vacuum facility. The typical thermal conditions are adopted based on the on-orbit thermal analysis of antenna. The target temperatures on different parts of the antenna are reached by using an infrared heating device and the electric heater of the antenna itself at the same time. Testing results show that the RMS value of the reflector's profile obtained by the thermal deformation modeling analysis agrees well with the measured data under typical thermal conditions, thus the model can be used for accurately predicting the on-orbit thermal deformation of the antenna. Based on that result and the on-orbit thermal environmental analysis results, the thermal deformation of the antenna is calculated for the on-orbit prediction. It is indicated that the maximum RMS value of the reflector is 0.19 mm under the maximum temperature difference condition during orbiting.

Keywords: cable-mesh antenna; antenna reflector; thermal deformation; photogrammetry; thermal analysis model; on-orbit prediction

收稿日期: 2019-07-19; 修回日期: 2020-05-11

基金项目:国家自然科学基金项目"大型天线高精度索网结构在轨稳定性关键影响因素和机理研究"(编号:U1537213)

引用格式: 王波, 王朋朋, 姚永田, 等. 一种伞状天线反射器型面热变形测量及分析模型在轨预示[J]. 航天器环境工程, 2020, 37(3): 269-274

WANG B, WANG P P, YAO Y T, et al. Thermal deformation testing for an umbrella antenna reflector and on-orbit prediction with verified model[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(3): 269-274

0 引言

未来的空间通信和对地观测任务等对大口径 可展开天线反射器的需求日益增多;随着现代通信 技术和雷达技术向着高频化方向发展,对天线型面 精度的要求也越来越高^[1-3]。伞状天线作为一种新 型可展开卫星天线,具有结构简单、型面精度可调 整等优点,被广泛应用在多种不同的空间任务中^[4-6]。 在空间冷背景及外热流的作用下,天线上裸露部件 的温度变化范围可达-150~120℃,温度载荷引起 的热变形对有着高精度要求的天线型面变化影响 不可忽视,尤其是以"索-网"构成的反射面,在微小 热流载荷作用下温度变化即引起较为明显的热变 形^[7],给星载高精度天线的在轨型面保持带来巨大 的挑战。

目前国内外通常采用机电热一体化仿真手段 来验证网状天线在轨热变形特性,而热变形分析模 型需要经过可靠的试验验证^[8-10]。常规天线型面测 量手段,如经纬仪测量、球面近场下平面波散射矩 阵法^[11],仅能在常压常温实验室环境下测量天线型 面制造误差;而在不引入温度载荷的情况下,仅依 据通过常温常压环境下测量数据修正的天线热变 形分析模型,无法准确预测天线的在轨型面变化。

摄影测量法具有非接触、高精度、测量速度快、 自动化程度高、适应恶劣环境等优点,被各国各航 天机构广泛用于大口径天线型面测量^[8,12],以验证 天线反射器的设计合理性。模拟天线在轨热环境主 要有2种方法,一种是采用太阳模拟器模拟太阳直 射热流,但这种方法仅能实现天线服役初期温度环 境的模拟且花费高昂,同时,引入的可见光干扰给 摄影测量系统带来巨大挑战;另一种是采用常压高 低温箱,但由于对流换热的影响,这种方法很难实 现天线不同部件独立控温,且无法模拟温差工况, 因此,对于复杂部件产品,其试验温度通常受限于 产品中工作温度范围要求较窄的部件,试验工况无 法真实模拟实际在轨温度条件。

本文采用摄影测量方法,在真空热环境下对在 轨热变形精度要求较高的伞状天线进行了热变形 测量。试验中采用红外加热笼与天线自身主动热控 相结合的手段来实现天线变形敏感部件独立控温, 力求用最简单的试验工装和设备实现伞状天线在 轨温度场的模拟。用高温工况、低温工况及最大温 度梯度工况下的型面测量结果验证热变形仿真分 析模型的准确性,并在此基础上开展天线的在轨热 变形预示。

1 型面测量方案

1.1 天线结构

图 1 所示为某型号高精度伞状天线结构。天线 口径 4.2 m,采用径向肋设计方案,天线肋固定于高 精度展开机构上,反射面主要由刚性的肋组件和柔 性的张力索-金属网组件组成,前后张力索固定于 肋上,通过调整张力索长度最终得到所需型面。



Fig. 1 Deployed configuration of umbrella antenna

考虑到在真空低温设备中对大型网状天线进 行重力卸载难度较大,在热变形测量之前,需要慎 重分析重力场对热变形测量结果的影响^[13]。因此, 开展本次试验前,在常压环境下验证了重力对天线 型面热变形测量的影响。结果表明,重力卸载与不 卸载相比,相同测量工况下天线的热变形 RMS 值 相差最大为 0.01 mm,且型面热变形分布基本一 致,说明重力场对天线型面热变形评价基本无影响。

1.2 热变形测量方案

根据测量精度的要求,测量方案选择了单相机 移动拍摄的方式,摄影测量装置见图2所示。整个 装置主要包括:摄影测量设备及移动机构,试验支 架。在正式试验前,选择标准单晶玻璃试样,对其 温度和变形进行测量,定量评估了本次试验测量系 统的测量精度^[14]约为0.05 mm。

根据天线结构特性,在天线金属网、中心馈电 组件上共粘贴了 3258 个变形测量靶标,具体分布 如图 3 所示。



图 2 摄影测量装置 Fig. 2 Schematic diagram of the photogrammetry device

为准确获取反射器各部位的温度并实现不同 部件的独立控温,天线上共布置了246个测温点, 其中每个肋和张力索扇区各均布54个测温点,展 开机构上与对天线型面影响较大的部件上均布 36个测温点,见图4;其他测温点布置在中心馈电 组件和工装上。为了减小测温热电偶重量对天线型 面产生的影响,布置在天线肋和张力索上的测温点 选用 AWG40 极细热电偶^[15]作为测温元件。根据 重力变形分析结果,热电偶粘贴前后天线型面精度 变化小于 0.024 mm,对于热变形测量而言,这一影 响可以忽略。









为尽量真实模拟在轨天线典型温度工况下的热 变形,同时避免高精度测量机构温度范围超限,导 致高精度测量机构过试验,影响测试精度的情况, 天线控温采用红外加热笼与天线自身主动热控相 结合的方法实现天线肋、展开机构和张力索-金属网 结构独立控温,天线在真空罐中的试验状态见图 5。



图 5 天线在真空罐中的试验状态 Fig. 5 State of antenna in the vacuum chamber for thermal deformation testing

1.3 天线试验工况

天线型面热变形测量的试验条件剖面见图 6。 图中 A1~A17 为测量时刻,其中:A1 为产品安装

至真空罐内静止 24 h 后 20 ℃ 工况; A2 作为测量 基准型面: A3~A15 反映天线型面相对于 20 ℃ 时 的变化; A17 为试验结束后 20 ℃ 工况; A2、A16 均 为低真空 20 ℃ 工况, 且热沉还未降温(或已回温), 故天线上的所有测温点温度均接近 20 ℃, A16 时 天线已经历真空除湿过程; A3、A5、A8、A10、A13、 A15 均为高真空 20 ℃ 工况, 热沉已降温至-190 ℃, 天线依靠红外加热笼和自身控温加热器维持在 20 ℃ 左右,天线的温度梯度较大。根据天线的在轨 热分析结果外扩 11 ℃ 作为本次试验高温、低温工 况的温度条件,其中:A4、A9、A14 为天线工作温度 下的高温工况(82℃),此时张力索温度控制到 115 ℃, 展开机构温度为 60 ℃; A6、A11 为天线工 作温度下的低温工况(-65℃),此时张力索温度控 制到-150 ℃, 展开机构温度为-10 ℃。A7、A12 为天 线反射器一半低温(-60 ℃)、一半高温(60 ℃)的极 端温度梯度工况,此时张力索温度控制到-150℃, 展开机构温度为-10℃。





2 型面热变形测量结果

2.1 测量数据处理方法

本文通过型面法向误差的均方根来评价天线 反射器型面的热变形。

在进行热变形测量前,通过摄影测量获得天线 在常温下的靶标点坐标为 $P_1(x_1, y_1, z_1)$;在温度载荷 条件下天线对应靶标点的坐标为 $P_3(x_3, y_3, z_3)$ 。 P_3 与 P_1 相比除了轴向(z向)的位移量,还存在沿反射 器切向和径向(x向和y向)的位移量,见图 7 所示。



图 7 天线反射器型面热变形均方根误差计算方法示意

Fig. 7 RMS data processing method for thermal deformation assessment

计算变形后靶标点位置 P₃相对于初始型面的 法向误差的流程如下:

1)通过 P₃ 作反射器的竖直切平面 AOB,由于 天线反射器为母线赋型且圆周对称,所以基准面是 允许绕 z 轴转动的。因此,可以将 P₁ 绕反射器 z 轴 转动,定义转动时 P₁ 与平面 AOB 的交点为 P₂,则 P₂ 和 P₃ 位于同一平面内。

2) P_2 与 P_3 之间的z向位移量为Δz, Δz=Δ z_1 +Δ z_2 , 其中: Δ z_1 为由于天线肋沿长度方向变形 Δ ρ 引起 的z向变形量, Δ z_1 =Δ ρ tan θ , θ 为 P_3 处型面切线与 水平面的夹角; Δ z_2 为天线肋单纯z向变形量。反射 器型面法向误差的均方根为

$$\text{RMS} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} (\Delta z_2 \cos \theta)^2},$$
 (1)

其中 n 为测量点数量。需要说明的是: $P_2 与 P_1$ 相 对于坐标原点 O 的投影距离 $\rho_1 与 \rho_2$ 均为 $\sqrt{x_1^2 + y_1^2}$, P_3 相对于坐标原点 O 的投影距离 ρ_3 为 $\sqrt{x_3^2 + y_3^2}$,因 此上述求解法向误差的过程中,已经通过 $\Delta \rho = \rho_1 - \rho_3$ 考虑了靶标点 x 向和 y 向的位移量。

2.2 测量与分析预示对比

试验前建立了天线热变形仿真模型,对试验典 型工况进行了热变形仿真预示,通过试验对模型进 行了验证。表1给出了在3种典型极端工况(极端 高温、极端低温和极端温度梯度)下天线反射器型 面热变形测量结果及仿真预示结果。极端高温工 况(82℃)下测量得到的型面热变形均方根值在 0.06~0.09 mm 范围内波动,极端低温工况(-65℃)下 在 0.21~0.22 mm 之间,极端温度梯度工况(-60℃/ 60℃)下在 0.14~0.15 mm 之间。测量结果均满足 精度要求,且与试验前的仿真预示结果良好吻合, 验证了热变形仿真模型的准确性,具备了在此基础 上开展天线在轨热变形预示的条件。

表 1 典型极端工况下天线反射器型面热变形测量及仿真 预示结果

Table 1 Test results and predicted results of thermal deformation(RMS) under uniform thermal conditions

工况	测量结果/	仿真预示/	最大偏差 BMS/mm
和油学油			ICIVIS/IIIII
 牧	0.06~0.09	0.11	0.03
(A4, A9, A14)	0.00 0.07	0.11	0.05
极端低温			
$(\Lambda 6 \Lambda 11)$	$0.21 \sim 0.22$	0.23	0.01
	$0.14 \sim 0.15$	0.17	0.02
(A7, A12)	0.14 0.15	0.17	0.02

图 8 给出了 3 个典型极端工况下天线反射器型面热变形测量结果云图,可以看到,反射器型面变形分布较为均匀,这对天线的射频性能有利。





图 8 典型极端工况下天线反射器型面热变形摄影测量结果 Fig. 8 Thermal deformation map of test results under uniform thermal conditions

3 在轨热变形预示

天线在轨热变形仿真预示的温度场输入由热 分析结果提供,通过温度插值将在轨热分析温度场 以温度载荷的形式施加到热变形分析模型上。按照 寿命初期和寿命末期2种热控状态以及夏至、分点 和冬至3个典型时刻,共有6个典型工况,每个工 况有48个计算点,共包含288个热变形仿真结果。 其中天线肋在每个时刻的最高温(*T*_{max})、最低温 (*T*_{min})、最大温差(*T*_{diff})以及同时刻天线反射器型面 热变形仿真结果如图9所示。





表 2 给出仿真预示的 3 种典型极端工况下天 线反射器型面在轨热变形均方根值,极端温度梯度 下,天线型面变化达到最大值 0.19 mm。

表 2 典型极端工况下天线反射器型面在轨热变形 Table 2 Predicted results of thermal deformation under typical orbit thermal conditions

工况	热变形/mm	
极端高温	0.14	
极端低温	0.17	
极端温度梯度	0.19	

图 10 为仿真预示的 3 种典型极端工况下天线 反射器型面在轨热变形云图,通过与对应工况的型 面热变形测量结果(图 8)对比可知,天线在轨型面 变化更为均匀。



图 10 典型极端工况下天线反射器型面在轨热变形云图 Fig. 10 Thermal distortion map for predicted results under typical orbit thermal conditions

4 结论

本文对某型号高精度伞状天线在极限高、低温 工况下的型面进行了测量,同时给出了天线在轨热 变形预示结果,试验及仿真数据表明:

1)真空环境下极端高温、低温和温度梯度工况 下反射面变形分布较为均匀,且测量结果与仿真预 示结果一致性较好(最大偏差 RMS 为 0.03 mm),表 明热变形仿真模型有较高的分析精度;

2)以天线在轨热分析温度场为输入,通过验证 后的热变形分析模型仿真计算了天线在轨热变形,结 果表明反射器在轨最大热变形(RMS)为0.19 mm。

参考文献(References)

- SANTIAGO-PROWALD J, BAIER H. Advances in deployable structures and surfaces for large apertures in space[J]. CEAS Space Journal, 2013, 5(3/4): 89-115
- [2] MEGURO A, SHINTATE K, USUI M, et al. In-orbit deployment characteristics of large deployable antenna reflector onboard Engineering Test Satellite VIII[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(9): 1306-1316
- [3] ROEDERER A G, JENSEN N E, CRONE G A. Some European satellite-antenna developments and trends[J]. IEEE Antenna and Propagation, 1996, 38(2): 9-21
- [4] CHAHAT N, HODGES R E, SAUDER J, et al. CubeSat deployable Ka-band mesh reflector antenna development for earth science missions[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2016, 64(6): 2083-2093
- [5] HASANZADE V, SEDIGHY S H, SHAHRAVI M. Compact deployable umbrella antenna design with optimum communication properties[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(3): 781-785
- [6] TORAL M, HEFFERNAN P, NGAN Y, et al. Payload onorbit performance verification of TDRS HIJ[C]//22nd AIAA International Communications Satellite Systems Conference & Exhibit. Monterey, CA, USA, 2004

[7] FUTAGI Y, MASUMOTO H, INOUE T, et al. Thermal control of a large deployable antenna on the HALCA satellite[C]//28th International Conference on Environmental Systems. Danvers, MA, USA: SAE, 1998

第 37 卷

- [8] STEGMAN M D, FEDYK M, KUEHN S. Solar thermal vacuum testing of deployable mesh reflector for model correlation[C]//IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA, 2010
- [9] MEGURO A, HARADA S, WATANABE M. Key technologies for high-accuracy large mesh antenna reflectors[J]. Acta Astronautica, 2003, 53(11): 899-908
- [10] SCIALINO L, IHLE A, MIGLIORELLI M, et al. Large deployable reflectors for telecom and earth observation applications[J]. CEAS Space Journal, 2013, 5(3/4): 125-146
- [11] CHUJO W, ITO T, HORI Y, et al. Surface accuracy measurment of a deployable mesh reflector by planar nearfield scanning[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1988, 36(6): 879-883
- [12] 万小平,于新战. 某卫星固面反射器热变形测试分析与 模型修正[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(6): 672-675
 WAN X P, YU X Z. Test and analysis of thermal distortion of a deployable CFRP reflector[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(6): 672-675
- [13] MIYASAKA A, ANDO K. Thermal balance testing for a large deployable reflector[C]//29th International Conference on Environmental Systems. Denver, CO, USA: SAE, 1999
- [14] 张鹏嵩, 蒋山平, 杨林华, 等. 某数字摄影测量系统精度 量化评估方法[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(6): 648-651 ZHANG P S, JIANG S P, YANG L H, et al. Measurement accuracy of a digital photogrammetric system evaluated by a quantified method[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(6): 648-651
- [15] MIYASAKA A. Satellite mesh reflector temperature measured by using fine thermocouples[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1998, 13(1): 164-165

(编辑:闫德葵)