

## 航天器尺寸高稳定性复合材料桁架结构

### ——第 2 部分：热变形测试方案和可行性试验研究

High Stability Composite Truss Structure for Spacecraft

—— Part 2 : Thermal Deformation Test Scheme and Feasibility Experiments



摘要 :本文针对航天器尺寸高稳定性复合材料桁架结构的热变形测试,从样品的热膨胀系数测试到桁架全场大尺寸热变形测试,全方位提出了相应的解决方案。特别针对激光干涉法在大气环境下的高精度热变形测量,介绍了上海依阳公司开展的方案性试验结果,证明了激光干涉法完全可以用于大气环境下的位移测量,尽管测量精度有所降低,但完全可以满足百纳米量级的全场热变形测量,同时也证明了此方案的可行性,为打通整个技术路线奠定了基础。

关键词:尺寸稳定性,桁架,激光干涉法,热变形,热膨胀系数,航天器

## 1. 引言

从目前公开报道的相关文献来看[1,2],国内在航天器尺寸高稳定性复合材料桁架结构热变形测量方面还刚刚起步,还没找到有效可行的测试技术方向和手段,而对于尺寸高稳定性复合材料桁架的热变形测试,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。

本文针对上述要求,从样品的热膨胀系数测试到桁架全场大尺寸热变形测试,全方位提出了相应的解决方案。特别针对激光干涉法在大气环境下的高精度热变形测量,介绍了上海依阳公司开展的方案性试验结果,证明了激光干涉法完全可以用

于大气环境下的位移测量，尽管测量精度有所降低，但完全可以满足百纳米量级的全场热变形测量。同时也证明了此方案的可行性，为打通整个技术路线奠定了基础。

## 2. 技术方案

技术方案主要针对材料样品和整体桁架两个尺度级别的测试进行设计。样品级别的热膨胀和湿膨胀系数测试还采用顶杆法，整体桁架的热变形和热膨胀系数采用目前位移测量精度最高的激光干涉法，并实现激光干涉法既可以在大气环境下又可以在真空环境下进行测量。整体技术方案如图 2-1 所示。

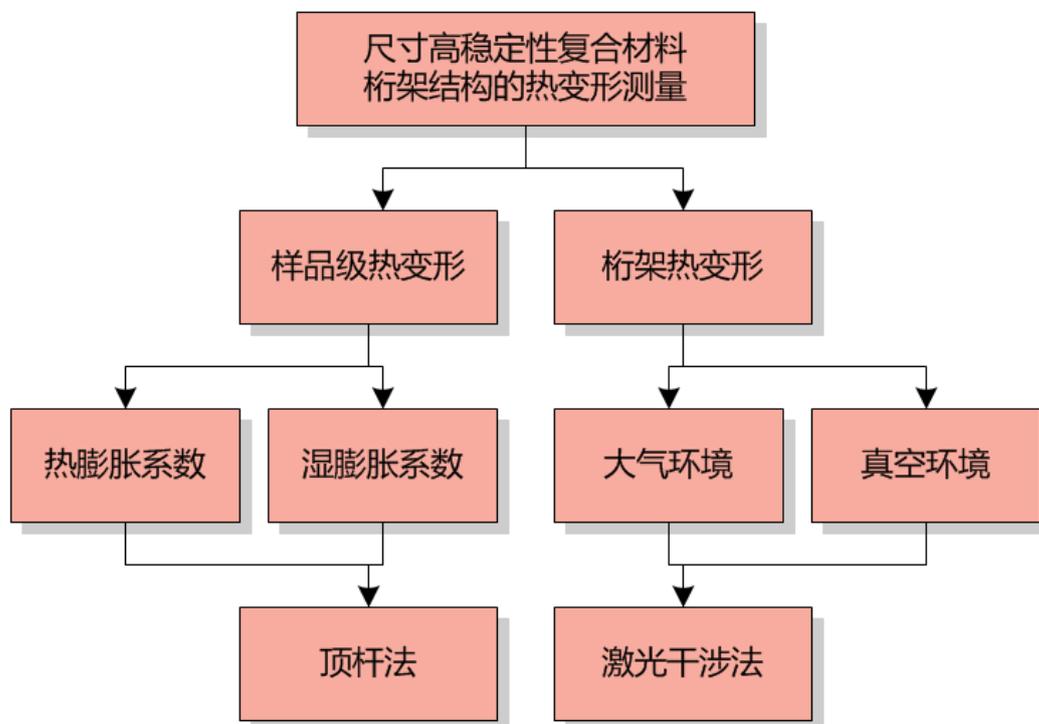


图 2-1 热变形测试技术方案框图

### 2.1. 顶杆法高精度热膨胀系数测试方案

为了实现样品级别的高精度-8 量级热膨胀系数测量，测试方案包括以下几方面的内容：

(1) 采用传统顶杆法进行样品级别的热膨胀系数测量，顶杆的作用是将样品的尺寸变化传递出来，而不是非接触式激光干涉法直接对镜面样品表面进行测量。选择顶杆法的目的是降低样品制作难度和测量光路的调整难度。

(2) 顶杆法超低热膨胀系数测量装置放置在大气环境中，由此在实现变温测量的同时，还可以进行变湿测量。另外，在大气环境下样品的辐射加热速度要比真空条件下快很多，这使得大气环境下的测试效率远高于真空条件下的测试。

(3) 普通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，这限制了顶杆法热膨胀仪的测试能力。在  $\pm 50^\circ\text{C}$  范围内，可选用热膨胀系数小于  $1 \times 10^{-8}/\text{K}$  零膨胀材料，并结合基线修正，可使顶杆法具有非常高的测量精度。

(4) 在  $\pm 50^\circ\text{C}$  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。为此选用高精度的液体循环浴加热方式和热敏电阻温度传感器，可大幅度降低温度项误差。

(5) 热膨胀测试中的位移传感器直接选用绝对测量的激光干涉仪，这样可以保证几个纳米的测量精度（不是分辨率）。

(6) 在超低热膨胀系数测试中，位移传感器随环境温度变化所带来的影响非常明显，所有高精度的位移传感器都有温漂指标。为此，要对位移传感器采取恒温措施，根据不同位移传感器的温漂指标确定传感器环境温度的稳定性和恒温手段。

## 2.2. 激光干涉法全场测试方案

为了实现尺寸高稳定性复合材料桁架结构的全场热变形测量，如图 2-1 所示，测试方案选择采用激光干涉测试技术，这主要是基于以下几方面原因：

(1) 激光干涉测试技术是目前工程应用中测量精度最高的成熟技术，由于是基于波长长度的测量，所以激光干涉法是一种绝对测试方法，比较容易实现几个纳米的位移测量精度。

(2) 目前成熟的激光干涉测试技术，既可以测量热变形位移，又同时可以测量角度变化，非常适合桁架结构的全场热变形测量。

(3) 目前成熟的激光干涉测试技术已经解决了以往激光干涉法测量对环境振

动的苛刻要求问题，不再需要特殊和昂贵的抗震减震措施，在普通实验室的一般隔振台上就可以进行高精度测量。

激光干涉法全场测试方案是基于真空条件下的全场热变形测试，整个测试系统主要由真空系统、试验系统和测量系统三部分组成，整个测试系统放置在气浮隔振台上，如图 2-2 所示。

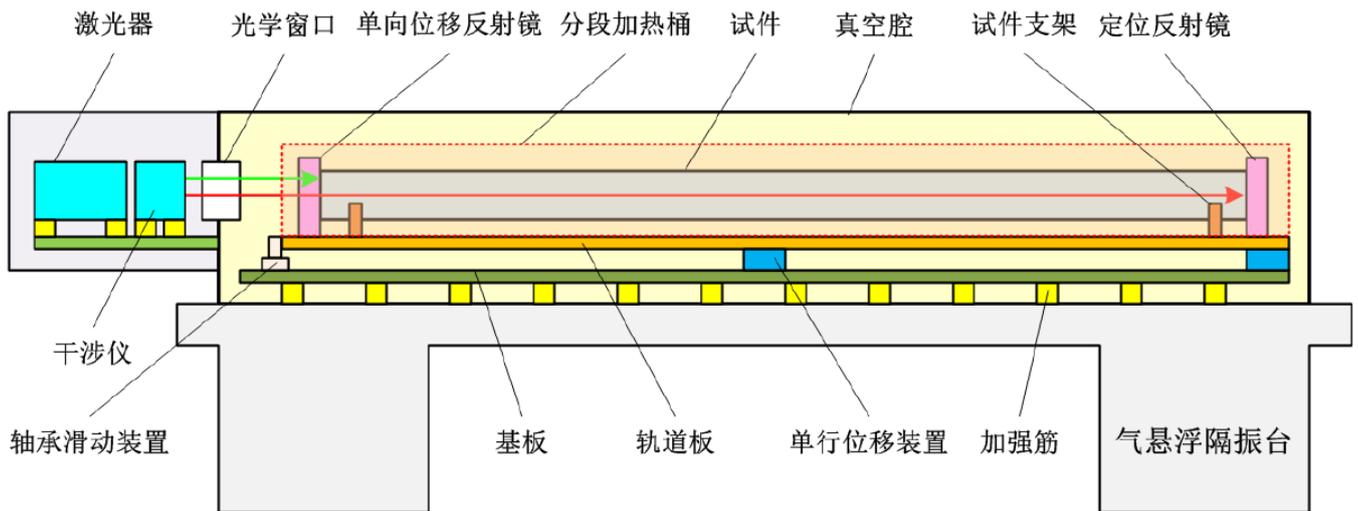


图 2-2 真空型激光干涉法桁架全场热变形测试系统结构示意图

在实际测试过程中，根据被测对象情况，将激光干涉仪的分布位置设计为双端和单端测量布局两种形式。

双端测量布局形式如图 2-3 所示。



图 2-3 双端测量结构示意图

双端测量布局具有以下特点：

- (1) 光程差小，两端反射镜平行度要求不高，有利于保证测量精度。
- (2) 多通道测量和扩展成本高，两台干涉仪只能测量一个试样。

单端测量布局形式如图 2-4 所示。

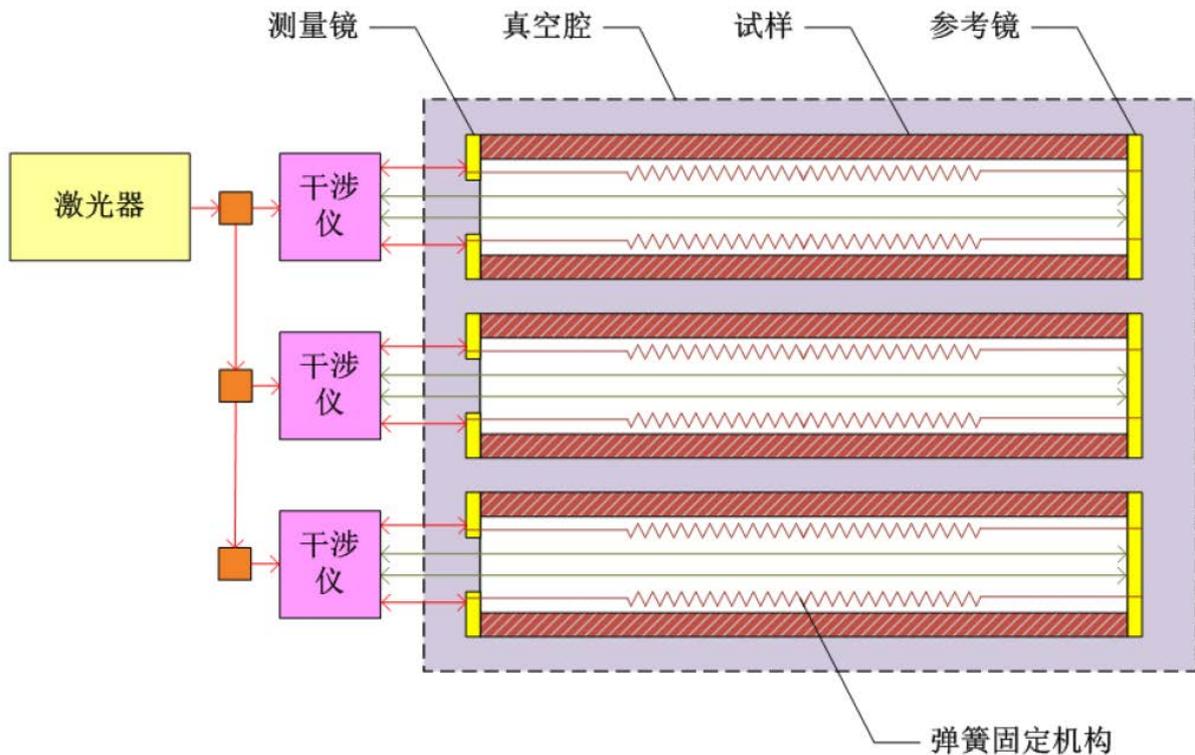


图 2-4 单端测量结构示意图

单端测量布局具有以下特点：

- (1) 光程差大（试件长度），两反射镜平行度要求高，可能会带来一定误差。
- (2) 优点是便于今后多通道测量和扩展，一台激光器可带三台干涉仪进行三个试件测量。
- (3) 关键是可以进行空载测量，确定系统误差。

总之，对于尺寸高稳定性复合材料桁架结构的热变形高精度测量，采用真空型激光干涉法基本是国际上的主流测试方法，而且基本都是采用上述单端测量结构形式，由此可实现模拟空间真空环境的航天器桁架的原位热变形准确测量。

尽管真空型激光干涉法可以实现很高精度的热变形原位测量，且非常适合航天

器桁架结构的整体性能评价和考核，但在实际应用中还存在以下几方面的不足：

(1) 为满足庞大尺寸的航天飞行器桁架结构热变形测试，需要将整个桁架结构件完整放置在相应庞大的真空腔体内，并需要对真空腔体的光学窗口和真空度进行长时间的精确控制，以消除真空度变化带来的一系列影响，这使得整个测试系统非常复杂和造价昂贵。

(2) 在真空环境下热传递速度很慢，桁架的整体加热和控温方式很容易造成温度不均匀，而且桁架温度达到稳定需要漫长的恒温时间。因此对于大尺寸桁架的热变形测试需要采用分区加热方式，这造成加热系统也非常复杂，且恒温时间同样的漫长。

(3) 真空型激光干涉法测试系统的兼容性和灵活性较弱，需要采用巨大的真空腔体才能满足各种尺寸规格桁架的热变形测试，相应的调试工作量巨大。

综上所述，对于航天器尺寸高稳定性复合材料桁架的热变形测量，特别是对于桁架管材和整体结构的研制和考核，更大的需求是测试简便快速、覆盖广和造价低的大气环境下的激光干涉法测试系统，在测量精度上至少要比国内目前采用的数字散斑法提高 1~2 个数量级。

### 3. 大气环境下激光干涉法位移测量试验考核

在大气环境下，大气中气体的波动会造成激光波长的改变，从而影响激光干涉法测量的准确性和稳定性，且非常容易造成试验过程中断，因此绝大多数激光干涉法测量基本都是在精确真空度控制条件下进行。

为了考核大气环境下激光干涉法测量的准确性和稳定性，采用激光干涉仪位移测量系统，并结合各种不同的实验环境和密封手段，对不同光程长度进行了测试。

#### 3.1. 可行性试验装置和方法

可行性试验装置是在一个可拆装式木箱中放入一块 0.6 m 左右的石英板，石英板上分别放置参考反射镜和测量反射镜，并在石英板一侧固定激光器和干涉仪，整

个木箱放置在气悬浮隔振台上，整个装置结构如图 3-1 所示。

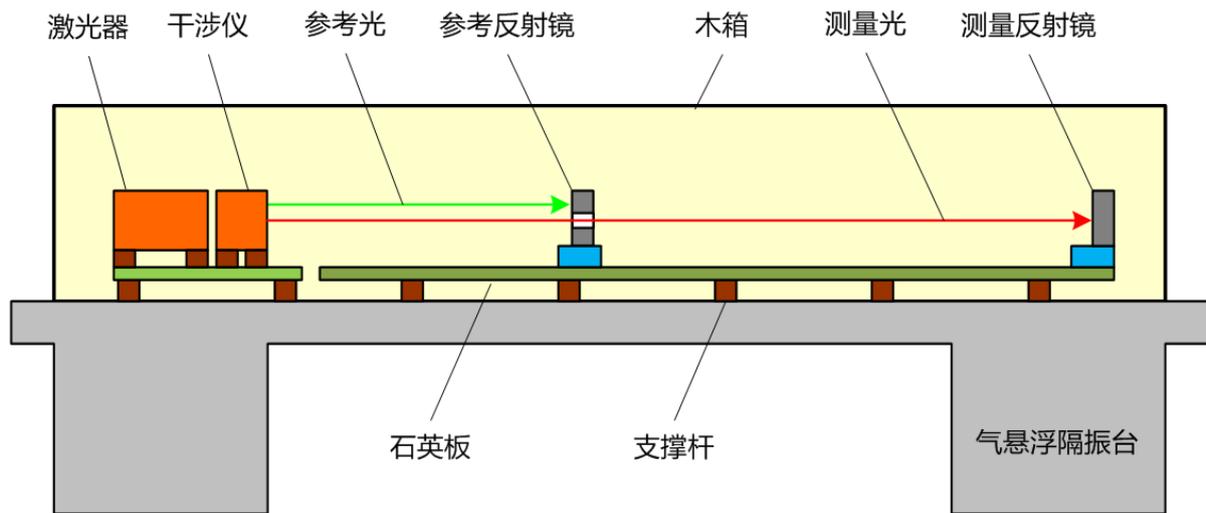


图 3-1 可行性考核试验装置结构示意图

为考核方案的可行性，设计了两种测量模式，如图 3-2 所示。

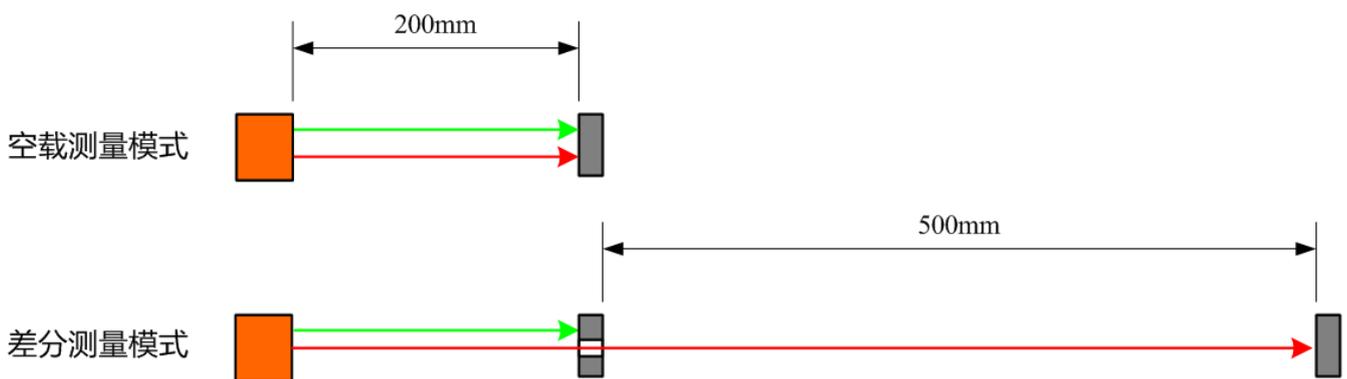


图 3-2 测量模式示意图

在空载测量模式下，测量光和参考光都照射在一个平面反射镜上，这时激光干涉仪的位移测量值应为零。空载测量模式常用来考核激光干涉仪的系统测量误差，即考核各种试验环境条件对激光干涉仪位移测量的影响。

在差分测量模式下，测量光和参考光分别照射在测量反射镜和参考反射镜上，两反射镜之间的距离变化量就代表被测物热变形大小，由此来考核大气环境下空气波动对激光干涉仪位移测量稳定性的影响。

## 3.2. 考核测试条件和结果

为了模拟不同大气环境条件，设计了以下几种试验环境，如表 3-1 所示。

表 3-1 大气环境试验条件

试验编号	说明
1	拿掉木箱顶盖和侧板，测试系统完全敞开，开启实验室空调
2	拿掉木箱顶盖和侧板，测试系统完全敞开，关闭实验室空调
3	安装木箱侧板，拿掉木箱顶盖，开启实验室空调
4	木箱整体封盖，开启实验室空调
5	木箱整体封盖，关闭实验室空调

在以上测试环境条件下，分别进行空载和差分两种模式测量，每种模式下的测试持续 15 分钟（选择更长测试时间会受到环境温度变化带来的影响），并进行多次重复测量，计算出不同环境条件和测量模式下的测量误差平均值。测量结果如表 3-2 所示。

表 3-2 考核试验结果

试验编号	说明	空载模式误差 ( $\pm$ nm)	差分模式误差 ( $\pm$ nm)
1	拿掉木箱顶盖和侧板，测试系统完全敞开，开启实验室空调	30.3	42.7
2	拿掉木箱顶盖和侧板，测试系统完全敞开，关闭实验室空调	17.8	23.5
3	安装木箱侧板，拿掉木箱顶盖，开启实验室空调	11.6	15.8
4	安装木箱侧板，拿掉木箱顶盖，关闭实验室空调	6.8	11.4
5	木箱整体封盖，开启实验室空调	1.4	3.1
6	木箱整体封盖，关闭实验室空调	1.2	2.6

由表 3-2 所示的测试结果可以看出，通过增加密闭形式的木箱，可以大幅度降低空调和大气环境对测量带来的影响，在狭窄的密闭空间内，即使是大气环境下也

能达到纳米量级的测量精度，由此证明了密闭容器大气环境下采用激光干涉法测量热变形技术方案的可行性。

## 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).