

文章编号: 1000-8055(2009)07-1507-05

巡航导弹防热部件热-振联合试验

吴大方, 赵寿根, 晏震乾, 赵 星

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院 固体力学研究所, 北京 100191)

摘 要: 针对高速巡航导弹防热部件热-振联合试验的需要, 建立了高速飞行器高温热-振试验环境模拟系统, 该系统由振动激励试验系统和热环境模拟试验系统组成。试验时, 热试验系统按照导弹高速飞行过程中弹体表面温度的连续变化对气动加热模拟过程实施动态复现, 同时激振系统对防热部件实施振动激励。试验结果表明, 该环境试验系统能够为巡航导弹在热振复合状态下的安全飞行提供可靠依据。

关 键 词: 气动热; 隔热; 振动试验; 巡航导弹; 热-振联合试验

中图分类号: V216.4

文献标识码: A

Experimental study on thermal-vibration test of thermal insulating component for cruise missile

WU Da-fang, ZHAO Shou-gen, YAN Zhen-qian, ZHAO Xing

(Institute of Solid Mechanics, School of Aeronautical Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: As the need of thermal-vibration composite test for the high speed vehicle, a thermal-vibration experimental simulation system was established. This experiment system included the vibration experiment system and the thermal experiment system. In the test process, the thermal experiment system simulated the heating process of high-speed cruise by the air, at the same time the vibration experiment system provided the flight vibration environment to the high-speed cruise. The results of the experiment show that this composite environment experiment system can provide a reliable basis for the safety flight of cruise missile under high speed, high temperature and vibration conditions.

Key words: aerodynamic heating; thermal insulation; vibration test; cruise missile;
thermal-vibration test

巡航导弹是一种用途广泛, 制造成本相对较低廉, 作战效能高的先进武器。它具有射程远、攻击突然性大、命中精度高、摧毁能力强等特点。因而世界上许多国家都对巡航导弹的研制与发展极为重视^[1-2]。早期的巡航导弹由于飞行速度低, 滞空时间长, 极容易遭受到地面常规武器的拦截。为了实现远程、高速、高精确性

打击, 巡航导弹的设计速度在大幅度提高。当高速导弹以 4~5 马赫速度飞行, 导弹壳体表面温度达 400~600 °C; 以 8~9 马赫速度飞行时, 弹翼驻点温度将会超过 1200 °C。安装有精密电子设备的仪器舱内的温度一般不允许超过 80 °C, 因此必须铺附隔热材料或设计安装防热结构, 以降低导弹表面热量向内部的传导速

收稿日期: 2008-12-12; 修订日期: 2009-02-12

基金项目: 凡舟基金(20070506)

作者简介: 吴大方(1950-), 男, 湖南长沙人, 教授、博导, 博士, 主要从事实验力学, 智能材料与结构振动主动控制, 高速飞行器气动热强度分析的教学和科研工作。E-mail: wdf1950@163.com

通讯作者: 赵寿根(1973-), 男, 湖南邵东人, 讲师, 博士, 主要研究方向: 结构动力学, 智能材料与结构。

度. 巡航导弹高速飞行时常伴随有激烈的振动, 这会引起紧贴导弹壳体内表面的隔热材料或隔热结构的错位、分离或脱落, 影响隔热性能和正常飞行. 为了保证高速巡航导弹的安全飞行, 需要对隔热结构进行热-振联合试验, 模拟飞行过程中的热环境与振动环境, 以检验隔热结构的防、隔热效果以及在高温条件下的抗振动能力.

本文针对高速巡航导弹隔热部件热-振联合试验的需要, 建立高速飞行器高温热-振试验环境模拟系统, 对高速巡航导弹隔热部件进行隔热与抗振效果联合试验, 为巡航导弹在高速、高温与振动条件下的安全设计提供了地面试验验证手段和可靠的试验依据.

1 试验件与热-振联合试验

1.1 试验件

试验件的形状和尺寸如图 1 所示. 试件前表面材料为厚度 1.5 mm, 200 mm × 200 mm 的钛合金薄板. 板的另一面粘有高温隔热结构. 热-振试验件的安装示意图如图 2 所示. 隔热结构表面设置有测温用 K 型热电偶. 试验件朝向红外辐射器一侧正面中部安装的热电偶, 用以在试验过程中测量控制试件表面温度动态变化. 板的另一面的隔热结构表面安装有测温用热电偶, 用以测量与记录隔热结构的隔热效果. 激振器导杆与试验件成 90°, 穿过红外辐射器阵列及反射板, 由螺栓固联. 激振器导杆与试验件的夹角也可以设计成 45° 或其它角度, 用以模拟试验件水平方向和垂直方向分力的复合振动状态.

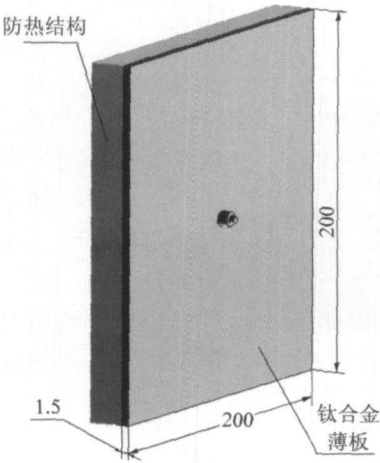


图 1 试验件
Fig. 1 Specimen

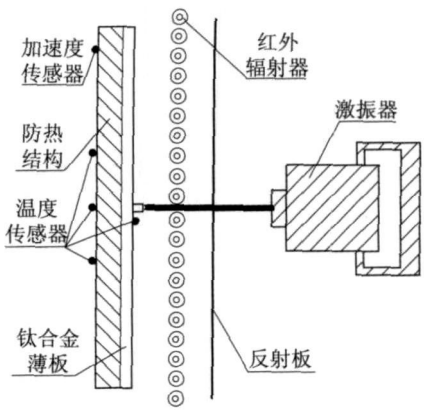


图 2 热-振试验示意图
Fig. 2 Schematic diagram of thermal vibration test

1.2 热-振试验模拟系统的组成

隔热部件热-振联合试验由振动激励试验系统和高温热环境模拟试验系统两部分组成, 热-振试验系统的框图如图 3 所示. 图 3 的左半部分为振动激励试验系统, 右半部分为热环境模拟试验系统.

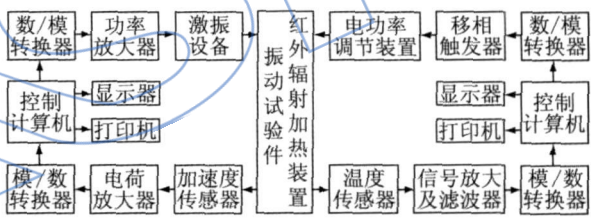


图 3 热-振联合试验系统示意图
Fig. 3 Schematic diagram of the test system

1.3 振动试验模拟

振动激励试验系统如图 3 左部所示, 由控制用计算机、数/模转换器、功率放大器、激振器、加速度传感器和电荷放大器等部分组成. 系统工作时, 根据计算机计算出的激振波形, 由数/模转换器换成模拟控制电压信号, 通过功率放大器放大后驱动激振器, 使试验件产生振动. 表 1 给出了本试验件随机振动激振频率的上下限及各频率段的加速度功率谱密度参数.

试验随机振动谱的生成分为两步进行: 即获取系统传递函数和生成控制信号. 首先采用宽频正弦扫频的方法获得试验系统的传递函数 $H(f)$; 而控制信号的生成采用以下方法. 根据等效试验原理, 利用正弦信号叠加及优化获得试件的随机振动功率谱^[3-4]. 由随机振动理论, 试件加速度响应的功率谱密度 $S(f)$ 的表达式为

$$S(f) = \int_{-\infty}^{\infty} R(\tau) \cdot e^{-2\pi f i} dt =$$
$$\int_{-\infty}^{\infty} R(\tau) \cdot \cos(2\pi f t) dt -$$
$$i \int_{-\infty}^{\infty} R(\tau) \cdot \sin(2\pi f t) dt \tag{1}$$

其中 f 是振动频率, τ 是自相关函数 $R(\tau)$ 的时间间隔. 对于相位 φ_i 在 $(0, 2\pi)$ 内均匀分布的正弦波随机变量 $y_i(t)$

$$y_i(t) = A_i \sin(2\pi f_i t + \varphi_i) \tag{2}$$

其自相关函数和功率谱密度分别为式(3)和式(4)

$$R(\tau) = \frac{A_i^2}{2} \cos(2\pi f_i \tau) \tag{3}$$

$$S(f_i) = \frac{A_i^2}{4} \tag{4}$$

由式(4)可知正弦波的功率谱密度为脉冲函数, 其值与 φ_i 无关. 由于正弦信号之间互不相关, 叠加处理不改变各单一频率信号的功率谱密度值, 因此振动试验加速度响应的功率谱密度可由不同频率的正弦信号叠加而成. 若取 $0 \sim n$ 个频率离散点, 则此时的振动信号值的时间表达式为

$$y(t) = \sum_{i=0}^n y_i(t) = \sum_{i=0}^n A_i \sin(2\pi f_i t + \varphi_i) \tag{5}$$

其中 A_i 为常数, 且 $A_i = \sqrt{4 \times S(f_i)}$, $S(f_i)$ 为离散点频率 f_i 对应的功率谱密度. 除按功率谱密度形状确定 A_i 之外, 还需根据振动的加速度平方最小选取相位 φ_i , 从而得到符合试验条件的随机信号. 随机响应加速度信号确定后, 结合系统的传递函数就可以得到随机试验控制信号的表达式(6)和(7)

$$x(f) = \frac{y(f)}{H(f)} \tag{6}$$

$$x(t) = IFFT[x(f)] \tag{7}$$

$IFFT$ 为傅立叶逆变换. 图 4 给出了试验中施加在试件上的部分随机信号波形.

表 1 随机振动功率谱

Table 1 Power spectral density(PSD) of random vibration

频率上 限/Hz	频率下 限/Hz	功率谱密度/(g^2/Hz)		试验 时间/s
		正常条件	过载条件(120%)	
20	180	0.1	0.12	300
180	355	0.1	0.12	
355	710	0.3	0.36	
710	1400	0.4	0.48	
1400	2000	0.3	0.36	

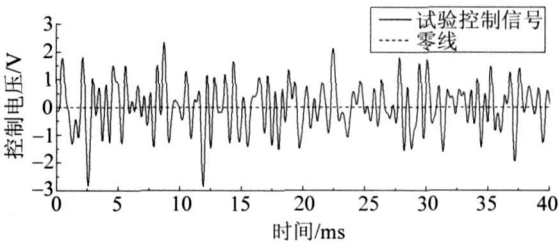


图 4 激励波形

Fig. 4 Generation wave

1.4 高温热环境试验模拟

本试验的测量系统为高温热环境模拟试验系统如图 3 右部所示, 由红外辐射加热装置、温度传感器、信号放大器、模/数转换器、数/模转换器、移相触发器、电功率调节装置、控制用计算机等部分组成. 系统工作时, 由温度传感器将连续变化的温度值采入, 信号经过放大后, 送入 A/D 进行模/数转换. 将测量到的温度值与设定温度值进行比较后将偏差送入控制程序, 计算机通过控制算法对采样数据进行计算得到控制量, 并经过 D/A 转换成模拟信号后驱动电功率调节装置, 调节红外辐射加热装置上的电功率, 从而实现导弹表面温度设定过程的自动跟踪模拟. 控制策略采用模糊控制方式. 考虑到系统的快速响应以及提高控制精度, 本系统采用温度偏差与温度变化率双输入与控制量单输出的控制方式, 其模糊控制基本结构由给定输入、数字量模糊化、模糊推理、控制量的反模糊化、控制对象、反馈信号与给定输入的相加环节等组成^[5], 本热控系统能够按照导弹高速飞行过程中弹体表面温度的连续变化对气动模拟加热过程实施快速、准确的动态控制^[6]. 即使在弹体表面温度场的变化速率非常大的情况下, 也能够实现控制系统的高速响应与准确的动态跟踪模拟, 取得与导弹飞行条件相符的气动加热试验模拟效果.

1.5 振动环境控制和热环境控制的同步性

振动和热环境控制的同步性是关系到热振联合试验成败和质量的关键因素之一. 本系统中振动与温度历程的模拟分别由两台计算机独立控制完成, 采用同步触发器协调控制热振联合试验的起始时间点, 控制曲线中的关键时间点和结束时间点.

2 试验结果

图 5 给出某高速巡航导弹防热结构热振联合试验的照片. 图 6 为施加在试验件前表面上的热环境历程的设定曲线(点划线), 实际控制结果

温度曲线,图 7 为振动环境的要求曲线和实际控制曲线.表 2 给出了试验过程中 50,100,150,200,250 s 和 300 s 时刻的设定温度和实际控制温度.从图 6 中和图 7 的控制结果可以看到,在热-振环境试验过程中,温度和振动的“设定曲线”和“控制曲线”符合得很好,由表 2 知温度控制中各点的跟踪误差均小于 0.2%,取得了很好的热环境和振动环境的动态试验模拟效果.表 2 还记录了反映隔热效果的背壁温度值.当试验结束时三个测量点的背壁温度均低于 79℃.由此可知,当合理地选取隔热材料的厚度和隔热结构的构成形式,就能够在整个高速飞行过程中,将舱内温度保持在 80℃以内,满足电子仪器安全工作的温度条件.观察隔热材料经过高温热-振试验后是否出现松动与剥离现象以及松动错位的程度,据此选取适宜的高温黏接剂型号、固化时间及优化黏接工艺,可以防止导弹隔热材料和防热结构在高速、高温和振动条件下的错位、分离或脱落.防热结构热-振联合试验系统的建立,为高速巡航导弹的安全飞行提供了有效的地面模拟试验分析手段.

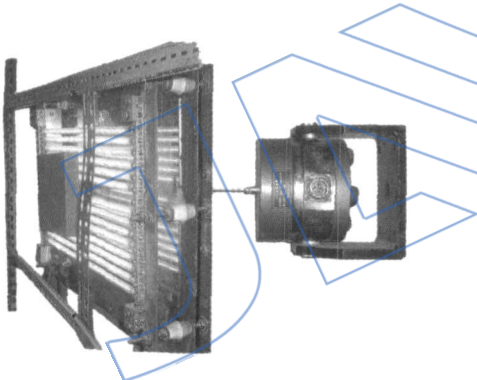


图 5 热-振联合试验照片

Fig. 5 Photo of thermal vibration test

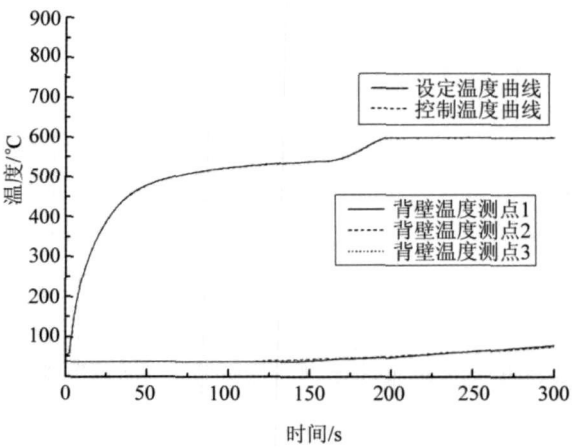


图 6 前表面设定、控制温度与试件背壁测量温度

Fig. 6 Set and control temperature on the front and measure temperature on the back of specimen

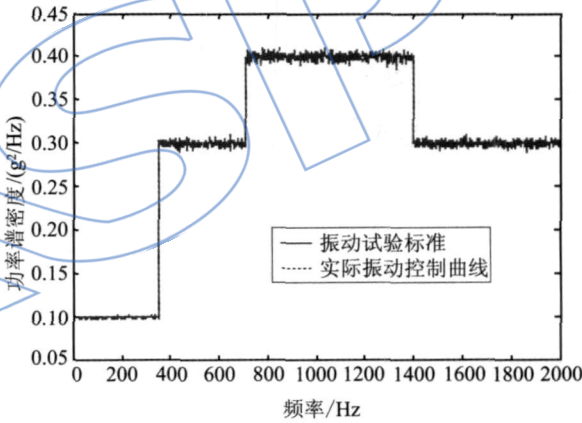


图 7 振动环境的要求曲线和实际控制曲线

Fig. 7 Set and actual control power spectral density curves

表 2 前表面设定、控制温度与试件背壁测量温度

Table 2 Set and control temperature data on the front and measure temperature data on the back of specimen						
时间/s	设定温度/℃	控制温度/℃	相对误差/%	背避温度测点 1/℃	背避温度测点 2/℃	背避温度测点 3/℃
50	479.2	479.5	0.06	37.3	37.3	37.3
100	523.9	524.1	0.04	37.3	37.3	37.3
150	539.0	539.6	0.11	39.0	43.4	43.2
200	600.7	601.8	0.18	48.5	51.6	51.1
250	600.7	601.1	0.07	63.7	62.8	62.8
300	600.7	601.0	0.05	78.4	74.9	75.3

3 结 论

1) 针对高速巡航导弹防热部件热-振联合试验的需要, 建立了高速飞行器高温热-振试验环境模拟系统. 试验系统由振动激励试验系统和高温热环境模拟系统两部分组成; 热试验系统能够按照导弹高速飞行过程中弹体表面温度的连续变化对气动加热模拟过程实施快速、准确的动态复现, 同时激振系统对防热部件实施振动激励, 较真实地模拟了热-振复合状态下的飞行环境.

2) 使用导弹防热部件热-振联合试验模拟系统对某高速巡航导弹防热部件进行了高温隔热与抗振效果联合试验. 试验结果表明, 该系统可对高速巡航导弹防热部件使用的材料和高温黏接剂的选择, 黏接工艺的优化, 防热结构的隔热效果确认, 以及防热材料的抗振动能力进行测试与评价. 为巡航导弹在高速、高温与振动条件下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] 胡生亮, 金嘉旺, 李仙茂. “战斧”巡航导弹及其制导系统的电子对抗策略分析[J]. 现代防御技术, 2004, 32(3): 35-38, 51.
HU Shengliang, JIN Jiawang, LI Xianmao. The analysis of the cruise missile “Deep Fire” and electronic counter

measure to its control and guide system[J]. Modern Defence Technology, 2004, 32(3): 35-38, 51. (in Chinese)
[2] 付东升, 奚建明. 美军高超声速巡航导弹进展[J]. 飞航导弹, 2006, (2): 16-18.
FU Dongsheng, XI Jianming. Progress of hypersonic cruise missile in U. S. army [J]. Winged Missile, 2006, (2): 16-18. (in Chinese)
[3] 方同. 工程随机振动[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
[4] 孙宁, 李瑰贤. 随机振动信号的一种简单模拟计算方法[J]. 振动与冲击, 2000, 19(2): 50-51.
SUN Ning, LI Guixian. A simple method for generating the simulating signals of random vibrations [J]. Journal of Vibration and Shock, 2000, 19(2): 50-51. (in Chinese)
[5] 吴大方, 高镇同, 王勇海. 模糊控制在导弹瞬态气动热流试验中的应用研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(6): 682-684.
WU Dafang, GAO Zhentong, WANG Yonghai. Study on fuzzy control used in transient aerodynamic heating experiment of missile [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(6): 682-684. (in Chinese)
[6] 吴大方, 麦汉超, 钱杰. 瞬态气动力模拟加热控制系统[J]. 测控技术, 1995, 14(4): 22-25.
WU Dafang, MAI Hanchao, QIAN Jie. Experimental simulation system of transient aerodynamic heating [J]. Measurement and Control Technology, 1995, 14(4): 22-25. (in Chinese)