

大型星载固面天线热变形试验及 仿真分析验证

李奇, 周徐斌, 杜三虎, 王萌

(上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 星载天线在轨运行期间所经历的复杂温度环境, 会使天线产生严重的热变形, 从而对其电性能造成重要影响。文章根据大型星载固面天线热变形的特点, 提出热变形试验与仿真一体化分析验证方法, 并且将测试结果与数值仿真结果进行相互校验。该方法可为大型星载天线结构设计及验证提供参考。

关键词: 星载固面天线; 热变形分析; 热变形试验; 数字近景摄影测量; 模型验证

中图分类号: V414.6

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2017)01-0040-09

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2017.01.007

Simulation analysis and model validation of thermal distortion for large space-borne solid antenna

LI Qi, ZHOU Xubin, DU Sanhu, WANG Meng

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: The space-borne antenna is in a complex temperature environment when traveling in orbit, which leads to a serious thermal distortion, to influence the electrical property of the antenna. According to the characteristics of the thermal distortion test, a thermal distortion test and modeling integrated analysis method is introduced. The method is briefly introduced in this paper, including the thermal distortion test project, and the simulation model, and the results of test are compared with the results of simulation. The verification method of the thermal distortion test and analysis can play an important role in the design of the large space-borne antenna.

Key words: space-borne solid antenna; thermal distortion analysis; thermal distortion test; digital close-range photogrammetric survey; model validation

收稿日期: 2016-07-21; 修回日期: 2017-01-20

基金项目: 总装备部共性基金项目(编号: 9140A20020112914001)

引用格式: 李奇, 周徐斌, 杜三虎, 等. 大型星载固面天线热变形试验及仿真分析验证[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(1): 40-48
LI Q, ZHOU X B, DU S H, et al. Simulation analysis and model validation of thermal distortion for large space-borne solid antenna[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(1): 40-48

0 引言

目前,星载固面天线不仅结构尺寸越来越大,而且随着使用频段提高,对星载天线反射面的型面精度的要求也越来越高^[1]。在空间飞行过程中,由于周期性地进出地球阴影区,再加上飞行器自身结构的阴影遮挡,天线反射面将经历多变的温度环境,引起天线结构的热变形,进而影响天线反射面的性能。因此,星载天线结构在满足刚度、强度要求的基础上,还需要满足空间交变温度下的结构热变形要求。这就使得天线结构热变形的地面试验与仿真分析验证成为大型星载天线研制过程中必须解决的问题^[2]。

在试验方面,由于天线结构尺寸较大,必须制定合理的热变形试验方案、采取合适的测量系统。在仿真分析验证方面,有限元仿真软件尽管有成熟的应用,但仍需要进一步探讨如何实现热变形试验与仿真的机、热载荷的精确快速交互处理分析^[3-4];同时,地面热变形试验的技术限制、耗资巨大和时间周期长等因素,不可能完成所有的在轨工况热变形试验,因此,在进行有限的工况热变形试验的基础上,开展热变形的仿真研究十分必要。

本文以口径 5 m 的某星载固面天线为研究对象,根据星载天线结构热变形试验和仿真分析的特点,探讨了适用于大尺寸天线结构的热变形试验方法,将近景摄影测量技术应用于天线热变形测试中,并提出热变形试验-仿真一体化分析方法,进行试验温度载荷和仿真模型精确交互,试图提高热变形仿真分析的效率和精度。最后,通过对比试验测试结果和仿真预示结果,进行仿真模型验证和修正,并预估天线反射面在轨工况的热变形情况。

1 大型固面天线热变形试验

1.1 热变形试验简介

一般情况下,星载天线在轨温度场较为复杂,通过地面热控制措施来精准模拟在轨工况代价较大,因此,地面热变形试验主要采用在轨工况的简化温度场,比如均温高温、均温低温和高低温拉偏等。

星载天线的初步在轨热分析结果如图 1 所示。

结合以往型号热变形试验经验,按照以下原则选择试验温度场:1)在大气环境下施加温度场具有可行性;2)能够有效模拟在轨温度环境;3)相关试验结果可以用于指导天线仿真和设计。

根据以上原则,地面的热变形试验由 6 种工况组成:50 °C 均温工况——即各部件均加热至 50 °C;75 °C 均温工况——各部件均加热至 75 °C;春分工况、夏至工况、冬至工况皆为在轨 19:00 时刻的温度场;机动工况——采用自右而左的均匀温度梯度分布,天线右侧温度为 80 °C,左侧为 20 °C,最大温差 60 °C。

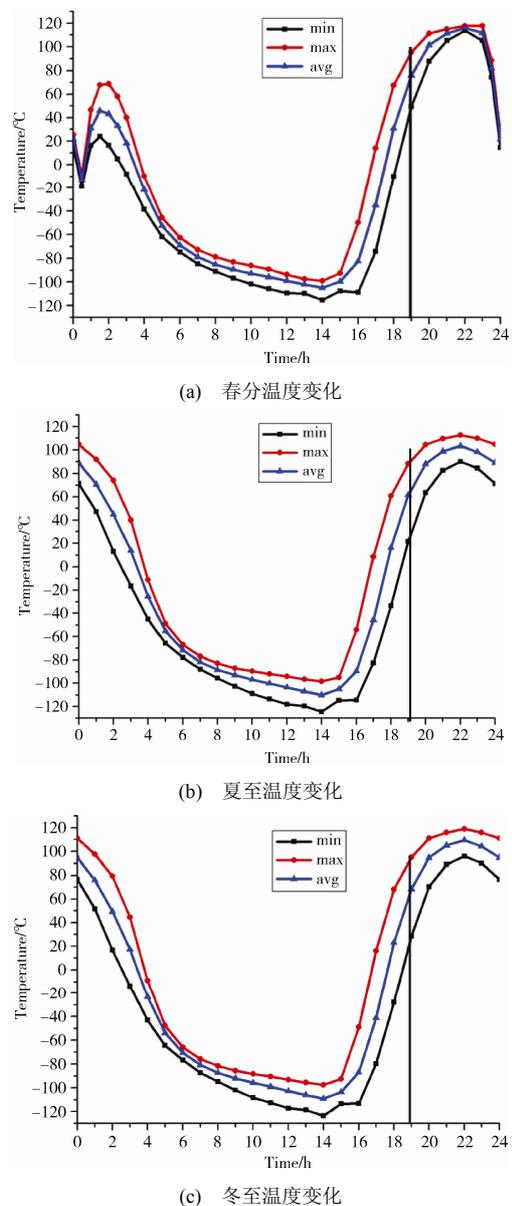
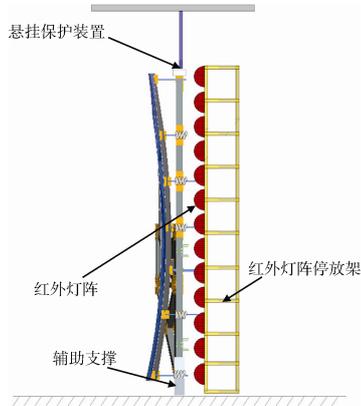


图 1 星载天线在轨温度最大值、最小值和平均值
Fig. 1 Thermal distortion curve of the antenna reflector in one period

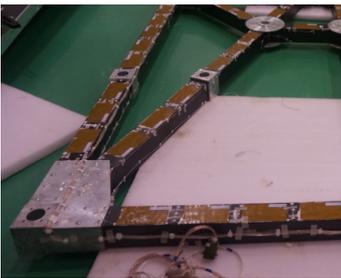
在室温和湿度稳定的条件下,采用红外灯阵对天线反射面进行升降温加载控制,天线的支撑结构包裹多层隔热组件以减少红外灯阵的影响,并通过贴在内部的加热片进行温度加载,试验布局参见图2。



(a) 试验布局简图



(b) 红外灯阵工作状态



(c) 支撑结构加热片布置
图2 天线热变形试验

Fig. 2 Thermal distortion test of the antenna reflector

试验件的测温点分布在天线面板正反面及支撑结构的关键位置,热变形试验的温度加载则是通过控制天线正面测温点的温度来控制:当正面测温点的温度数值稳定到设定值时,即认为试验温度工况稳定加载,其中50℃均温试验过程中选取4个测温点的温度均值曲线(见图3)。通过测温点实测数据可见,红外灯阵照射的天线正面和未照射的背面间存在一定温差。

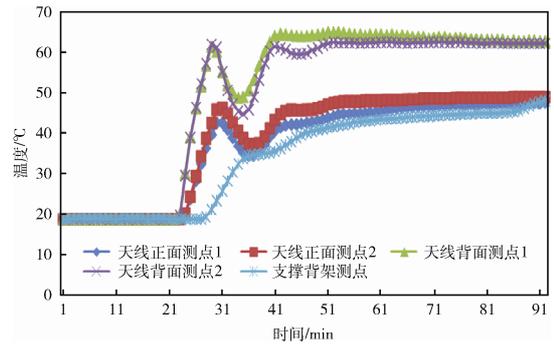


图3 50℃均温试验测温点温度曲线

Fig. 3 Temperature curve for temperature measurement points in 50℃ test condition

1.2 天线反射面热变形测量系统

对于口径为5m×3m的天线结构,由于热变形引起的型面精度误差RMS须不大于1mm,所以要求测量系统的误差不能高于50μm。本文根据实际测试环境和要求,以及国外的成功经验,采用数字近景摄影测量技术^[5]测量天线热变形。

1.2.1 数字摄影测量技术简介

数字摄影测量技术是建立在专业相机摄影和计算机图像处理基础上的一门新兴测量技术,对物体的几何尺寸及物体在空间的位置、姿态等进行快速摄影测量。该技术具有非接触、测量速度快、精度高、自动化程度高和对环境条件要求低等特点。

摄影测量原理如图4所示,通过一台(或者多台)高分辨率的数字相机在多个位置对被测物进行摄影,采用回光反射标志得到物体的多个二维影像后,经计算机图像处理可以得到目标的精确三维坐标。通过不同位置的相机对目标同时测量产生多余观测量,可以解算出相机间的位置和姿态关系,以及目标点的三维坐标。美国GSI公司的V-STARS单目摄影测量系统精度为 $\pm(5\mu\text{m}+5\mu\text{m}/\text{m})$,测量范围大于0.5m,可实现大尺寸结构的三维面形测量。

热变形试验前,在天线正面人工均匀布置圆形反光标志(RRT)和编码标志,如图5所示。编码标志是一种自身带有数字编码信息的标志,编码具有唯一性,可以进行自动识别,实现与标志的自动匹配。本文的热变形试验测量过程为:在温度加载工况前后测量标志点的空间位置,通过后处理获得各标志点的位置变化数据,即天线的热变形情况。

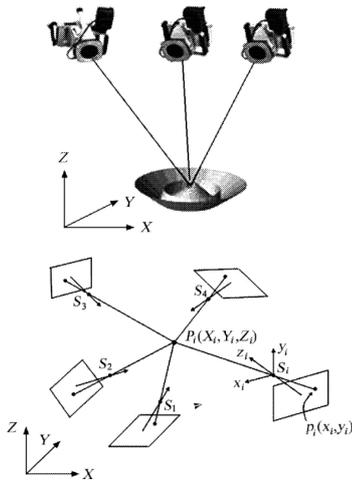


图 4 摄影测量基本原理图

Fig. 4 The fundamental principle of photogrammetric survey

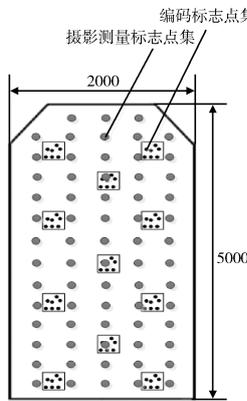


图 5 热变形试验数字摄影测量示意图

Fig. 5 Schematic diagram of digital photogrammetric survey for thermal distortion test

1.2.2 摄影测量系统精度验证

所测试天线结构尺寸较大, 最大尺寸达 7 m, 而所选用摄影测量系统的精度为 $\pm(5 \mu\text{m}+5 \mu\text{m}/\text{m})$, 故可知测量系统的误差可能达到 $\pm(30\sim 40) \mu\text{m}$ 。在进行热变形试验时, 在天线面下边缘布置 5 个千分表(布局见图 6)以测量变形量, 同时在千分表测点旁边布置摄影测量的靶标点。

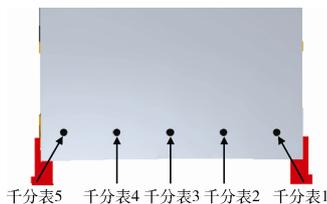
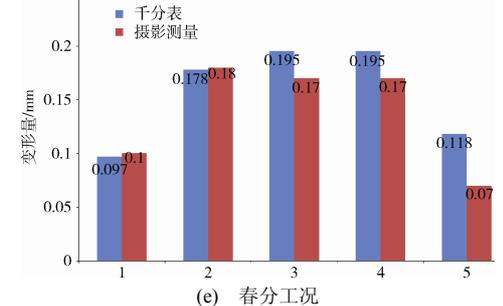
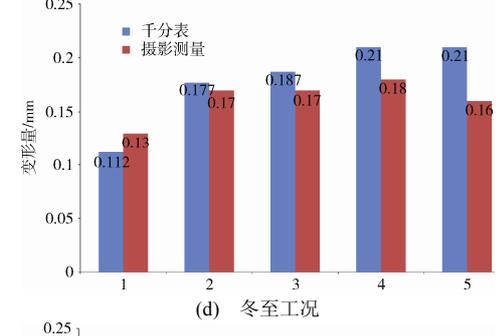
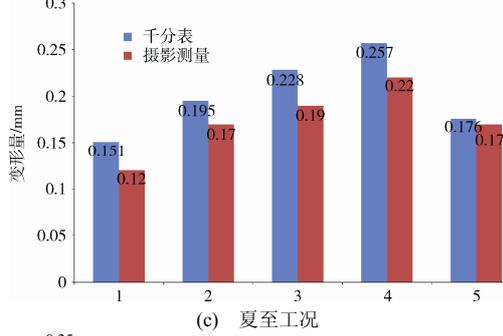
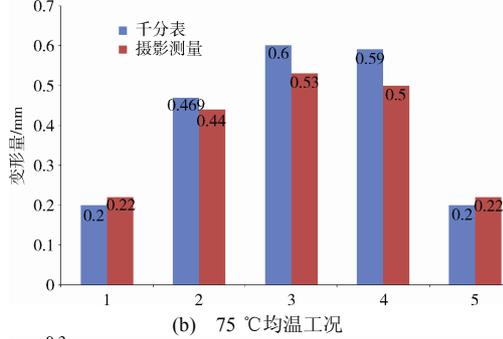
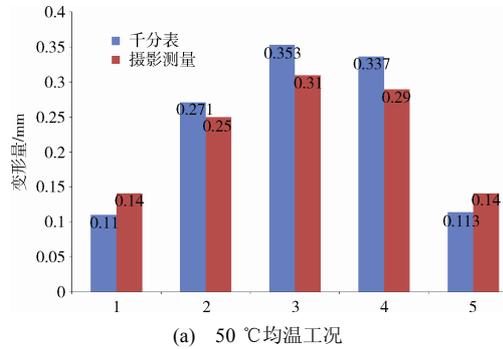


图 6 千分表布局示意

Fig. 6 The layout of micrometers

千分表的测量精度为 $1 \mu\text{m}$, 因此通过对比 2 套测量系统在相同位置的测量结果(图 7), 可以验证摄影测量系统的测量精度。由图 7 可见, 大部

分测点的偏差在 $\pm 40 \mu\text{m}$ 范围内, 表明摄影测量系统在测量过程中误差总体较小, 并且能够满足试验对测量系统的要求。



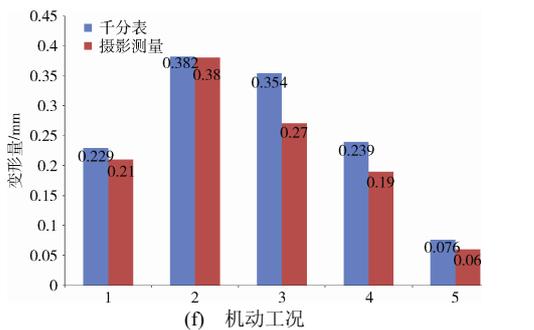


图7 两套测量系统数据对比
Fig. 7 Data comparison of two measurement systems

2 热变形试验-仿真一体化分析方法

对于星载天线热变形的仿真分析,在进行热变形试验后如何将试验温度场施加到结构分析的有限元模型上是一个关键问题。传统的热载荷施加方式主要依靠手动逐点对温度进行赋值,只适用于单元节点数目较少的模型。随着星载天线结构尺寸越来越大,结构分析模型的节点规模日趋庞大,采用传统的赋值方法已经无法满足精确施加温度载荷的要求。

2.1 热变形试验-仿真一体化分析方法流程

本文提出采用热变形试验-仿真一体化分析方法进行天线热变形分析,其流程见图8。一体化分析方法的关键是建立试验温度场与模型温度场的映射关系,使热变形试验结果和仿真结果可以对比。在天线热变形试验过程中,使用温度传感器实时测量天线结构温度,将测量数据用来生成天线模型的温度映射场。温度传感器的数目远远少于结构有限元模型的节点数量,因此需要准确地测量传感器在结构模型上的空间位置以保证温度场映射的精度。对于固定面天线的热变形仿真分析包括2步:第一步,通过试验完成温度场映射关系的建立;第二步,热变形仿真分析。在温度场映射阶段,首先,将温度传感器所测量到的平衡状态温度值映射到与传感器位置最接近的结构模型的节点上,即结构模型中这些节点的温度值与温度传感器的测量值相等;然后,利用有限元软件进行稳态热分析获得结构模型中的所有节点温度,从而得到完整的试验工况映射温度场。在热变形分析阶段,完整的映射温度场将作为结构分析模型的热载荷,通过线性静态分析获得天线结构在试验温度场下的热变形情况。通过对比试验测量的热变形结果和仿真结果,对结构有限元模型进行修正,以便更精确、详细地开展在轨复杂工况的热变形分析,指导天线结构设计。

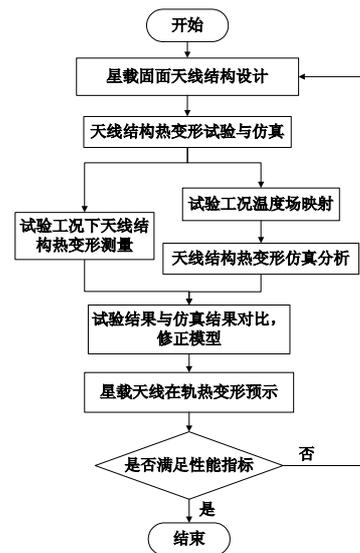


图8 热变形试验-仿真一体化分析方法流程

Fig. 8 Process of the thermal distortion test and simulation integrated analysis method

2.2 天线结构热变形仿真分析

试验过程中,通过天线正反面的热电偶实时测量的温度曲线可以发现,两面的温度差在 $10\sim 15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,即沿天线面厚度方向存在较大的温度梯度,因此在建立有限元模型的时候需要采取特殊的建模方式将温度梯度考虑进去。对于碳纤维蒙皮的蜂窝夹心结构,传统建模方式使用壳单元建立,无法考虑正反面的温度差。本文的天线反射面模型将采用三维等效刚度模型,对于前后蒙皮,在它们合适的中面位置建立壳单元网格,并且都是用初始未修改的材料属性和蒙皮厚度;而对于天线结构的蜂窝夹心,则采用实体单元建模,和前后蒙皮网格共享节点,并引用根据三明治夹心理论公式计算出的等效的横向正交各向异性的材料属性^[6-8]。天线的支撑骨架是由复合材料杆件组成的,杆件的横截面为矩形,横向的尺寸较大,其热变形对分析结果影响较大,因此须通过壳单元建立复合材料杆件的详细模型。某天线结构构型见图9。

采用热变形试验-仿真一体化分析方法获得的映射温度场如图10所示。热变形试验过程中,使用手持热成像仪测量天线正面的稳定状态温度场,获得试验工况的温度云图;通过对比试验温度云图和映射温度场云图,可见两者温度分布情况一致,极值误差在 $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内,其中夏至工况对比结果如图11所示。

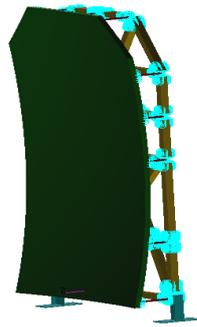


图 9 天线结构模型示意图

Fig. 9 Schematic diagram of antenna structure model

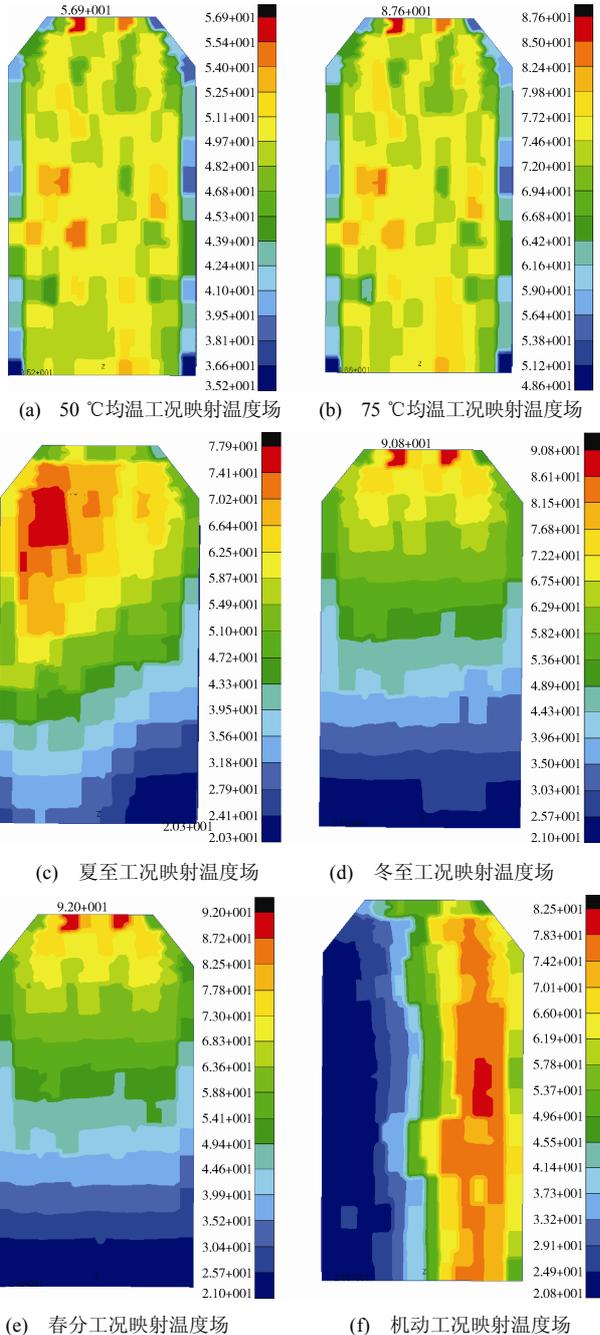


图 10 热变形分析映射温度场

Fig. 10 Temperature maps for thermal distortion analysis

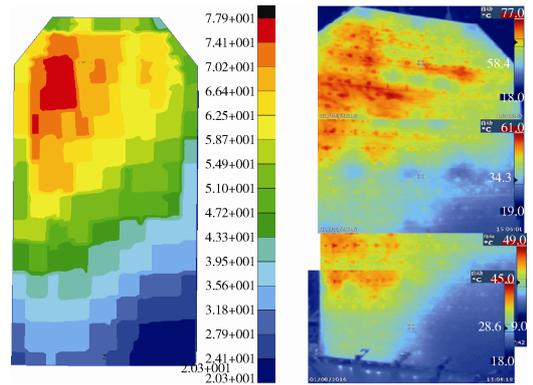


图 11 映射温度场和实测温度场对比

Fig. 11 Comparison of temperature mapping field and measured temperature field

天线结构尺寸较大,在试验过程中,重力场对天线热变形有影响,仿真中不能忽略。因此,在进行仿真分析时,须先计算在重力载荷下天线的变形情况,之后再施加温度载荷,计算在重力载荷和温度载荷共同作用下天线的变形情况,最后通过后处理将天线的这 2 次变形相减,获得在重力场存在情况下天线的热变形,这样的仿真计算过程也与热变形试验测量流程一致。75 °C 均温工况的热变形分析结果见图 12。

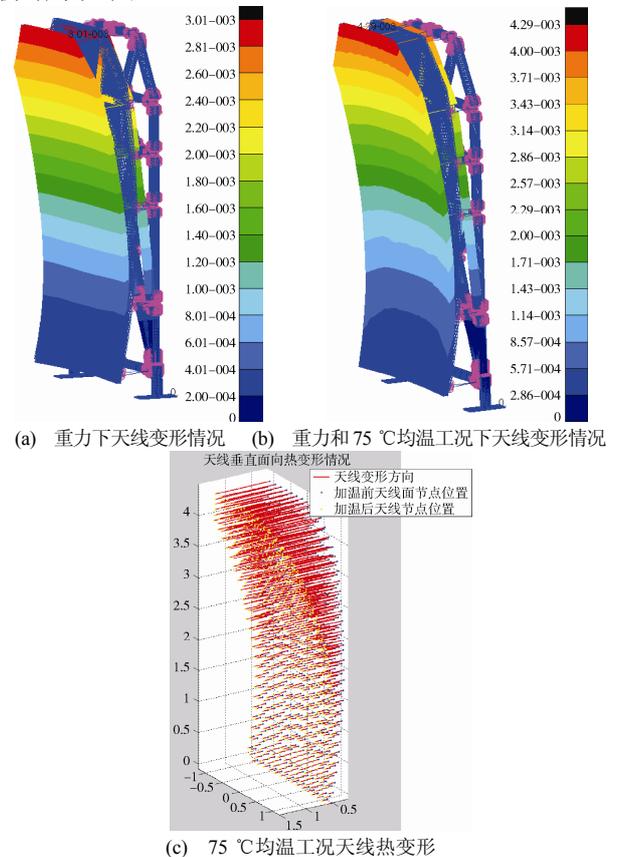


图 12 75 °C 均温工况的热变形分析结果 (含重力场载荷)

Fig. 12 Analysis of thermal distortion in 75 °C test condition (gravitational field excluded)

3 天线热变形仿真模型修正与在轨预测

3.1 天线热变形模型修正

温度变化会引起结构的变形,这一变形量与材料的热膨胀系数有关^[9-10]。结构在温度载荷下产生的变形量为

$$\Delta L = \alpha L \Delta T. \quad (1)$$

式中: L 为结构的尺寸; α 为结构材料的线膨胀系数; ΔT 为温度的变化量。若构件为自由状态,即边界无约束,则构件可以自由伸缩,不产生任何内应力。若构件受到边界约束,在温度载荷作用下不能自由变形,则结构内部将产生热应力,为

$$\sigma = -\alpha E \Delta T. \quad (2)$$

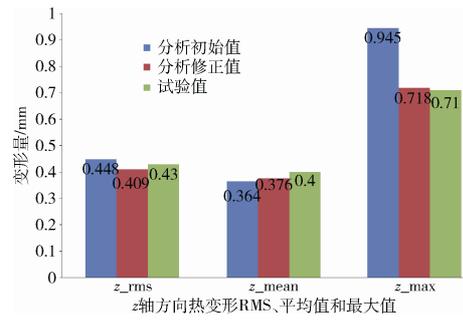
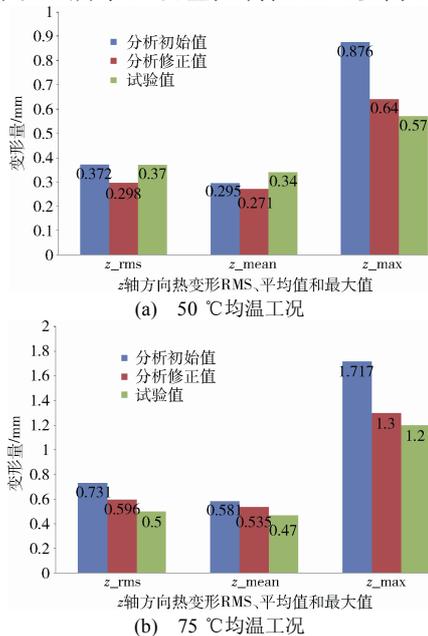
其中 E 为构件的刚度。若构件只是部分被约束,则其热应力为

$$\sigma = -K \alpha E \Delta T. \quad (3)$$

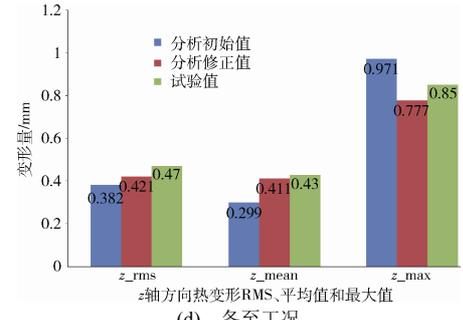
其中 K 为约束系数,与边界条件的状态有关。如杆件两端受弹性约束,则 K 为弹性系数的函数。

从以上分析可以看出,影响结构热变形的主要参数包括:1)温度载荷;2)结构材料的线膨胀系数;3)结构材料的刚度;4)结构构件之间的连接关系和边界条件。

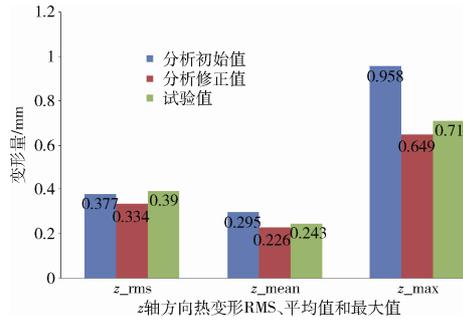
考虑到天线结构均采用常规的材料,其力学性能基本为准确值,不需要进行修正,同时温度载荷采用一体化方法的分析结果可以确保加载精度。本文主要针对背架桁架的连接刚度和复合材料的热膨胀系数展开模型修正。修正后,仿真结果和试验结果如图13所示,误差控制在13%以内。



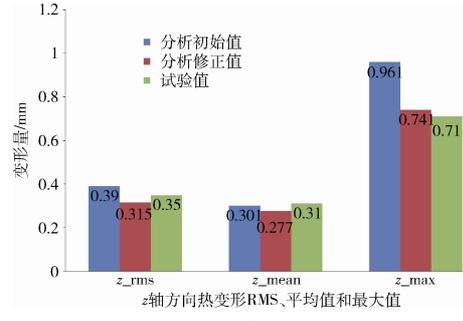
(c) 夏至工况



(d) 冬至工况



(e) 春分工况



(f) 机动工况

图13 不同工况修正前后分析值与试验值对比

Fig. 13 Comparison between analysis results and test results with and without correction for different cases

3.2 天线反射面在轨热变形预测

使用修正后的模型进行在轨工况的热变形预示分析^[11-12],得到天线反射面在春分、夏至和冬至极端工况下的热变形周期变化情况,如图14所示。结果显示,在轨运行周期内,天线反射面热变形随时间变化较剧烈,故需要对天线的结构、材料等进行优化设计以减小其在轨热变形。

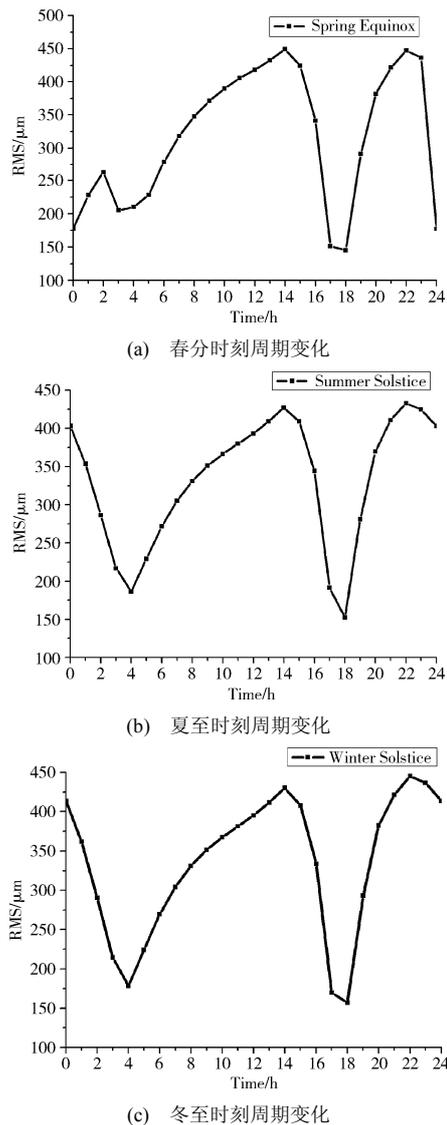


图14 天线反射面在轨工况热变形预测结果

Fig. 14 Thermal distortion curve of antenna reflector in orbit

4 结束语

本文采用基于数字图像相关测量技术进行固面天线结构热变形试验,系统测量精度可达 $40\mu\text{m}$;提出采用热变形试验-仿真一体化分析方法进行固面天线热变形仿真分析,高效完成了试验工况温度载荷交互及热变形分析;基于试验结果进行修正后的天线模型,仿真分析结果与试验结果的误差在13%以内,可用于在轨多变工况热变形分析和预测。本文的热变形试验-仿真一体化分析方法经过进一步的改进完善后,可以推广应用。

参考文献 (References)

[1] 袁家军. 卫星结构设计与分析[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004: 426-427

- [2] 刘国青, 阮剑华, 罗文波, 等. 航天器稳定结构热变形分析与试验验证方法研究[J]. 航天器工程, 2014, 23(2): 64-70
LIU G Q, RUAN J H, LUO W B, et al. Research on thermal deformation analysis and test verification method for spacecraft high-stability structure[J]. Spacecraft Engineering, 2014, 23(2): 64-70
- [3] 麻慧涛, 李劲东. 大型复杂空间结构机热集成分析技术研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(2): 413-419
MA H T, LI J D. Integrated thermal-structural analytical technology for space structure with large-scale and complicated construction[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2): 413-419
- [4] 丁延卫, 王晓耕, 张立华, 等. 碳纤维铝蜂窝太阳翼基板热变形分析[J]. 航天器工程, 2009, 18(4): 44-48
DING Y W, WANG X G, ZHANG L H, et al. Analysis of thermal-elastic deformation for solar array substrate with CFRP/Aluminum honeycomb sandwich[J]. Spacecraft Engineering, 2009, 18(4): 44-48
- [5] 黄桂平, 马开锋, 王蔡健, 等. 卫星天线热真空变形测量[J]. 宇航计测技术, 2014, 34(2): 21-25
HUANG G P, MA K F, WANG C J, et al. Distortion measurement of satellite antenna in thermal vacuum[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2014, 34(2): 21-25
- [6] 谢宗蕙, 李磊, 赵剑, 等. 空间智能天线夹芯结构热变形力学分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(5): 617-621
XIE Z H, LI L, ZHAO J, et al. Thermal deformation analysis for space smart antenna composite sandwich structures[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(5): 617-621
- [7] 夏利娟, 金咸定, 汪彦宝. 卫星结构蜂窝夹层板的等效计算[J]. 上海交通大学学报, 2003, 37(7): 1000-1001
XIA L J, JIN X D, WANG X B. Equivalent analysis of honeycomb sandwich plates for satellite structure[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2003, 37(7): 1000-1001
- [8] 张铁亮. 卫星夹层结构分析与结构设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011: 15-19
- [9] JOHNSTON J D, COFIE E. An overview of thermal distortion modeling, analysis, and model validation for the JWST ISIM structure[C]//52nd AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, 2011
- [10] JOHNSTON J D, COFIE E. Cryogenic thermal distortion model validation for the JWST ISIM structure[J].

- Proceedings of SPIE, 2011, 8150. DOI: 10.1117/12.893942
- [11] KAWANO T, ISHIMURA K, MINESUGI K. A technique to evaluate on-orbit thermal deformation for large precise structures in ASTRO-H[C]//56th AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, 2015
- [12] MATZINGER E A. Finite element analysis of the LOLA receiver telescope lens[J]. Proceedings of SPIE, 2007, 6675. DOI: 10.1117/12.732456

(编辑: 张艳艳)