

文章编号: 1001-4888(2013)04-0529-07

热振联合环境试验技术研究^{*}

张治君, 成竹, 王琦, 邵闯

(中国飞机强度研究所, 陕西西安 710065)

摘要: 针对工作在高温叠加振动环境中的飞行器结构进行热振联合环境试验的需要, 研究了一种基于激光测量的非接触式热振联合环境试验技术, 并基于该技术搭建了一套热振联合环境试验系统对某试验件进行试验, 该系统包括振动试验系统和加热试验系统两个独立并行的子系统。试验结果表明, 基于非接触式热振联合环境试验技术的热振联合环境试验系统在提供试验件所需振动环境的同时, 可以精确地模拟试验件实际使用中的加热过程, 具有较好的实用价值。

关键词: 热振; 热电偶; 非接触式; 激光

中图分类号: V216.5+7

文献标识码: A

DOI: 10.7520/1001-4888-12-134

0 引言

超高速飞行器等具有热结构及隔热装置, 需要工作在热振联合环境中, 其工作环境温度多为几百摄氏度乃至上千摄氏度, 并伴随有强烈的随机振动。高温会引起材料物理及力学性能的变化^[1], 改变材料的弹性模量, 影响结构的振动特性和刚度, 降低结构的承载能力和强度极限。不同材料热传递率不同, 也可能导致结构在高温条件下发生热变形而产生故障。此外激烈的振动环境则可能导致结构本身或结构的隔热装置发生错位、分离或者脱落, 影响其正常使用^[2]。在上述因素的综合影响下, 单一的结构热环境试验或者结构振动环境试验, 不能真实模拟热振联合环境, 无法对结构在热振联合环境中的承热抗振能力进行准确的测试和分析。而诸如超高速飞行器等结构的安全设计所面临的最大难点在于其经受的严酷的热振联合环境, 因此有必要在地面模拟真实的热振联合环境, 对结构的承热抗振能力进行检验和考核。

本文提出一种基于激光测量的非接触式热振联合环境试验技术, 并基于该技术搭建了一套热振联合环境试验系统对某试验件进行试验。该试验技术及试验系统可服务于工作在高温叠加振动联合环境中的结构的安全设计, 为其提供地面试验验证手段和可靠的试验依据。

1 热振联合环境试验技术

为了对飞行器安全设计的新理念及分析方法进行验证研究, 需要依据飞行器在实际飞行历程中经历的热/振载荷复合载荷条件, 在地面尽可能真实地模拟其热振联合环境。热振联合环境试验面临的难题主要有: 加热控制技术、高温条件下的振动控制技术、高温条件下试验件夹具的设计。

1.1 热振联合环境试验的加热控制技术

1.1.1 基本加热方式

结构热试验的加热方式, 现阶段主要有辐射加热、燃气流加热等。燃气流加热方式以高温结构风洞

^{*} 收稿日期: 2012-10-12; 修订日期: 2012-11-26

通讯作者: 张治君(1979—), 男, 博士, 工程师。主要研究领域: 飞机结构环境可靠性试验技术、动态疲劳。E-mail: wolfe_520@yahoo.com.cn

为代表,例如 NASA Langley 的 8-Foot 高温结构风洞,可用于研究高温结构材料、隔热瓦的隔热性能等^[3],这类设备的建造和试验成本高,试件尺寸受限制,加热持续时间较短,但模拟效果较为逼真^[4]。辐射加热方式多以石英灯、石墨加热器、电弧灯等作为加热器,可实现多温区、随时间历程变化的加热过程。受振动台使用条件的限制,燃气流加热无法适用于热振联合环境试验,并且辐射加热设备的建设和运行成本比燃气流加热更加经济,因此辐射加热方式较为适合热振联合环境试验。

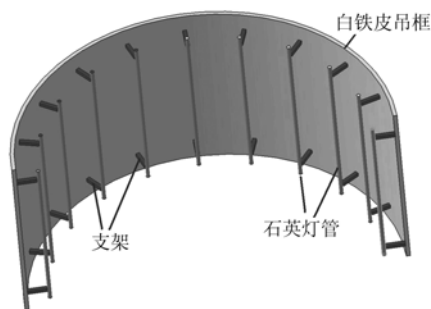


图 1 加热设备

Fig. 1 Heating device

1.1.2 辐射加热基本方案

以钢结构为支架,将白铁皮固定在钢结构支架表面,围成加热吊框,如图 1 所示。在白铁皮面向吊框内侧的一面,焊接一定数量均匀分布的固定支架,将相应功率、长度的石英灯管固定在这些支架上,并在石英灯管与白铁皮之间填充隔热材料。热振联合环境试验时,将试验件置于加热吊框内部中央位置,使得石英灯均匀覆盖在试验件外表面的周围,通过热辐射的方式对试验件进行加热。

1.1.3 辐射加热控制方案

辐射加热的控制方式可以选择热流密度控制或者温度控制方式。目前主要使用的热流传感器是 HY-CAL 辐射式热流传感器^[5]。由于原理上的限制,热流传感器使用中存在问题,导致热流密度控制通常有 10%~20%的不确定性误差^[6]。温度控制是一种简单可靠的控温方式,可以采用镍铬-镍硅热电偶作为温度传感器监测试验件表面的温度,对于金属结构,可以将热电偶焊接在结构表面;对于非金属结构,可以采用高温胶粘贴的方式将其固定在试验件表面。热加载控制系统通过热电偶获得试验件的表面温度,计算并控制加热器的实际功率大小,实现对试验件表面温度量值的控制。试验件停止加热后的降温过程,通常选择常温自然冷却,或者风机吹风风冷方式。

1.2 热振联合环境试验的振动控制技术

热载荷条件的施加,会对振动载荷条件的施加造成不利影响,高温条件下如何对试验件的振动响应进行精确控制,是热振联合环境试验的主要难题之一。已有的热环境下振动控制方法有常温准热振法和基于高温加速度传感器的振动测控方法。

1.2.1 准热振法

基于常温振动台和常温加速度传感器,可以使用准热振法来开环控制热振联合环境试验中试验件的振动^[7]。如图 2 所示,其原理为:第一步,常温条件下,按照试验件高温条件下的振动谱,使用常温加速度传感器 A 进行振动控制,获得振动台台面常温加速度传感器 B 的振动响应谱;第二步,去掉 A,保留 B,将第一步得到的 B 的振动响应谱作为高温热振联合试验的实际振动控制谱,使用 B 控制高温热振联合试验,此时试验件的振动实际处于开环控制的状态。

随着温度的升高,试验件的弹性模量及模态特性都会发生变化,常温条件下加速度传感器 A、B 获得的振动谱线的对应关系在高温条件下未必成立,这可能导致试验件在热振联合环境试验过程中产生过试验或者欠试验,甚至被损坏。因此准热振法是一种不精确的开环振动控制方法,获得的试验结果可靠度低。

1.2.2 基于高温加速度传感器的振动控制

对于最高温度不超过 650℃ 的热振联合环境试验,理论上可以使用高温加速度传感器来控制振动。已有的高温加速度传感器,例如美国 PCB 公司的 357C90,耐高温上限为 650℃。但高温加速度传感器

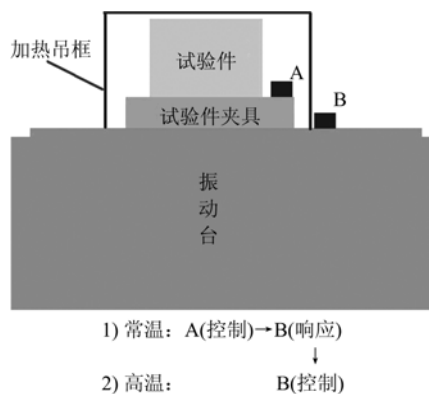


图 2 准热振法

Fig. 2 Approximate thermal-vibration control method

在温度上升较快时极易出现故障,NASA Dryden Flight Research Center 发表的有关 X-37 舵组件的热模态试验研究中就因为高温加速度传感器的故障最终导致整个研究试验的失败^[8]。因此基于高温加速度传感器的热振联合环境试验的振动控制方法可靠性较差,不宜推广。并且对于高于 650℃ 的高温环境,高温加速度传感器也无法正常使用。

上述方法都有其自身无法克服的缺陷,因此本文提出一种基于激光测量的非接触式振动控制方法。

1.2.3 基于激光的非接触式振动控制

为了精确可靠地控制热振联合环境试验中的振动,选择基于多普勒效应的非接触式激光测振仪来控制高温下的振动试验。多普勒原理^[9]如式(1)所示:

$$\Delta f_D = \frac{2Vf}{c} = \frac{2V}{\lambda} \quad (1)$$

其中, f 为激光光频率; V 为物体移动速度; c 为光速; λ 为激光波长; Δf_D 为频率偏移量,也叫多普勒频率。通过多普勒频率 Δf_D ,就可以得到试验件的移动速度 V 。通过在试验加热系统上打孔,使激光测振仪发出的激光束穿过孔照射到试验件表面的振动控制点,采用非接触的方式直接获取试验件振动控制点的振动速度参数,从而实现对振动的精确控制。

振动台控制原理通常基于加速度传感器,而基于多普勒效应的激光测振仪获得的是速度信号,因此需要转换振动台的控制算法以便基于速度控制。

1) 正弦振动控制原理

对于正弦振动,初相角为零,振动台正弦扫频试验过程中,位移 X 、速度 V 、加速度 a 分别为:

$$X = X_m \sin(\omega t) \quad (2)$$

$$V = \frac{dx}{dt} = \omega X_m \sin(\omega t + \frac{\pi}{2}) = V_m \sin(\omega t + \frac{\pi}{2}) \quad (3)$$

$$a = \frac{dV}{dt} = \omega^2 X_m \sin(\omega t + \pi) = \omega V_m \sin(\omega t + \pi) = a_m \sin(\omega t + \pi) \quad (4)$$

式中 $\omega = 2\pi f$ 为角频率; t 为时间。因此正弦振动,其加速度和速度及位移的关系为:

$$a_m = \omega^2 X_m = \omega V_m = 2\pi f V_m \quad (5)$$

通过式(5),可将任意频率下的速度值转换为对应的加速度值,从而通过采集到的速度信号进行正弦振动控制。

2) 随机振动控制原理

振动台随机振动试验过程中,基于加速度的加速度功率谱密度和基于速度的速度功率谱密度之间存在以下关系:

$$w_a(f) = \omega^2 w_v(f) = (2\pi f)^2 w_v(f) \quad (6)$$

随机振动试验中,通过激光测振仪采集到速度时域信号,经过 A/D 转换、傅里叶变换,进行速度功率谱密度估计,得到速度功率谱密度,进而通过式(6)将速度功率谱密度转换为加速度功率谱密度,并与目标谱进行比较和补偿修正后,产生新的驱动谱,新的驱动谱经过变换、放大后再去驱动振动台。该控制流程周而复始,直至随机振动试验的结束。

基于多普勒原理的激光测振仪通常采用氦氖激光,波长为 632.8nm。在热振联合环境试验中,激光测振仪的正常工作可能会受到杂散光、热空气对流、试验件自身温度等外部因素的影响。

a) 杂散光。所谓杂散光就是试验中不需要的光,热振联合试验中,石英灯管及试验件本身受热产生辐射光谱,辐射光谱直接或经反射后进入激光测振仪的探测器就形成了杂散光。现有电滤波器的带宽可以控制到 1Hz 以下,激光之外的其他波长杂散光由于无法相干或者频差太大会被有效滤除,这样可以极大的抑制背景噪声,使输出的信号具有很高的信噪比和精度。

b) 热空气。热空气对流会影响激光的折射率,表现为随机性的背景噪声,进而可能影响测量结果。可以通过滤波的方式将其抑制,如果试验中因热空气对流造成的干扰过大,可以使用两部激光测振仪,将两束激光同时照射到试验件上,一束光作为参考光,一束光作为测量光,两束光同时测量试验件,经过控制仪同时处理,以抵消热空气对流对测量精度的影响。

c) 温度。常温下, 试验件表面的光洁程度、颜色、入射角度等都会影响激光测振仪的反射率, 而高温条件下, 温度是影响激光反射率的最主要因素。激光反射率随试验件表面温度变化而变化的规律与试验件的组成材料及激光自身波长有很大的关系。为了达到激光测振仪正常工作所必需的反射率, 可以通过增加激光测振仪的光功率、使用高灵敏度光电接受探测器等方式, 从光源和信号接收两个方面来提高反射率。

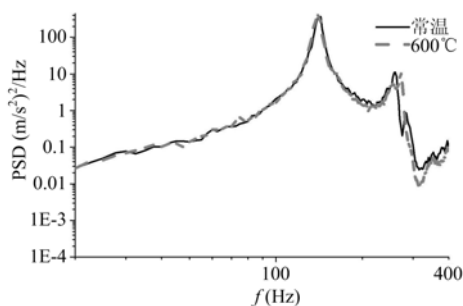


图 3 激光测振对比

Fig. 3 Comparison of laser measuring

在实验室内进行了室温(20℃)、高温(600℃)条件下的激光测振测试, 振动台随机振动谱: 20Hz~100Hz, 4dB/oct; 100Hz~400Hz, 0.0028。测试结果见图 3, 可以看到测试所用的试验件在常温和 600℃ 温度条件下的振动响应曲线吻合较好。由于试验件是钢材质, 高温下不会产生烟雾, 因此激光测振仪可以高精度的工作。高温可以导致试验件材料特性发生改变, 进而改变试验件的振动特性, 所以图 3 中, 试验件两种温度条件下的振动特性也有微小变化。

基于多普勒原理的激光测振仪在国外已经比较成熟, 主要生产国为德国、美国、日本、新加坡, 我国目前尚不能生产此类设备。

1.3 热振联合试验中的试验件夹具设计

1.3.1 设计基本原则

振动试验中, 试验件通过夹具与振动台刚性连接。夹具应具有足够的刚性将振动台的激振力正确地传递给试验件, 由夹具和试验件组成的试验系统的重心, 应与振动台的轴心在同一垂直线上。高温热振联合试验中, 振动夹具设计时还应该遵循以下原则: 既保证夹具具有足够的刚性, 又使得最终通过夹具传递到振动台台面的温度不超过振动台台面可承受的温度上限, 通常为 100℃。

1.3.2 高温环境对夹具设计产生的影响

在热振联合环境试验中, 试验件通过夹具与振动台之间的刚性连接和振动台台面的温度限制相互矛盾。振动台台面一般只能承受不超过 100℃ 的温度, 若在夹具与振动台台面之间铺设石棉布等隔热层, 则会降低系统刚性, 使得振动台的激振力不能正确传递给试验件^[10], 导致某些频段内试验件过试验, 而某些频段内试验件欠试验, 与试验件所规定的振动谱不相符, 甚至造成试验件的破坏。因此, 对于高温热振联合试验, 需要对试验件夹具进行合理的设计。

1.3.3 高温振动夹具设计

通过恰当的结构设计, 增大夹具与流动空气的接触面积, 试验中采取风机吹风风冷的方式对试验件夹具进行降温, 利用流动的气流带走夹具多余的热量, 既保证夹具具有足够的刚性, 又使得最终通过夹具传递到振动台台面的温度降低到振动台台面可承受的范围以内, 图 4 即为一种风冷式夹具设计示意图。若通过风冷冷却的方式传递到振动台台面的实际温度依然过高, 则应设计含有水冷金属箱式隔层的夹具, 通过水冷的方式来降低传递到振动台台面的温度。图 5 是一种采用水冷方式设计的夹具, 上端卡槽固定试验件, 下端底板固定在振动台台面上, 水冷金属箱式隔层最后通过在表面焊接一块钢板来密闭, 水在金属箱式隔层内流动以带走热量, 保证最终传递到振动台的温度达到合理的范围。

应在热振联合试验前进行满量级热振联合调试试验, 考核试验件夹具是否达到刚性及降温要求, 避免正式试验中损伤试验件及振动台。

2 热振联合环境试验系统

针对某试验件搭建了一套热振联合环境试验系统。该系统由振动控制系统由振动控制系统和加热控制系统两套彼此独立并行的控制系统组成, 如图 6 所示。

2.1 加热控制系统

选择适宜直径和长度的加热吊框, 石英灯管与位于加热吊框中央位置的试验件表面之间的间隙, 静

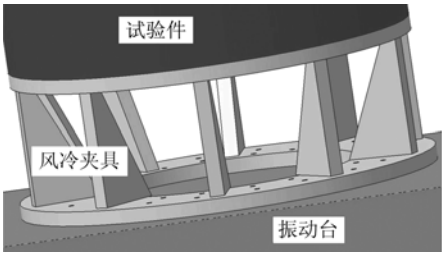


图 4 风冷式夹具
Fig. 4 Air-cooled fixture

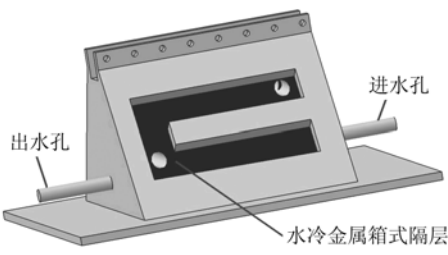


图 5 水冷式夹具
Fig. 5 Water-cooled fixture

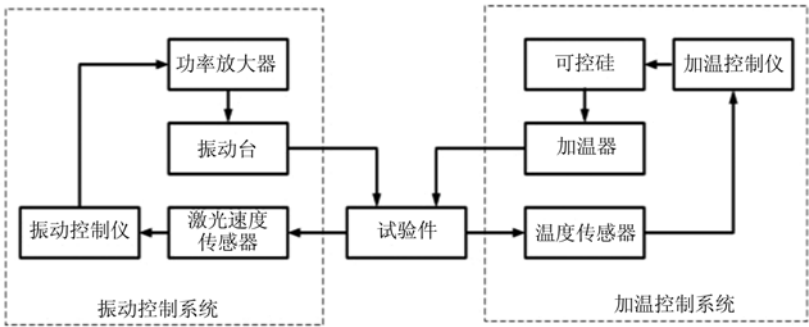


图 6 热振联合环境试验系统
Fig. 6 Thermal-vibration composite environmental test system

止状态时应不低于 5mm,以避免加热系统与振动台和试验件之间在振动过程中发生干涉。夹具之外的振动台台面其他位置应铺设石棉布以阻断石英灯管对振动台台面的热辐射,避免振动台受到辐射加热。图 7 为热振联合环境试验加热部分示意图,加热控制方式采用温度控制,加热控制系统包括热加载控制系统、数据采集系统、热电偶,降温过程选择自然风冷方式。

2.2 振动控制系统

试验件通过图 4 所示的风冷式夹具与振动台刚性连接。采用基于多普勒效应的非接触式激光测振仪,加热吊框见图 7、图 8 所示,使得激光测振仪的激光束能够照射到试验件表面的振动控制点,直接获得该点的振动速度参数。通过式(6)进行速度功率谱密度和加速度功率谱密度之间的转换,对热振联合环境试验中的振动进行精确控制。振动控制功率谱密度与规定的功率谱密度相差不得超过 $\pm 3\text{dB}^{[1]}$ 。振动控制系统包括振动台、振动试验控制仪、激光测振仪。

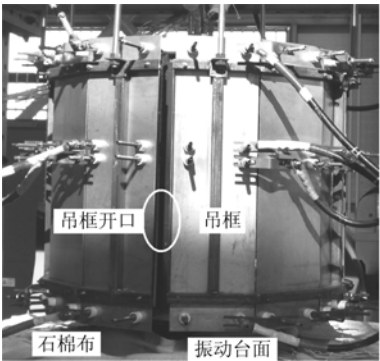


图 7 加热部分示意图
Fig. 7 Diagram of heating device

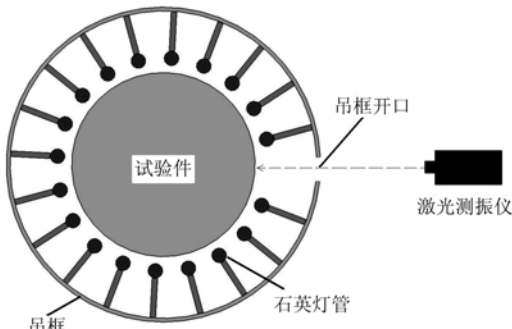


图 8 振动控制部分示意图
Fig. 8 Diagram of vibration control

2.3 试验件实例

如图 4、图 7、图 8 所示,对某试验件进行 Y 向热振联合环境试验,规定温度测量控制精度为最高值的 $\pm 1\%$,振动控制功率谱密度不得超过规定谱密度的 $\pm 3\text{dB}$ 范围。试验件夹具选择风冷式夹具,冷却

方式选择自然风冷方式,试验步骤如下:

a) Y 向振动调试。检验试验件的安装、加载是否正常,检查振动控制系统及振动测量系统是否运行正常,检查试验件的振动控制谱形是否在要求允许的误差范围内;

b) 加热系统调试。检查加热控制系统及温度测量系统是否运行正常,检查试验件的加热曲线是否在要求允许的误差范围内;

c) Y 向热振联合调试。在振动调试及加热调试满足要求后,进行热振联合调试,检查试验件加热系统与振动系统之间是否存在干涉,若存在干涉,应增大石英灯管与试验件表面之间的间隙;

d) Y 向热振联合环境正式试验。在所有调试试验满足要求后,进行热振联合环境正式试验,图 9 虚线为试验件规定加热曲线,图 10 实线为试验件规定振动控制谱。振动台达到正式振动试验量级时设为试验零时,振动载荷按振动谱进行加载,热载荷按温度控制曲线同时进行加载。试验件降温阶段采取自然风冷方式进行降温冷却。

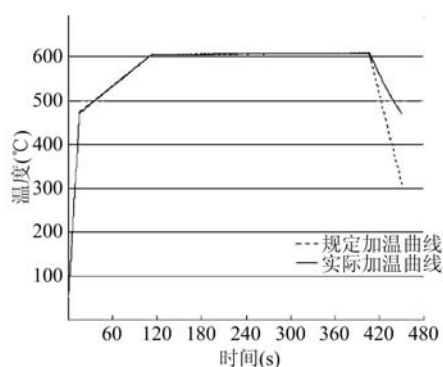


图 9 加热曲线对比

Fig. 9 Comparison of heating curves

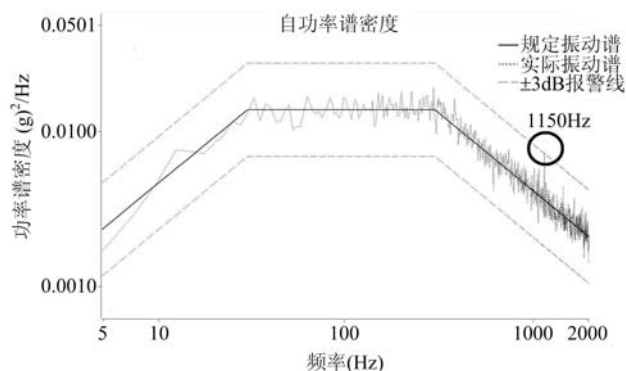


图 10 振动谱对比

Fig. 10 Comparison of vibration spectrums

按照以上步骤完成试验件热振联合环境试验,根据试验所得数据分别绘制试验件规定加热曲线与实际加热曲线对比图、规定振动控制谱与实际控制谱对比图。图 9 实线为试验件实际加热曲线,图 10 虚线为试验件实际振动控制谱。

图 9 中,试验件加热阶段,规定加热曲线与实际加热曲线吻合良好,满足试验精度要求。试验件停止加热进入冷却阶段,按规定采取了自然风冷冷却的方式,但试验件实际温度下降速度低于规定速度。这说明本次试验单纯依靠自然风冷冷却的方式,还不足以迅速使试验件降温。如何迅速使试验件降温,例如引入加氮混合气流方式进行降温,这将是热振联合环境试验下一步改进的研究方向。

图 10 中振动实际功率谱密度,除去在 1150Hz 一点处,其余均在规定的控制谱的 $\pm 3\text{dB}$ 范围内,振动精度达到了国军标对振动环境试验中振动试验的精度要求。

3 结论

飞行器为应对热振联合工作环境而进行的安全设计需要在地面进行验证研究,加热控制技术、高温条件下的振动控制技术、高温条件下试验件夹具的设计是热振联合环境试验技术面临的主要难题。基于激光测量的非接触式热振联合环境试验技术较好地解决了以上难题,实现了热/振复合载荷条件的精确加载,利用常温振动台提供试验件所需振动环境的同时,对试验件的加热过程进行了精确控制,可准确模拟试验件的热振联合工作环境。这将为工作在高温叠加振动联合环境中的飞行器结构的安全设计,提供有效的试验手段和可靠的试验依据。

参考文献:

- [1] 潘兵, 吴大方, 高镇同 等. 1200°C 高温热环境下全场变形的非接触光学测量方法研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(1): 52-59 (PAN Bing, WU Da-fang, GAO Zheng-tong, et al. Study of non-contact optical metrology for full-

- field deformation measurement at 1200℃[J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(1): 52—59(in Chinese))
- [2] 吴大方, 赵寿根, 晏震乾. 巡航导弹防热部件热-振联合试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7):1507—1511 (WU Da-fang, ZHAO Shou-gen, YAN Zhen-qian. Experimental study on thermal-vibration test of thermal insulating component for cruise missile[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1507—1511(in Chinese))
- [3] 王乐善, 巨亚堂, 吴振强 等. 辐射加热方法在结构热试验中的作用与地位[J]. 强度与环境, 2010, 37(5):58—64 (WANG Le-shan, JU Ya-tang, WU zhen-qiang, et al. Status and significance of radiation heating method in thermal-structure testing[J]. Structure & Environment Engineering, 2010, 37(5):58—64(in Chinese))
- [4] 周锡仪 等. 结构热试验技术[M]. 北京:宇航出版社, 1993 (ZHOU Xi-yi, et al. Thermal Test Technique of Structure[M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 1993(in Chinese))
- [5] 王乐善, 王庆盛. 结构热试验技术的新发展[J]. 导弹与航天运载技术, 2000(2):7—13 (WANG Le-shan, WANG Qing-sheng. The Recent Trends of Thermal-Test Technique of Structure[J]. Missiles and Space Vehicles, 2000(2):7—13(in Chinese))
- [6] 张伟, 张正平, 李海波 等. 高超声速飞行器结构热试验技术进展[J]. 强度与环境, 2011, 38(1):1—8 (ZHANG Wei, ZHANG Zheng-ping, LI Hai-bo, et al. Progress on thermal test technique of hypersonic vehicle structures [J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(1):1—8(in Chinese))
- [7] 葛森, 曹琦, 邵闯 等. 一种获得高温声疲劳 S—N 曲线的新方法[J]. 航空学报, 1997, 18(1):75—77 (GE Sen, CAO QI, SHAO Chuang, et al. New Method for Obtaining Sonic Fatigue S-N Curves at Elevated temperature [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(1):75—77(in Chinese))
- [8] 苏华昌, 骞永博, 李增文 等. 舵面热模态试验技术研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(5):18—24 (SU Hua-chang, QIAN Yong-bo, LI Zeng-wen, et al. The study of rudder thermo-modal test technique [J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(5):18—24(in Chinese))
- [9] DRAIN L E 著. 王仕康, 沈兄, 周作元, 译. 激光多普勒技术[M]. 北京:清华大学出版社, 1985 (DRAIN L E. WANG Shi-kang, SHEN Xiong, ZHOU Zuo-yuan, transl. The laser Doppler technique[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1985(in Chinese))
- [10] 张东明, 柳恩杰. 航空发动机涡轮叶片高温振动疲劳试验的新方法[J]. 航空发动机, 2005, 31(1):18—21 (ZHANG Dong-ming, LIU En-jie. A New Approach of the Vibration Endurance Test at High Temperature for Engine Turbine Blade[J]. Aeroengine, 2005, 31(1):18—21(in Chinese))
- [11] GJB150. 16A-2009. 军用装备实验室环境试验方法-振动试验[S]. 2009

Experimental Technology Study for Thermo-Vibration United Environment

ZHANG Zhi-jun, CHENG Zhu, WANG Qi, SHAO Chuang

(Avic Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: To meet the requirements of thermo-vibration united experimental environment for aircraft structure working in such environment, a thermo-vibration united experimental technology was studied based on noncontact laser measuring method. The theory of noncontact laser measuring method is Doppler principle, as shown in formula (1). Based on this technology, a thermo-vibration united experimental system was established. The thermo-vibration united experimental system including two individual subsystems; thermal experimental system shown in Fig.7 and vibration experimental system shown in Fig.8. Experimental results show that this thermo-vibration united experimental system can simulate specimen heating process accurately and provide vibration environment for specimen.

Keywords: thermo-vibration; thermocouple; noncontact; laser