

高速巡航导弹翼面结构热-振联合试验研究

吴大方*, 赵寿根, 潘兵, 王岳武, 牟滕, 吴爽

北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191

摘要: 由于高速巡航导弹飞行速度快、滞空时间长,在气动加热引起弹翼、整流罩和弹体等部件外表面温度升高的同时,还会伴随长时间的剧烈振动。气动加热产生的热环境会使材料和结构的弹性模量、刚度等力学性能发生明显变化,复杂的机动飞行过程又会使结构中出现较大的温度梯度,引起热应力场的改变,进而对导弹结构的固有振动特性带来严重的影响。以高速巡航导弹翼面结构为研究对象,进行了热环境下的翼面结构热-振联合试验,获得了不同温度条件下翼面结构固有频率等振动特性的变化规律,为巡航导弹弹翼结构在高速、热振动环境下的安全设计提供了可靠依据。

关键词: 振动试验; 热环境; 固有频率; 气动加热模拟; 热-振联合

中图分类号: V216.2; V216.4 **文献标识码:** A

巡航导弹是一种用途广泛、制造成本相对低廉、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^[1-4]。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^[5]。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^[6]。当巡航导弹的马赫数提高到4~5时,导弹壳体表面温度会达到400~600℃;飞行马赫数达到8~9时,弹翼驻点温度将会超过1200℃,并且巡航导弹高速飞行时还常常伴随激烈的振动。气动加热产生的高温会改变材料的弹性模量、强度极限等力学性能参数,同时在发射初期和做快速机动飞行时,弹头、翼舵等部件表面会产生高速率的温度变化,使结构内部形成比较大的温度梯度,并产生附加动态热应力,

这会引引起结构刚度发生变化,从而导致导弹结构和部件的固有振动特性产生改变,固有振动特性的改变会对高速飞行器的颤振特性、控制特性产生很大的影响。因此,对高速巡航导弹的弹翼等结构进行热-振联合试验,模拟飞行过程中的热环境与振动环境,在力-热耦合的环境条件下对弹翼结构的振动特性进行试验测试,得到部件固有频率等参数随温度的变化规律,对高速巡航导弹的可靠性设计和安全飞行具有重要的意义和参考价值。

目前国内外已有很多人对抗空航天结构的热振动问题进行了理论分析与数值计算的研究工作:Brown^[7]对X-34发动机喷管在高温环境下的模态和固有频率进行了分析计算;吴志刚等^[8]对某高超声速全动舵面和小展弦比根部固支翼面进行了热颤振的计算,分析研究了热环境对不同

收稿日期:2011-11-11; 退修日期:2012-01-05; 录用日期:2012-03-13; 网络出版时间:2012-03-22 16:43

网络出版地址:www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120322.1643.002.html

基金项目:国家自然科学基金(11172026, 11002012)

* 通讯作者. Tel.: 010-82317507 E-mail: wudafang@buaa.edu.cn

引用格式: Wu D F, Zhao S G, Pan B, et al. Research on thermal-vibration joint test for wing structure of high-speed cruise missile. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1633-1642. 吴大方, 赵寿根, 潘兵, 等. 高速巡航导弹翼面结构热-振联合试验研究. 航空学报, 2012, 33(9): 1633-1642.

翼面结构颤振特性的影响;Arafat 和 Nayfeh^[9]对热环境下的平板状环形圆盘进行了非线性振动分析;史晓鸣和杨炳渊^[10]以变厚度板为研究对象,计算了热载状态下结构的瞬态温度场和振动特性并分析了加热对结构固有频率的影响。

但是,要在高至数百度的恶劣高温热环境条件下,对翼面结构的振动参数进行实时测量,其工作相当困难。因此,理论分析和数值模拟方面的研究比较多见^[11-12],而对于通过热-振联合试验获得不同温度环境下翼面结构多阶固有频率等热结构振动参数变化规律的试验研究,目前还未见报道。本文建立了高速巡航导弹翼面结构热-振联合试验测试系统,使用瞬态气动加热模拟试验系统对翼面结构生成可控的动态热环境,使用激振器对单层翼面悬臂结构进行激励,在力-热耦合的环境下采用振动测试系统测量翼面结构试验件的加速度响应数据,通过分析计算得到研究对象的固有频率等振动特性参数,获得瞬态热环境对翼面结构振动特性产生影响的原因,为巡航导弹弹翼结构在高速、热振动环境下的可靠性和安全设计提供重要依据。

1 热-振联合试验

1.1 试验件与试验装置

试验件为单层梯形翼面结构,如图 1 所示,材料为 45# 钢,试验件窄面边长为 148 mm,宽面边长为 305 mm,翼展为 305 mm,厚度为 5 mm。试验件的上下表面中部安装有 k 型热电偶,用以在试验过程中测量并控制翼面结构表面温度的动态变化。在翼面结构的 4 个截面上安装 8 个加速度传感器(如图 2 所示),对翼面的振动响应进行测试。

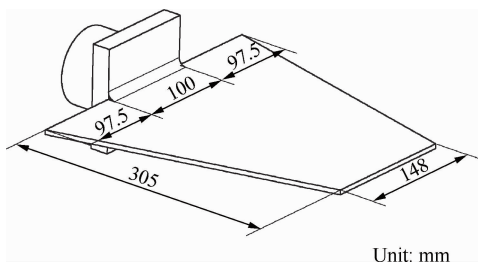


图 1 试验件示意图

Fig. 1 Schematic of specimen

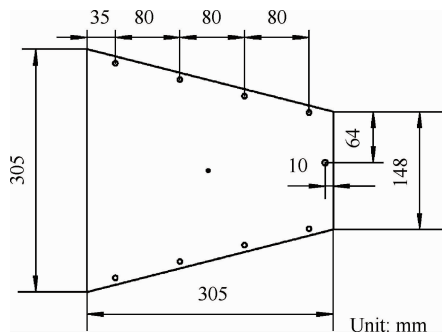


图 2 弹翼上传感器安装位置示意图

Fig. 2 Schematic of locations of sensors on missile wing

翼面结构热-振试验件的安装如图 3 所示,将试验件宽面中部与固定支架焊接成一体,并固定在垂直放置的竖梁上形成固支约束边界条件。水平放置的翼面结构的上下两面安装有由密集排列的石英灯并联而成的红外辐射加热阵列,对翼面结构的上下表面进行加热,通过气动热环境模拟控制系统生成试验所需的动态温度环境。红外辐射加热阵列的外侧安装有耐高温的陶瓷隔热挡板,在高温试验过程中对试验件进行热屏蔽。激振器处于翼面结构的窄面端部的下方,由金属导杆和螺栓与翼面结构联接。金属导杆穿过红外辐射加热阵列以及试验件下方的隔热挡板,与试验件成 90° 安放,以保证激励垂直作用于试件上。试验时激振器通过金属导杆在热场之外对翼面悬臂结构进行激励。

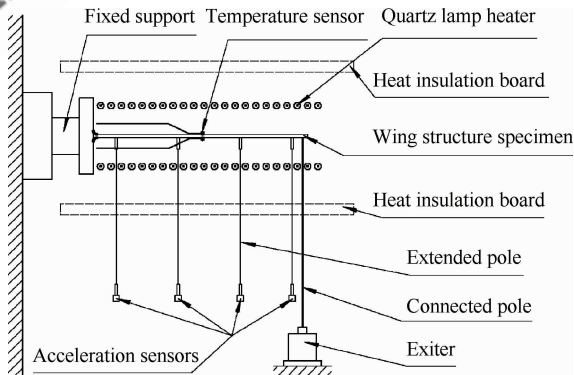


图 3 翼面结构热-振试验件安装示意图

Fig. 3 Schematic of missile wing specimen for thermal-vibration test

由于试验时翼面结构要处于几百摄氏度的高温环境下,测量翼面结构振动特性的加速度传感器的安装一般有两种方式:

1) 使用专用的耐高温加速度传感器直接安装在翼面结构上的测点处。这种安装方式的优点是安装方便,可直接取得测量点处的振动信号。但专用耐高温加速度传感器的价格非常昂贵,且耐高温加速度传感器在高温环境下还需要进行温度特性参数的修正,其测量精度受温度环境因素的影响大。对于像导弹翼面这样高速变化的动态热环境,在高速升温过程中,每一时刻的温度都不相同,且温度变化梯度很大,传感器参数的动态修正比较复杂且困难。对于高温合金钢、钛合金等制作导弹翼面的金属材料,其温度高于 $650\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时即可观察到明显的红化现象。耐高温加速度传感器在几百摄氏度的高温环境中使用,也会受到传感器环境测量极限的限制。

2) 通过耐高温的引伸杆将弹翼表面测量点的振动信号传递到热场之外,再使用普通的常温加速度传感器对翼表的振动信号进行测量。本方

式的优点是减少了对传感器在温度响应上的特殊要求,易于实现翼表高温条件下的数据采集;缺点是由于增加了引伸杆和联结件,这种间接测量方法会引起一定的测量误差,因此需要进行修正。

本试验在如图 2 和图 3 所示的位置安装了 8 根直径为 3 mm 的由高温陶瓷制作的引伸杆,引伸杆的一端通过金属紧固件固联在翼面结构之上,加速度传感器固定在处于常温环境中的引伸杆的另外一端,通过高温陶瓷引伸杆对翼面结构的高温热振动特性进行测量。本文使用了中空的可耐 $1\ 600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 高温的刚玉陶瓷杆,其重量轻,且高温抗变形能力和耐温性均很好。

1.2 热-振联合试验控制系统

翼面结构热-振联合试验系统由高温热环境模拟控制系统和振动激励试验系统两部分组成,如图 4 所示。

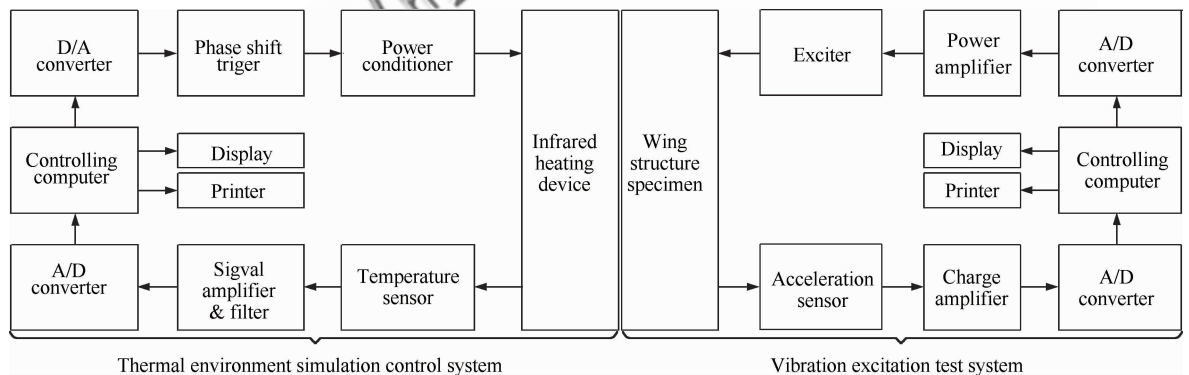


图 4 热-振联合试验控制系统结构框图

Fig. 4 Schematic diagram of thermal-vibration joint test system

1.2.1 气动热试验模拟控制系统

本热-振联合试验使用了自行研制的气动热试验模拟控制系统,它是一个独立的计算机数字闭环测控系统(如图 4 左半部分所示),由红外加热装置、热流和温度传感器、信号放大器、模/数(A/D)转换器、数/模(D/A)转换器、电功率调节装置和控制用计算机等部分组成。系统工作时,由温度或热流传感器将连续变化的信号采入,经过放大后送入 A/D 转换器进行模-数转换。将测量到的热流和温度值与设定值进行比较后将偏差送入计算机控制程序,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 转换器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的点功率,从而实现飞行器表面热流和温度连续变化过程的自动控制。

针对高速飞行器气动模拟试验瞬态热控过程所具有的变化复杂、高度非线性、瞬变、强耦合的特点,本试验控制系统采用了对复杂非线性系统具有独特优势、鲁棒性好、参数变化适应性强、过渡过程时间短的模糊控制理论和控制方法,来解决模拟高超声速飞行器飞行环境高速复杂变化的难题^[13],使用自主研究开发的快速高精度非线性校正算法和测控软件来实现测温传感器的高速

“电压-温度”转换^[14]。试验系统能够按照高速飞行器飞行过程中的热流和温度的瞬态连续变化对气动模拟加热过程实施快速、准确的非线性动态控制,其动态跟踪误差可控制在1%以内^[15]。自主研制的石英红外辐射装置的试验温度可高达1 500 °C、最大热流密度为2 MW/m²;热控系统还可对高超声速飞行器热环境试验中出现的150~200 °C/s的极高速热冲击过程进行准确的非线性动态模拟;能够完成1 200 °C热环境下的非接触式全场高温变形测量。此装置已在大量高速飞行器材料与结构热强度试验研究工作中得到应用^[16-19]。

1.2.2 振动激励试验系统

振动激励试验系统如图4右半部分所示,由激振器、加速度传感器、电荷放大器、A/D转换器、控制用计算机、D/A转换器和功率放大器等部分组成。系统工作时,控制计算机根据试验所需的激励条件计算出激振波形,由D/A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。

1.3 试验温度条件与激励方法

翼面结构的温度试验环境选择在常温(25 °C)、200、300、400、500 °C这5种不同的温度条件下进行,除常温试验外,热试验过程均在100 s内将试验件从室温加热到各目标设定值。由于高速远程巡航导弹的飞行时间比较长,翼面结构的恒温过程保持至1 800 s,以便对翼面结构处于长时间加热环境之下其动特性的变化规律进行观察与分析。

在加热的同时,使用激振器发出随机信号对翼面结构进行连续激励,并实时测量和纪录整个热-振过程中翼面上布置的各加速度传感器随时间和温度变化出现的振动响应。在此基础上采用时-频联合分析技术^[20],得到翼面结构试验件上各测点与时间和温度相关的频响函数,从而获得研究对象固有振型对应的频率随温度的变化规律。其理论如下:

对激振器的时间激励信号 x 进行短时傅里叶变换(STFT):

$$x(n, \omega) = \sum_{m=0}^n x(m)g(n-m)e^{-j\omega m} \quad (1)$$

式中: m, n 表示第 m, n 个离散的数据; $x(m)$ 为离散的激励信号序列; g 为变换的窗函数; ω 为角频率。

对加速度时间历程响应信号 z 实施短时傅里叶变换:

$$z(n, \omega) = \sum_{m=0}^n z(m)g(n-m)e^{-j\omega m} \quad (2)$$

式中: $z(m)$ 为离散的响应信号序列。从而得到结构传递函数的短时傅里叶变换为

$$H(n, \omega) = \frac{z(n, \omega)}{x(n, \omega)} \quad (3)$$

对 $H(n, \omega)$ 进行模态参数辨识和数据处理,即可得到试验对象的固有频率随时间的变化规律。

2 试验结果与分析

图5为200、300、400、500 °C不同温度条件下,翼面的设定温度与上下表面实际控制温度的曲线。表1给出了翼面加热至500 °C条件下,50, 100, 200, 400, ..., 1 800 s这些典型时刻的设定温度和上下表面的实际控制温度值。

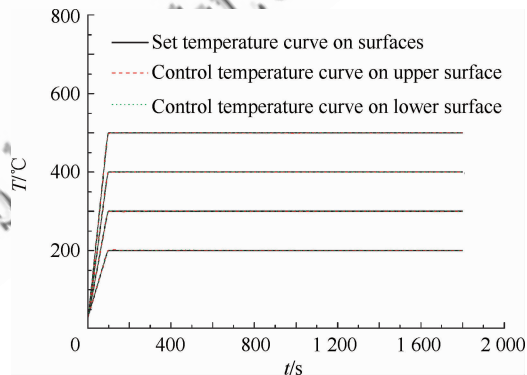


图5 弹翼上下表面的设定温度和实际控制温度曲线
Fig. 5 Set and control temperature curves on upper and lower surfaces of missile wing

从图5中可以看到,在热-振联合试验过程中,翼面上的温度“控制曲线”与“设定曲线”重合在一起,即在温度快速上升段和曲线转折处设定和控制曲线都符合得很好。由表1可以看出翼面结构上下表面各实际温度控制时刻的跟踪误差均小于0.4%。试验结果说明本热控系统能够按照导弹高速飞行过程中弹翼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,获得良好的热环境动态试验模拟效果。

表 1 弹翼上下表面的设定温度与实际控制温度数据(500 °C 历程)

Table 1 Set and control temperature data on upper and lower surfaces of missile wing (500 °C)

Time/s	50	100	200	400	600	800	1 000	1 200	1 400	1 800
Set temperature/°C	272.6	500.0	500.0	500.0	500.0	500.0	500.0	500.0	500.0	500.0
Control temperature on upper surface/°C	271.7	498.1	500.5	500.2	499.9	499.6	498.9	500.1	499.6	500.1
Relative errors/%	-0.33	-0.38	0.10	0.04	-0.02	-0.08	-0.22	0.02	-0.08	0.02
Control temperature on lower surface/°C	272.5	498.3	500.5	500.3	500.3	500.2	499.8	500.4	500.2	500.2
Relative errors/%	-0.03	-0.34	0.10	0.06	0.06	0.04	-0.04	0.08	0.04	0.04

图 6 是弹翼热-振联合试验的照片。图 7 中的实线为 400 °C 条件下得到的翼面结构二阶固有频率变化曲线。由于在动态激励和数据采集过程中存在宽带随机信号和频率分辨率等原因,图 7 中的试验数据出现小幅波动现象,因此,对试验数据采用数据拟合的方式进行了平滑处理,如图 7 中的虚线所示。

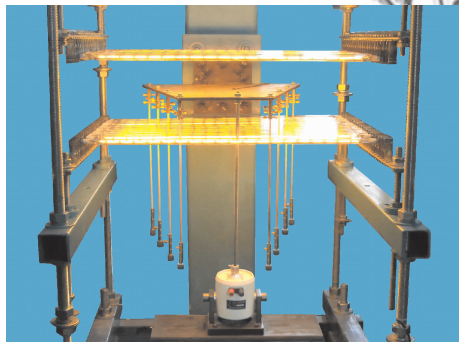


图 6 弹翼结构热-振联合试验照片

Fig. 6 Photograph of thermal-vibration joint test for missile wing

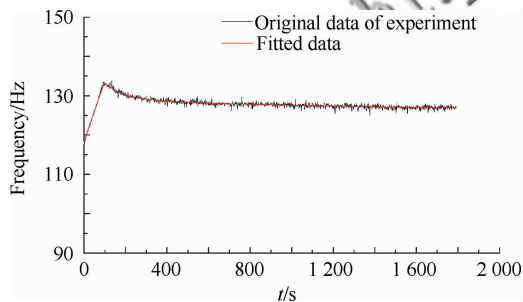


图 7 400 °C 下二阶固有频率变化曲线

Fig. 7 Second order natural frequency curve at 400 °C

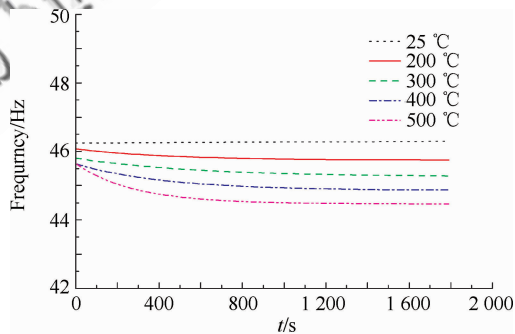
因为在 1 800 s 的试验过程中前 100 s 为快速升温段,使得结构内外层出现比较大的温度梯

度,从而引起翼面结构在温度快速上升时固有频率的变化也比较大,于是数据处理时采用了分段拟合的方式,对全程 1 800 s 的试验数据中出现的快速上升与快速下降的急速转折区段实施平滑拟合,拟合函数为

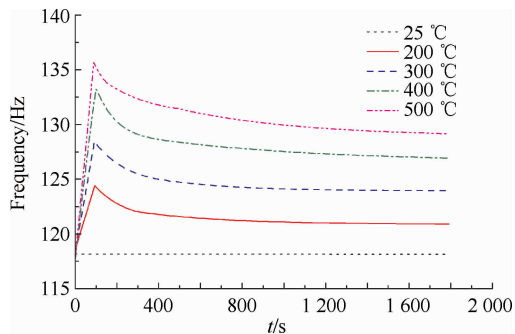
$$y = Ae^{t/b} + y_0 \quad (4)$$

式中: y 为固有频率; t 为时间; A 、 b 和 y_0 为拟合系数。

本试验对于在不同温度下取得的各固有频率试验数据均按以上处理方式进行了平滑拟合处理。图 8 为经过平滑处理后,常温至 500 °C 温度环境下单层翼面结构的 1~6 阶固有频率变化曲线。



(a) The first order natural frequency



(b) The second order natural frequency

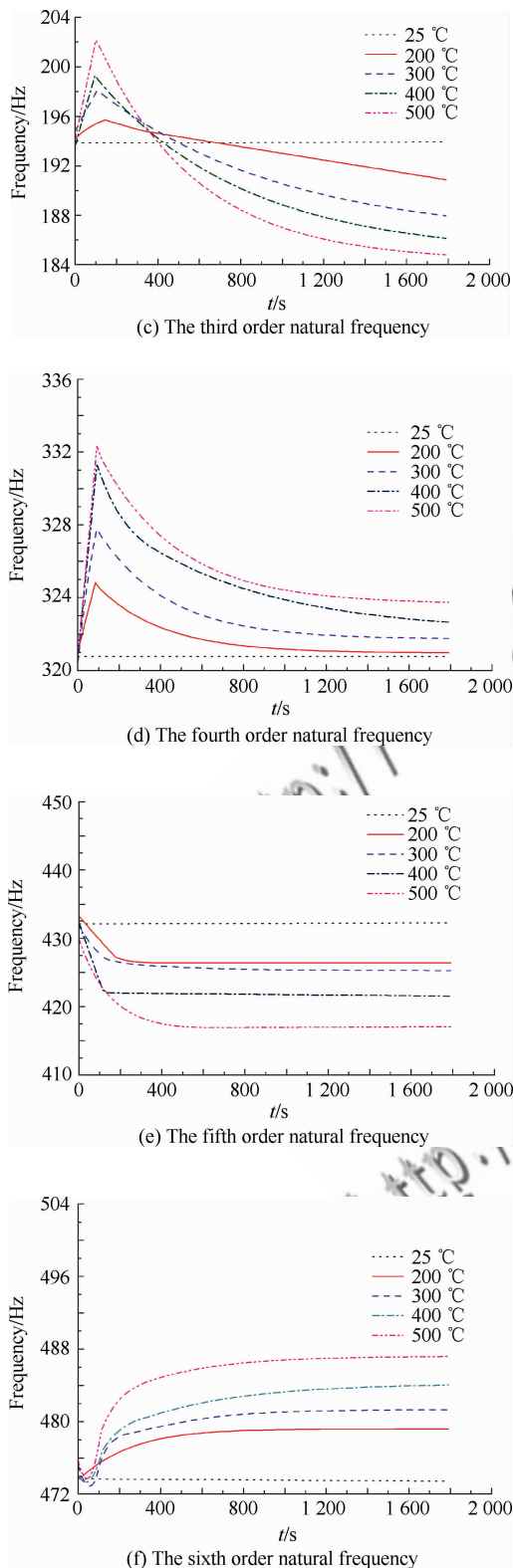


图8 弹翼结构不同温度下各阶频率变化曲线

Fig. 8 Natural frequency curves of missile wing at different temperatures

由图 8(a)可以看到,1 阶固有频率随着环境温度的升高逐渐呈下降趋势,待温度恒定之后,固有频率的变化趋缓,并接近一个稳态数值。

由图 8(b)~图 8(d)可知,在 0~100 s 的升温阶段 2~4 阶固有频率均快速上升,温升速率越大,固有频率的变化越快,并且上升的幅值也越大,这种现象主要由于单层翼面结构在快速升温条件下其内部热应力梯度的非均匀变化造成的。在到达 100 s 后温度转入恒温阶段,2~4 阶固有频率均出现了下行趋势。温度稳定后,2~4 阶固有频率先是快速下降,之后变化逐渐趋缓。

图 9 为稳态温度下弹翼结构固有频率与温度间的关系(1 800 s 时)。由图 9(a)、图 9(c)和图 9(e)可知,高温时的 1 阶、3 阶和 5 阶固有频率在温度稳定之后均比常温时有所下降。在试验时间为 1 800 s 时,500 °C 条件下的 1 阶固有频率比常温条件下降低了 2.32 Hz,3 阶固有频率降低了 9.62 Hz,5 阶固有频率降低了 15.60 Hz。

由图 9(b)、图 9(d)和图 9(f)可知,高温时的 2 阶、4 阶和 6 阶固有频率随着试验温度的升高出现上升趋势。在试验时间为 1 800 s 时,500 °C 条件下的 2 阶固有频率比常温条件下升高了 11.06 Hz,4 阶固有频率升高了 2.99 Hz,6 阶固有频率升高了 13.74 Hz。

本试验结果表明,1 阶、3 阶和 5 阶固有频率随恒定温度的提高出现下降趋势,2 阶、4 阶和 6 阶固有频率随着试验恒定温度的升高出现上升趋势。其原因为:本试验的单层翼面结构长边中部固支,在加热时翼面结构的上下两面被加热到目标温度时,固支端的连接结构没有被加热到同样的温度,造成了翼面结构的联接部位产生非均匀应力约束。本文中翼面结构的厚度较薄,并且为局部固支,由于该翼面结构几何形状和边界条件的特点,2 阶、4 阶、6 阶频率对应的模态为扭转模态或为扭转耦合模态,固有频率随着试验温度的升高出现上升趋势的现象出现在带有扭转的 2 阶、4 阶、6 阶模态上。以上试验结果也提示了在采用大翼展小局部固支的联接方式时热模态可能会出现形态,而该种联接方式是巡航导弹翼、舵与机身联接为一体时常采用的固定方法。在巡航导弹飞行时,内埋的翼面联接结构处的温度实际上要远低于翼、舵表面的温度,这与本试验的模拟环境非常接近。

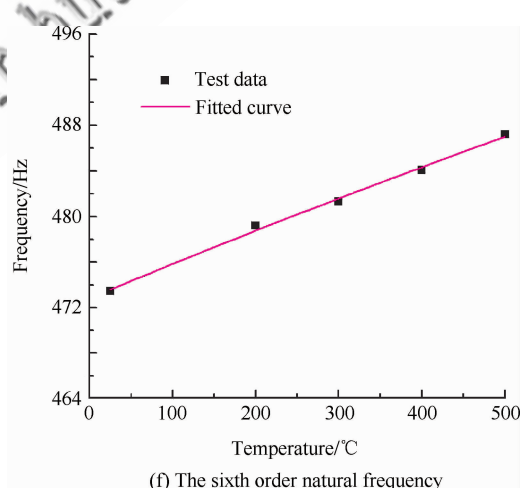
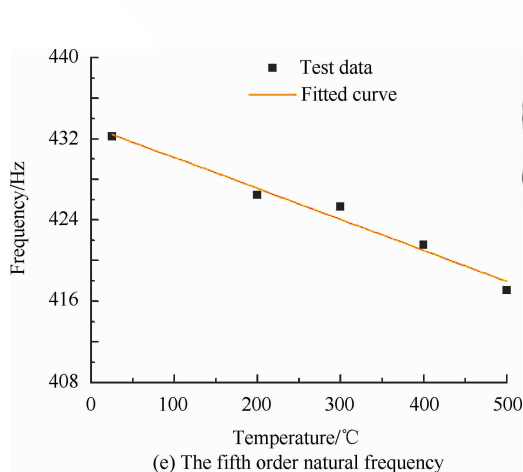
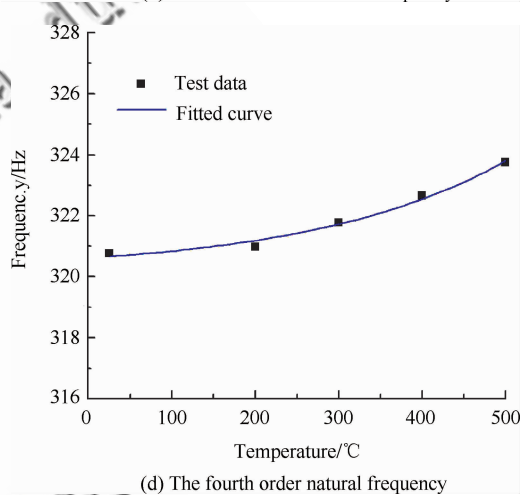
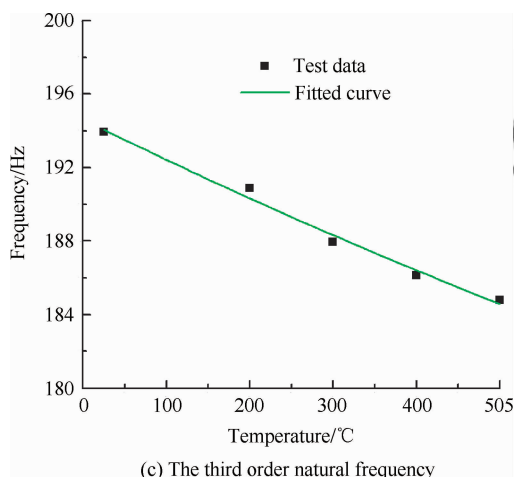
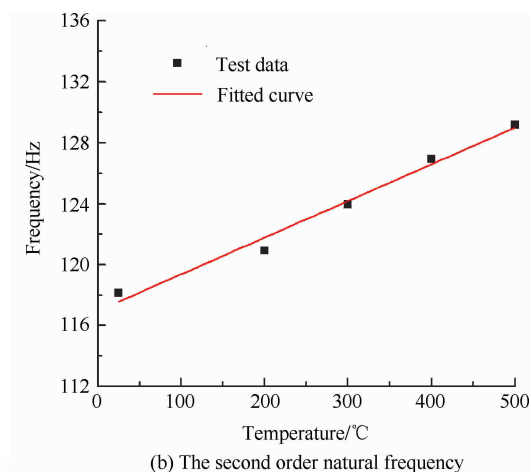
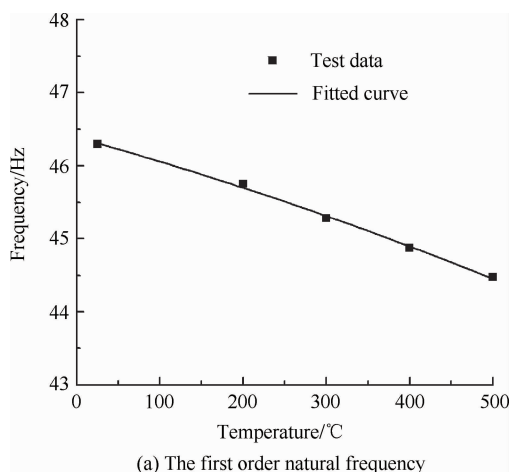


图9 稳态温度下弹翼结构的频率变化(1 800 s时)

Fig. 9 Frequency variation of missile wing under steady temperatures (at 1 800 s)

单层翼面结构的温度环境对振动特性的影响主要来自于:高温环境使材料和结构的力学性能发生了改变,弹性模量和结构的刚度会随着温度的升高而降低;温度环境快速变化时结

构内部出现温度梯度,导致结构内部产生热应力,进而使结构刚度发生变化。由于以上原因,在快速升温阶段和温度转折过渡段,翼面结构固有频率的变化比较剧烈;当温度趋于稳定后,

温度梯度产生的热应力减少,同时翼面材料和结构的力学性能参数也逐渐趋于稳定,大部分振动固有频率的变化趋势也变得比较缓慢,逐渐趋于稳定状态;由于弹翼一侧的中部与热容比较大的金属圆轴相联接,且圆轴的一部分处于热区边缘,大部分处于热区之外,在整个试验过程中其温度升高得比较缓慢,并且是一个不断变化的过程。因此,弹翼联接部分与弹翼之间的温度差会使得弹翼联接固定的局部区域产生附加应力,直至试验结束,处于温度场边缘和温度场之外的联接轴的温度也不能达到热稳定状态,造成了联接区域的热应力随时间在不断变化,因此巡航导弹弹翼表面不是一个简单的平面均匀温度场,而是存在较为复杂的局部温度与应力随时间变化的非均匀区域(弹翼根部)。由联接区域的非稳定热温度状态造成翼面结构边缘局部非稳定热温度场和非稳定热应力会引起某些模态出现较为复杂的变化形态。由热振联合试验得到的弹翼结构各阶固有频率随试验温度而变化的试验结果,为高速巡航导弹翼舵结构在高温条件下的热模态分析,以及进一步深入探索和进行理论分析提供了非常重要的试验依据。

由于在翼面试验件上安装了引伸杆,其附加质量会对翼面频率产生一定的影响,加装引伸杆后的翼面会重一些,其翼面频率要比将加速度传感器直接安装在单翼上的方式所测翼面频率稍低。为了了解加装引伸杆对试验结果的影响,在常温下使用直接测量和加装引伸杆两种方式对翼面模态进行试验测试的结果,可作为常温试验结果修正时的参考依据。

理论上讲根据直接测量和加装引伸杆两种方式得到的高温下实测翼面频率对比数据,能够为高温试验结果提供修正依据。由于受到高温下对翼面直接测量所需的加速度传感器的耐温性和数据可靠性的限制,直接多点测量方法在高温下实现困难,但是,当引伸杆在高温下的刚度足够大,且在引伸杆测量件质量相比于翼面质量小很多的情况下,常温下两种不同测量方式实测得到的翼面频率对比数据,仍在一定程度上可以作为高温时修正附加质量影响的参考依据,以满足工程实际的需要。

3 结论

1) 为研究在振动环境下由气动加热引起的热环境对翼面结构振动特性带来的影响,建立了高速飞行器热-振联合试验测试系统。气动热试验模拟系统能够按照导弹高速飞行过程中弹翼表面温度的连续变化对气动加热模拟过程实施快速、准确的动态控制,同时振动激励测试系统对结构试验件进行振动激励和动特性的测量,获得了在 $25\sim 500\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内不同温度环境下翼面结构多阶固有频率等热结构参数的变化规律。

2) 热-振联合试验结果表明,热环境使得单层翼面结构的各阶固有频率均发生改变。1阶、3阶、5阶固有频率随着试验温度的升高出现下降趋势,根部有约束翼面结构的2阶、4阶、6阶固有频率随着试验温度的升高出现上升趋势。这一试验现象的获得,为高速巡航导弹翼舵结构采用大翼展小局部固支联接方式时的高温热模态分析提供了重要的依据,并为进一步深入探索和进行理论分析提供了非常重要的试验数据。

3) 在高速升温阶段,由于温度梯度产生的热应力的影响,在温度达到平衡前,各阶频率均产生比较明显的动态变化。当温度达到恒定值之后,热应力的不均匀性减小,大部分振动固有频率逐渐趋于稳定。

不同温度条件下翼面结构固有频率等振动特性的变化规律的获得,为高速巡航导弹翼舵结构在热振耦合环境下的动特性分析与安全设计提供了重要试验依据。

参 考 文 献

- [1] Hu S L, Jin J W, Li X M. The analysis of the cruise missile "Deep Fire" and electronic countermeasure to its control & guidance system. *Modern Defence Technology*, 2004, 32(3): 35-38, 51. (in Chinese)
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. *现代防御技术*, 2004, 32(3): 35-38, 51.
- [2] Fu D S, Xi J M. Progress of hypersonic cruise missile in U. S army. *Winged Missile*, 2006(2): 16-18. (in Chinese)
付东升, 奚建明. 美军高超声速巡航导弹进展. *飞航导弹*, 2006(2): 16-18.
- [3] Yang Y K. Development and prospect of Russia supersonic cruise missiles. *Aerospace Manufacturing Technology*,
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

- 2010, 4(2): 39-43. (in Chinese)
- 王玉堃. 俄罗斯超声速巡航导弹发展现状及趋势. 航天制造技术, 2010, 4(2): 39-43.
- [4] Lu N, Yu Z Q. Future development trend and defense strategy of the cruise missile. Missiles and Space Vehicles, 2011, 312(2): 34-37. (in Chinese)
- 陆宁, 于政庆. 未来巡航导弹发展趋势及其防御策略. 导弹与航天运载技术, 2011, 312(2): 34-37.
- [5] Yu P, Liu M. Five defects of Battle-ax missiles. Aerospace China, 2000(11): 44-45. (in Chinese)
- 于平, 刘森. 战斧导弹的五大不足. 中国航天, 2000(11): 44-45.
- [6] Yang Y Z, Yang J L, Fang D N. Research process on the thermal protection materials and structures in hypersonic vehicles. Applied Mathematics and Mechanics, 2008, 29(1): 47-56. (in Chinese)
- 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展. 应用力学和数学, 2008, 29(1): 47-56.
- [7] Brown A M. Temperature dependent modal test/analysis correlation of X-34 Fastrac composite rocket nozzle. AIAA-2000-1741, 2000.
- [8] Wu Z G, Hui J P, Yang C. Hypersonic aerothermoelastic analysis of wings. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 270-273. (in Chinese)
- 吴志刚, 惠俊鹏, 杨超. 高超声速下翼面的热颤振工程分析. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 270-273.
- [9] Arafat H N, Nayfeh A H. Nonlinear interactions in the responses of heated annular plates. AIAA-2004-1612, 2004.
- [10] Shi X M, Yang B Y. Temperature field and mode analysis of flat plate with thermal environment of transient heating. Computer Aided Engineering, 2006, 15(Suppl): 15-18. (in Chinese)
- 史晓明, 杨炳渊. 瞬态加热环境下变厚度板温度场及热模态分析. 计算机辅助工程, 2006, 15(Suppl): 15-18.
- [11] Wang X Q, Han J L, Zhang J H. Thermal flutter analysis of panel and multi-objective optimization design considering variation of flow yaw angle. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(11): 2195-2201. (in Chinese)
- 王晓庆, 韩景龙, 张军红. 不同气流偏角下的壁板热颤振分析及多目标优化. 航空学报, 2010, 31(11): 2195-2201.
- [12] Ye X H, Yang Y R. Flutter of delta wing under aerodynamic heating. Journal of Southwest Jiaotong University, 2008, 43(1): 62-66. (in Chinese)
- 叶献辉, 杨翔仁. 气动加热下三角机翼颤振. 西南交通大学学报, 2008, 43(1): 62-66.
- [13] Wu D F, Gao Z T, Wang Y H. Experimental study on fuzzy control of transient aerodynamic heat flow of missile. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(6): 682-684. (in Chinese)
- 吴大方, 高镇同, 王永海. 模糊控制在导弹瞬态气动热流试验中的应用研究. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(6): 682-684.
- [14] Wu D F, He X F, Gao Z T. High speed and accurate E-T translation method for transient aerodynamic heating control system. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 90-93. (in Chinese)
- 吴大方, 贺小帆, 高镇同. 瞬态气动模拟加热控制中的快速高精度“E-T”转换. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(1): 90-93.
- [15] Wu D F, Fang Y P, Zhang M. Experimental simulation system of transient aerodynamic heating for high-speed flight vehicles. Aviation Metrology & Measurement Technology, 2003(23): 9-11, 14. (in Chinese)
- 吴大方, 房元鹏, 张敏. 高速飞行器瞬态气动热试验模拟系统. 航空计测技术, 2003(23): 9-11, 14.
- [16] Wu D F, Pan B, Wang Y W, et al. Mechanical properties of super-high strength Al alloy 7A04 at transient heating. Acta Metallurgica Sinica, 2011, 31(6): 757-762. (in Chinese)
- 吴大方, 潘兵, 王岳武, 等. 瞬态热冲击环境下超硬铝合金 7A04 的力学性能. 金属学报, 2011, 31(6): 757-762.
- [17] Wu D F, Su F, Liu C X, et al. Experimental study on mechanical behaviors of Al alloys under transient aerodynamic heating. International Journal of Mechanics and Materials in Design, 2011, 6(4): 331-340.
- [18] Wu D F, Zhao S G, Yan Z Q, et al. Experimental study on thermal-vibration test of thermal insulating component for cruise missile. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1507-1511. (in Chinese)
- 吴大方, 赵寿根, 晏震乾, 等. 巡航导弹防热部件热-振联合试验. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1507-1511.
- [19] Pan B, Wu D F, Gao Z T, et al. Study of non-contact optical metrology for full-field deformation measurement at 1200°C. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(1): 52-59. (in Chinese)
- 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. 强度与环境, 2011, 38(1): 52-59.
- [20] Cohen L. Time-frequency analysis: theory and applications. Bai J X, translated. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1998. (in Chinese)
- L. 科恩. 时-频分析: 理论与应用. 白居宪, 译. 西安: 西安交通大学出版社, 1998.

作者简介:

吴大方 男, 博士, 教授。主要研究方向: 高速飞行器热防护, 结构振动主动控制, 实验力学。

Tel: 010-82317507

E-mail: wudafang@buaa.edu.cn

赵寿根 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 结构动力学。

Tel: 010-82317507

E-mail: zshougen@buaa.edu.cn

潘兵 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 实验固体力学。

Tel: 010-82317507

E-mail: panb@buaa.edu.cn

Research on Thermal-vibration Joint Test for Wing Structure of High-speed Cruise Missile

WU Dafang^{*}, ZHAO Shougen, PAN Bing, WANG Yuewu, MU Meng, WU Shuang

School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: High-speed cruise missiles fly at high speeds for a long time. During a high-speed flight, the surface temperatures of the wing, fairing and projectile rise rapidly because of aerodynamic heating, which is accompanied by serious structural vibration. The aerodynamic heating causes significant changes in the mechanical properties of the structure, and the high temperature gradients produced by the complex maneuver-flight generate thermal stress. They both affect seriously the characteristics of the structure's natural vibration. In this paper, a joint thermal-vibration testing is performed on the wing structure of a cruise missile, and the vibration characteristics of the wing structure (e.g., the natural frequency) at various temperatures are obtained. The experimental results can provide a reliable basis for the safety design of cruise missiles under high-speed, high-temperature and vibration conditions.

Key words: vibration test; thermal environment; natural frequency; aerodynamic heating simulation; thermal-vibration

Received: 2011-11-11; **Revised:** 2012-01-05; **Accepted:** 2012-03-13; **Published online:** 2012-03-22 16:43

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120322.1643.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11172026, 11002012)

*** Corresponding author.** Tel.: 010-82317507 E-mail: wudafang@buaa.edu.cn