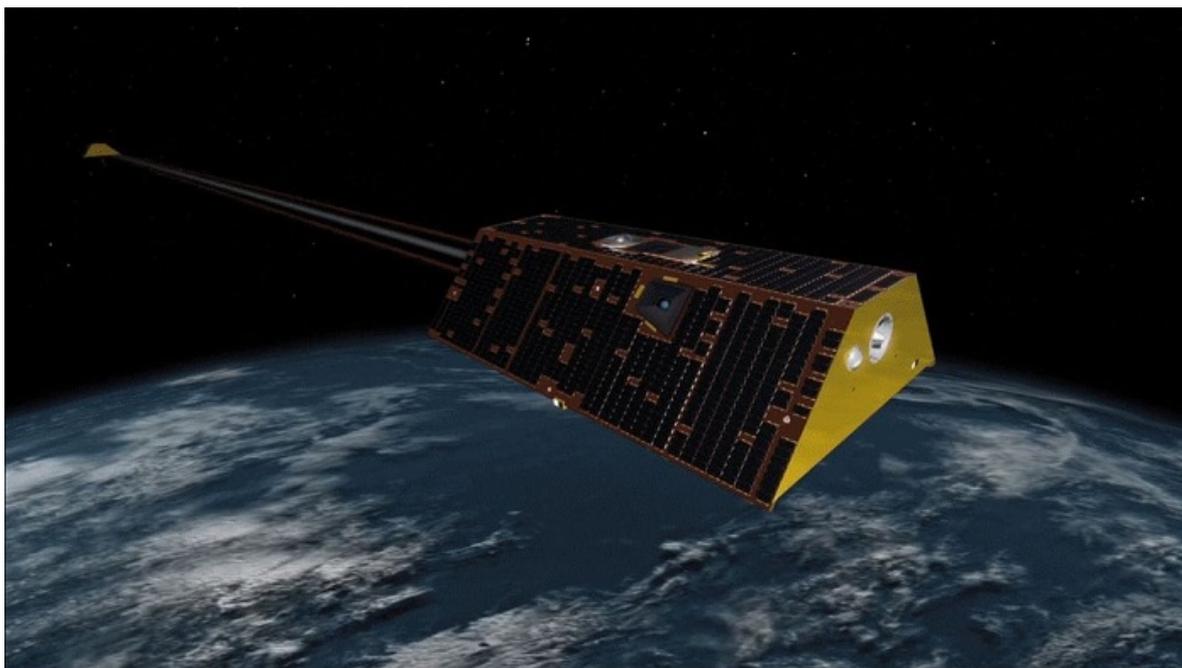


## 航天器尺寸高稳定性复合材料桁架结构

### ——第 1 部分：热变形测试技术国内现状分析

High Stability Composite Truss Structure for Spacecraft

—— Part 1 : Research Status of Thermal Deformation Test Technology



摘要：本文根据公开文献报道，介绍国内在航天器尺寸高稳定性复合材料桁架结构热变形测试技术方面的研究进展，分析国内现有技术手段存在的不足和问题，并明确了尺寸高稳定性复合材料桁架的技术要求，为下一步热变形测试技术明确发展目标。

关键词：尺寸稳定性,桁架,热变形,热膨胀系数,航天器

## 1. 引言

尺寸高稳定性复合材料结构是轻质、高精度航天器结构的重要发展方向，欧美国家自上世纪 80 年代就开始研究零膨胀、高/超高稳定性的航天器复合材料结构，并用于太空望远镜及其他光学仪器的支撑结构、天线反射面和重力梯度仪基座等。

传统航天器结构一般只要求高刚度、高强度、轻质量，对于尺寸稳定性的要求不是很高。但近些年来，随着遥感卫星、空间探测器、太空望远镜等高精度航天器对超稳平台的需求，尺寸高稳定性复合材料结构方面的研究也逐渐得到重视。

2010 年以来，我国航天领域也开展了尺寸高稳定性复合材料结构的工程应用研究，主要用于卫星相机和其他精密仪器设备的支撑。为了满足这些仪器高分辨率有效载荷设计及安装要求，各种仪器必须具备高稳定的结构安装平台，安装平台既起支撑连接作用，又要具备耐受真空、温度影响的高的尺寸稳定性。高稳定结构在满足刚度、强度要求的基础上，应进一步满足地面温湿度环境和空间交变温度环境下的结构微变形要求。因此，高稳定结构研制须解决结构热稳定性的测试问题，以验证高稳定结构的热稳定性设计，为仿真模型修正提供依据，并对最终航天器高稳定结构进行考核和评价。

本文将根据公开文献报道[1,2]，介绍国内在航天器尺寸高稳定性复合材料桁架结构热变形测试技术领域内的研究进展，分析国内现有技术手段存在的不足和问题，并明确了尺寸高稳定性复合材料桁架的技术要求，为下一步热变形测试技术明确发展目标。

## 2. 国内测试技术现状

根据文献[2]报道，2013年中国空间技术研究院研制的某卫星高稳定、高精度复合材料桁架结构，如图2-1所示，承载着传感器、天线等精密设备。

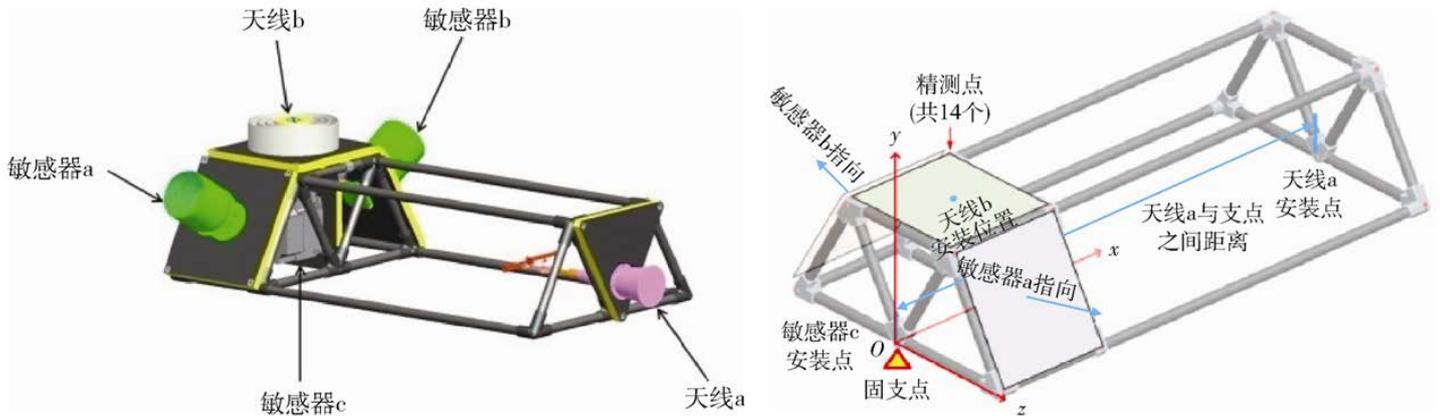


图 2-1 尺寸高稳定桁架结构示意图和坐标系

根据卫星的任务要求，该桁架结构不仅需要满足承载强度要求，而且还要保证其上设备与基准的相对位置或指向关系稳定不变，即在外部环境条件变化时，其结构几何尺寸变化很小或趋于零。为了满足设备的高精度安装及在轨高稳定性的要求，必须首先保证该桁架结构的制造精度及在轨的热稳定性。

针对热稳定性的考核测试，文献[1,2]从桁架材料样品的热膨胀系数测试和整体桁架热变形测试两个不同尺度上进行了研究。

### 2.1. 样品热膨胀系数测试

样品级的热膨胀系数测试分别采用了德国耐驰公司的 DIL 402C 热膨胀仪和国产热膨胀仪，并进行了测试结果对比，这两种仪器都是顶杆法热膨胀仪。因为受各种因素的限制，顶杆法热膨胀仪的测量精度最多能达到 $-7$ 量级的水平，在没有采用低膨胀系数标准材料进行考核和校准的前提下，所以文献[2]得到的桁架材料热膨胀系数测量结果只能确定在 $-7$ 量级，无任何测量不确定度范围。

造成普通顶杆法热膨胀仪测量准确性无法满足低膨胀/超低膨胀材料需求的主要原因如下：

(1) 热膨胀仪中的顶杆材料一般选用的是热膨胀系数为  $5.3 \times 10^{-7}/\text{K}$  的熔融石英，这就限制了顶杆法热膨胀仪的测试能力。

(2) 在  $-5 \sim +50^\circ\text{C}$  范围内，样品温度的热电偶测温传感器和电加热控制方式很容易造成将近  $1^\circ\text{C}$  的测量不确定度，室温附近热物理性能测试的最大误差源往往都是温度项。

(3) 在普通顶杆法热膨胀仪中，测量样品变形的位移传感器测量不确定度往往在  $0.5 \sim 3$  微米范围内，并需定期进行计量校准。有些热膨胀仪只给出测量分辨率而不给出测量不确定度（或精度和误差等）和温度漂移指标，往往很容易夸大测试能力，需谨慎对待，需采用不同热膨胀系数范围的相应标准材料进行考核和校准。

## 2.2. 桁架全场热变形测试

针对高稳定性桁架，文献[1]认为其整体桁架结构最小热变形仅为 2 微米左右，在对桁架结构进行热稳定测试时设计了以下要求：

- (1) 热稳定试验测试系统理论精度至少达到微米级；
- (2) 测试系统须耐受一定环境噪声、设备噪声及温度波动；
- (3) 整体桁架全场测量，尽可能减少测试仪器对结构热变形的影响，理想测试方法为非接触测量。

针对上述要求，文献[1]提出了基于数字图像的散斑测试技术，并进行了热稳定测试研究。散斑测量装置为定制丹麦 Dantec Dynamics 公司的 Q-400 测试系统，可非接触测量全场变形，如图 2-2 所示。在测试开始时，被测物体表面涂有随机散斑，通过 2 台专用高精度 CCD 相机追踪温度加载前后的散斑变化；采用相关算法计算出物体表面因变形引起的变化，获得每个点的三维位移矢量，进行计算出全场每点的变形值和应变值，变形测量精度达到微米级。



图 2-2 Q-400 测试系统

据文献[2]报道，被测桁架结构由杆件和接头组成，最大外包络尺寸（未安装设备）为 1532 mm×837 mm×392 mm，温度范围为 20~45℃，每间隔 5℃测量一次变形，测试现场照片如图 2-3 所示。



图 2-3 热变形测试

整个测试过程中使桁架结构件经历 7 次热循环，随着循环次数增加，桁架结构变形量（天线 a 安装点相对传感器 c 安装点的距离变化）减小，且逐渐趋于稳定，最初的变形量为 3  $\mu\text{m}/\text{K}$ ，最终变形量为 0.7  $\mu\text{m}/\text{K}$ 。相对于 20~45℃的温度变化范围，近 25℃的热循环温度变化使得桁架结构的总变形量范围应该为 17.5~75  $\mu\text{m}$ 。如果天线 a 安装点与传感器 c 安装点的间距按照 1.5 m 进行计算，那么相应的热膨胀系数变化范围为  $(0.7\sim3) \times 10^{-6}/1.5=0.47\sim2 \times 10^{-6}/\text{K}$ ，这与样品的热膨胀系数测试结果基本相吻合，多次热循环后的最终热膨胀系数处于一个量级。对于桁架结构上述

变形量，采用数字散斑法还算能勉强进行测试，但如果桁架复合材料的热膨胀系数降低到  $5 \times 10^{-8}/\text{K}$ ，那么桁架结构最终最小总变形量为  $25 \times 1.5 \times 5 \times 10^{-8} = 1.9 \mu\text{m}$ ，或  $0.075 \mu\text{m}/\text{K}$ ；如果热膨胀系数再降低到  $1 \times 10^{-8}/\text{K}$ ，桁架结构最终最小总变形量将为  $25 \times 1.5 \times 1 \times 10^{-8} = 0.375 \mu\text{m}$ ，或  $0.015 \mu\text{m}/\text{K}$ 。对于这种微变形，再采用同量级精度的散斑法就无法进行测量，桁架结构的热变形规律基本淹没在散斑法的系统测量误差之内，而这种-8量级的超低热膨胀系数复合材料早在上世纪七八十年代 NASA 就应用在桁架结构中，这也是我国航天器复合材料桁架结构的必然趋势。

综上所述，桁架结构数字散斑法热变形测试中存在以下几方面的问题：

- (1) 测试前需要在桁架上涂覆散斑涂料，可能会给桁架带来影响。
- (2) 在文献[2]中，标称激光散斑测量变形的精度为 1 微米，这已经达到了激光散斑法的测量极限，无法满足今后低变形桁架的测试需要。
- (3) 激光散斑法无法进行真空环境下的原位全场测量。
- (4) 国外研究和应用桁架技术已有四十年以上的经历，对桁架及其复合材料的热膨胀系数和热变形进行过大量测试方法研究，但从未在相关报道中看到过采用散斑法测量桁架结构的热变形，绝大多数采用的都是准确性更高的激光干涉法。

### 3. 尺寸高稳定性复合材料桁架热变形测试要求

根据文献[2]和国外的发展历程，对于尺寸高稳定性复合材料桁架热变形测试需要满足以下几方面的要求：

- (1) 为长期控制结构在轨期间的变形，除需测量材料的热膨胀系数之外，还需测量材料的湿热膨胀系数。
- (2) 为进一步降低复合材料的热膨胀系数，并获得超稳定的结构，还需深入研究复合材料的铺层设计、热膨胀系数的预测方法，同时提高样品级别的热膨胀系数测量准确性，要具备测量热膨胀系数  $1 \sim 5 \times 10^{-8}/\text{K}$  范围的能力。
- (3) 为进一步提高复合材料桁架结构整体变形测量的准确性、减小测量不确

定度，需具备模拟空间环境的真空（低气压）条件下的原位测量能力，利用真空环境消除或减弱热对流所带来的不确定度。更准确的说，要对大尺寸桁架结构  $0.1\ \mu\text{m}$  的总变形量要有准确的测试能力。

## 4. 参考文献

(1) 刘国青, 阮剑华, 罗文波, 白刚. 航天器高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.

(2) 马立, 杨凤龙, 陈维强, 齐卫红, 李艳辉. 尺寸高稳定性复合材料桁架结构的研制[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(3).