舵面结构热模态试验方法研究

王毅,秦强,赵朋飞,张生鹏,王刚

(中国航天科工防御技术研究试验中心,北京 100854)

摘要:目的 探究高温对舵面结构模态试验结果的影响。方法 以导弹舵面为研究对象,开展高温环境下结 构模态试验方法研究。基于石英灯热辐射高温加热系统和模态测试系统搭建热模态试验测试平台,采用带 水冷装置的耐高温加长激振杆实现激励的施加,设计耐高温陶瓷引伸杆进行振动信号的测试,通过有限元 仿真分析与试验数据对比,验证所提热模态试验方案的可行性。结果 当激振杆的正弦扫频试验在 20~1000 Hz 范围内,其传递函数值接近于1,说明激振杆传递性能良好。陶瓷引伸杆对试验件前四阶模态频 率及振型影响较小,验证了陶瓷引伸杆设计的有效性。试验数据表明,试验件材料的刚度随着环境温度的 升高逐渐降低,导致各阶模态的频率呈逐渐降低的趋势。结论 高温会使舵面结构的模态参数降低,该研究 为后续型号产品的热模态试验提供了的试验手段和技术支持。

关键词:导弹舵面;耐高温水冷激振杆;有限元方法;陶瓷引伸杆;仿真分析;热模态试验 中图分类号:TJ760 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2021)08-0007-07 DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.08.002

Research on Thermal Modal Test Method of Rudder Structure

WANG Yi, QIN Qiang, ZHAO Peng-fei, ZHANG Sheng-peng, WANG Gang (China Aerospace Science & Industry Corporation Defense Technology R & T Center, Beijing 100854, China)

ABSTRACT: The purpose of this paper is to explore the influence of high temperature on the modal test results of rudder structure. With the high temperature environment, the missile rudder is studied by the approach of structural modal test. The thermal modal test platform mainly includes the heating system of quartz lamp and the modal testing system. For the excitation part, the high- temperature resistant extended exciting rod is used and equipped with water cooling device. The high-temperature resistant ceramic extension rod is designed to improve the vibration signal collection scheme. The feasibility of the thermal modal test scheme is verified by the comparison finite element analysis and test data. The test results show that the transfer function value of exciting rod is close to 1 when sinusoidal sweep frequency in the range of 20 Hz to 1000 Hz, which is very ideal for the excitation part. However, for testing system, the ceramic extension rod has a little influence on the first four-order modal frequency and the results are within acceptable limits. In the end, we compared the influence of rudder structure stiffness at different temperatures on the same of excitation frequency, the test data show that the stiffness of rudder specimen decreases with the increase of ambient temperature, which leads to the frequency of each order mode decreasing gradually. The modal parameters of rudder structure will be reduced due to high temperature, the research provides the experimental means and technical support

• 7 •

收稿日期: 2021-05-26; 修订日期: 2021-07-11

Received: 2021-05-26; Revised: 2021-07-11

作者简介:王毅(1990—),男,硕士,工程师,主要研究方向为导弹结构设计与分析。

Biography: WANG Yi (1990—), Male, Master, Engineer, Research focus: missile structure design and analysis.

引文格式: 王毅, 秦强, 赵朋飞, 等. 舵面结构热模态试验方法研究[J]. 装备环境工程, 2021, 18(8): 007-0013.

WANG Yi, QIN Qiang, ZHAO Peng-fei, et al. Research on thermal modal test method of rudder structure[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(8): 007-013.

for the thermal modal test of the following products.

KEY WORDS: missile rudder; the high-temperature resistant exciting rod with water cooling device; finite element method; ceramic extension rod; simulation analysis; thermal modal test

导弹在高马赫数飞行时,其舵面和翼面结构将会 面临极为严酷的高温环境,气动热产生的高温会使其 材料和结构的弹性性能发生改变,从而引起翼面和舵 面结构的振动特性发生改变,并对导弹的颤振特性和 控制特性产生很大的影响[1]。因此,导弹舵面在力和 热双重耦合环境下的模态频率变化特性随温度的变 化规律,对于高速飞行导弹的结构和可靠性设计具有 重要意义^[2]。当飞行速度达到3马赫时,其舵面和翼 面结构承受的高温达到 500~600 ℃。为了获得超过 500℃的高温环境下导弹舵面在高温和振动复合环 境下的热模态试验参数,将高温瞬态热试验系统与模 态试验系统相结合,建立可对高超声速导弹舵面在 500 ℃高温环境下进行热模态研究的试验系统,通过 有限元仿真和试验相结合的方法开展高温结构热模 态试验方法的研究,为高超速导弹的振动和热联合问 题提供一种新的解决办法。

当前,国内外许多专家和研究学者对高超速飞行 器所面临的热振、热模态问题进行了理论分析和数值 计算研究。Lee 等^[3]通过有限元仿真分析的计算方法, 研究了碳纤维环氧树脂复合材料加筋板在高超声速 气流加热环境下的颤振特性。Brown^[4]对 X-34 飞行器 在高温环境下发动机喷管的模态固有频率和振型变 化进行了理论分析和数值计算。Fu 等^[5]针对航天飞行 器的复合材料梁结构建立了动力学分析模型,然后针 对不同温度对热模态影响参数进行了分析。由于力热 联合环境下热模态、热振特性的理论分析需要试验作 为验证,因此需要通过热模态、热振试验来验证理论 分析振动特性的正确性。20世纪 60 年代,美国 NASA 兰利航空实验室的 Vosteen 等^[6-7]在 139 ℃的高温环境 下针对导弹舵翼面结构在非均匀温度下的模态振动 特性开展了试验研究。20世纪90年代后,随着激光 测振技术的发展和成熟应用, Kehoe 和 Sny-der^[8-9]使 用激光测振仪在 245 ℃的高温环境下测得了近似舵 面的平板试验件的高温模态频率和结构振型。21 世 纪早期,国外发明了应用于高温模态试验测试的耐高 温加速度传感器。美国 NASA 等^[10]军事科研机构使 用耐高温加速度传感器在 482 ℃的高温环境下对 X-37 的耐高温结构方向舵进行了热振联合试验技术 研究。21 世纪初,韩国军事机构和高校联合进行了 500 ℃高温环境下的矩形平板结构热模态试验,使用 了非接触测量激光测振的方法对热模态试验的振动 信号进行测试,取得了良好的效果。针对热模态试验 对高温测试提出的难题,国内相关学者也使用了不同 的测试方法进行了相关的探究。哈尔滨工业大学的王

应奇^[11]对悬臂梁板在 300℃高温下进行了热振联合 试验。北京机电工程研究所的麻连净、蔡骏文等^[12] 对导弹舵面的热模态试验激振方法展开了研究,分析 结果表明,采用激振器耐高温加长杆施加激振的方法 和通过振动台施加激励的方法是目前比较可行的热 模态试验激励施加方法。北京强度环境研究所科研人 员^[13]对悬挂状态的平板舵面实施单侧面加热,使用激 光测振的方法在非加热面测得了舵面的模态试验参 数。北京航空航天大学的吴大方教授^[14-15]建立了高温 环境下热模态研究的热/振联合试验系统,对 1200℃ 高温环境下板结构的热模态试验进行了研究和数值 模拟,同时还对 1100℃高温环境下高超声速导弹的 复合材料翼面结构开展了热模态试验,为 1000℃以 上高温环境下翼舵结构的振动特性分析以及安全可 靠性提供了重要的试验手段和参考依据。

文中以类似舵面结构的等腰梯形板为研究对象, 开展了热模态试验方法的研究,设计了用于辅助施加 激励信号的水冷激振杆和用于信号测试的耐高温陶 瓷引伸杆。采用 MTS 控制系统,通过智能 PID 调节 的方式,控制石英灯管提供高温环境。设计了有效的 试验方案,验证设计热模态试验方法的可行性。利用 有限元仿真分析与试验相结合的手段,得出温度对模 态参数的影响结果。

1 热模态分析理论

1

模态是结构的一种固有特性,由于不同因素的影响会有不同的变化,因此应针对不同环境因素对模态 参数的影响展开研究。根据模态分析理论,结构产品 的模态参数可通过式(1)求解

$$(\boldsymbol{K} - \boldsymbol{\omega}^2 \boldsymbol{M})\boldsymbol{\varphi}^2 = 0 \tag{1}$$

式中: *K* 为结构的刚度矩阵; *M* 为结构的质量矩阵; *q* 为结构的振型向量。

高温环境条件下,结构的模态参数主要受材料特性变化(由温度变化引起)和结构内部热应力变化(高温环境导致)的影响。另外,对于不同形状的试验件结构而言,同时需要考虑形状变化引起的几何非线性变化等因素^[16]。当导弹舵面结构受到高温热载荷影响后,式(1)中试验件结构质量矩阵 *M* 的变化微小,可忽略不计,而舵面试验件结构的材料参数伴随温度的变化将发生较大的改变。在考虑温度因素的影响时,试验件结构刚度矩阵可表示为:

$$\boldsymbol{K}_T = \int_{\boldsymbol{\Omega}} \boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{D}_T \boldsymbol{B} \mathrm{d}\boldsymbol{\Omega}$$
(2)

式中: **B** 为结构的几何矩阵; **D** 为与材料弹性模量和泊松比有关的弹性矩阵。

与此同时,高温环境产生的温度梯度变化会导致 试验件结构内部出现不同的热应力。因此,在刚度矩 阵表示时,需要考虑热应力对结构刚度的影响,热应 力引起刚度矩阵的变化可表示为:

$$\boldsymbol{K}_{\sigma} = \int_{\sigma} \boldsymbol{G}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{T} \boldsymbol{B} \boldsymbol{G} \mathrm{d} \boldsymbol{\Omega} \tag{3}$$

式中: *G* 为结构形变产生的刚度函数矩阵; *T* 为 试验件结构的热应力矩阵。

综上所述,在求解高温环境下的高超声速飞行器 结构模态参数时,要同时考虑材料参数变化和高温产 生的热应力引起的刚度矩阵变化。高温环境下试验件 结构的总刚度矩阵 **K**表示为:

$$\boldsymbol{K} = \boldsymbol{K}_{\mathrm{T}} + \boldsymbol{K}_{\sigma} \tag{4}$$

式(4)中, K_T 与结构的材料参数在高温环境下 的变化有关,当温度升高时,导致材料的弹性模量下 降,此时,总刚度矩阵K将会减小。热应力引起变化 的刚度矩阵 K_o 则与试验件结构的热应力改变有关。 当热应力总体呈现为拉应力时, K_o 为正值,试验件 结构的固有频率呈现上升趋势;当热应力总体呈现为 压应力时, K_o 为负值,试验件结构的固有频率呈现 下降趋势。由于热应力引起变化的刚度矩阵 K_o 与材 料变化后的结构刚度矩阵 K_T 对结构固有频率的影响 作用刚好相反,因此在热模态分析中,要充分考虑到 由热拉应力产生的附加热应力刚度矩阵 K_o 在热振分 析时,是否在对总刚度矩阵K的总体影响中占据主要 作用,这些刚度矩阵的变化将会对结构的模态参数产 生重大的影响。

2 试验件与试验装置

高温下模态试验技术主要是通过搭建高温热模态试验系统(如图1所示)来实现的。用 MTS 控制系统采取温度控的方式给试验件提供高温环境,采用激振器组成的模态测试系统实现模态试验。通过带水冷装置的耐高温加长激振杆(如图2所示)施加激励。用耐高温陶瓷杆(如图3所示)进行振动信号的测试,耐高温的陶瓷引伸杆可以把高温的模态信号数据转化为常温下测试加速度传感器的数据。当温度达到某一数值并稳定后,进行模态激振试验,测得某一高温下的模态参数。

2.1 试验件

为了保证热模态试验的顺利进行,试验件为类似 于导弹舵面结构的等腰梯形板,所用材料为耐高温镍 基合金(06Cr18Ni9Ti)。试验件长 350 mm,宽为 300 mm,厚度为 10 mm。试验件的两腰上有 8 个直 径为 6 mm 的通孔,用于连接陶瓷引伸杆,进行振动 信号而测试。试验件顶部有一个直径为 8 mm 的通孔, 用于连接激振杆;根部3个直径为12mm的通孔,用 于固定试验件。等腰梯形板试验件结构如图4所示。





Fig.1 A diagram of high temperature thermal modal test system



图 2 耐高温水冷激振杆

Fig.2 A diagram of high-temperature resistant extended exciting rod with water cooling device



图 3 耐高温陶瓷测试杆 Fig.3 The high-temperature resistant ceramic extension rod



图 4 试验件结构 Fig.4 A diagram of the structure of the test

2.2 模态试验装置

模态试验装置的重要部件包括:振动控制仪、功 率放大器、激振器、鼓风机、耐高温水冷激振杆、1 个高温加速度传感器、9个常温加速度传感器、双通 接头、数据采集仪、模态分析软件等。模态信号的参 数分析主要通过高温模态试验系统完成。振动控制仪 根据试验件结构所经历的环境任务剖面,输出振动信 号波形。振动波形经过数/模转换器转换为电压信号, 电压激励信号需要经过功率放大器产生驱动作用,从 而驱动激振器工作,带动耐高温水冷激振杆进行激 振,使得试验件结构产生振动。此时,高温加速度传 感器通过信号处理,将采集到的信号作为模态分析软 件输入信号。本次试验方案设置8个常温加速度传感 器采集舵面结构表面的振动信号,采集到的振动信号 经过放大处理和模/数转换后,输入到计算机中的模 态信号处理软件,进行信号存储和分析处理,高温模 态试验系统搭建如图5所示。



Fig.5 A system of high-temperature thermal modal test

2.3 高温试验装置

高温试验装置主要通过热电偶反馈回来的温度 信号,经过温变采集器,转变为电压信号,输入到数 据采集系统。MTS 操作系统根据反馈回来信号进行 温度补偿,采用温度控的方式控制石英灯管的功率大 小进行加热,从而获得高温加热环境。黄铜加热器两 端通入循环冷却水,对加热器根部进行降温。石英灯 辐射高温加热系统如图 6 所示。



图 6 石英灯热辐射高温加热系统 Fig.6 High-temperature heating system for thermal radiation of quartz lamp

2.4 热模态试验系统

将石英灯辐射高温试验装置和模态试验装置进 行组合,即可组成热模态试验系统。试验件通过固定 夹具固定在立柱上,立柱通过地梁固定在水平地面 上,试验件的上下表面采用石英灯进行加热,提供高 温环境,加热器根部设计成中空状态,用以通冷却水 对石英灯管的头部进行冷却,加热器的外部包络一圈 隔热石棉毡进行热环境隔离。将耐高温镍基合金的短 螺杆螺接于试验件上,短螺杆下端用耐高温陶瓷胶粘 接中空陶瓷杆,陶瓷杆下端粘贴胶木片后,粘贴加速 度传感器,从而进行加速度测量。试验件从根部到试 验件外沿部位依次粘贴 3 个热电偶,用于温度测量 (见图 6),热电偶采用焊接的方式焊接在试验件上。 在试验件的顶部固定耐高温金属激振杆进行激励,从 而进行热模态试验的实施。陶瓷杆、激振杆、热电偶 的具体安装方案如图 7 所示。



图 7 热模态试验安装方案 Fig.7 A diagram of installation of thermal modal test

3 有限元仿真分析

热模态的有限元仿真分析主要是针对模型计算 其结构在高温环境下的动态特性,清晰地了解各阶频 率和振型随温度变化的规律,同时进一步指导试验的 开展。目前使用有限元软件进行热模态仿真分析具有 广泛的应用。文中选用三维建模软件 CATIA 进行结 构设计,设计好的三维模型导入有限元仿真软件 ANSYS Worbench 进行常温模态仿真分析和热模态 仿真分析。主要分为试验件建模、施加约束、赋材料 属性、网格划分等步骤,最终提交有限元分析软件 ANSYS Worbench 进行热模态仿真分析,分析结果经 过后处理可以得到舵面试验件各阶固有频率和模态 振型变化,热模态仿真分析步骤如图 8 所示^[17]。



图 8 热模态仿真分析步骤 Fig.8 A step of thermal modal simulation analysis

3.1 材料属性

material

等腰梯形板试验件采用耐高温镍基合金 (06Cr18Ni9Ti), 镍基合金的材料属性见表 1。

表 1 耐高温镍基合金材料属性 Tab.1 Properties of high temperature resistance nickel alloy

material					
材料名称	密度	泊松	弹性模量	热膨胀系数	温度
	$/(g \cdot cm^{-3})$	比	/GPa	$/(10^{-6} \ ^{\circ}\mathrm{C}^{-1})$	/°C
06Cr18Ni9Ti	i 7.93	0.3	194.0	16.4	20
			184.2	16.6	100
			175.3	16.9	200
			169.2	17.2	300
			164.1	17.5	400
			162.8	17.9	500

3.2 网格与约束

为了保证计算结果的精度,试验件结构采用 HEX 六面体网格划分,在 ANSYS Workbench 中用 sizing 网格尺寸控制单元大小,设置单元尺寸为 2.0 mm, 生成 473 932 个节点和 101 865 个单元。实际状态下 是在试验件根部通过螺钉连接上下工装,有限元模型 等效为在试验件根部 3 个孔位固支约束。

3.3 热模态分析

常温模态仿真分析主要是利用有限元软件 ANSYS Workbench 中的 Modal 功能进行仿真分析。 高温模态仿真分析时,首先利用 Steady-State Thermal 功能进行稳态热分析,导入温度场;其次利用 Static Structural 静力分析,得到温度分布对试验件产生的 热应力结果;最后,利用 Modal 功能求得热应力对模 态参数的影响。经过上述分析,分别得到常温下和高 温下各阶模态的频率、变形云图、变化振型等结果。

常温和 500 ℃高温下的模态分析结果对比见表 2。从表 2 可以得出以下结论:随着温度的升高,各 阶模态频率逐渐降低,主要是由于试验件结构的刚度 随着温度升高逐渐降低所引起的;随着模态阶数的变 化,前4阶模态频率变化最大值为8.10%;不同温度 下,一、二、四阶弯曲变形,三阶扭转变形。

表 2 常温和高温模态分析对比 Tab.2 Comparison of modal analysis at normal temperature and high temperature

	各阶模和	羊佶/0/	振刑			
	常温(20℃)	高温(500℃)	左咀/70	派室		
一阶	260.82	246.62	5.44	弯曲		
二阶	358.07	329.12	8.10	弯曲		
三阶	713.4	684.13	4.10	扭转		
四阶	763	724.21	5.08	弯曲		

4 试验分析

4.1 试验过程

4.1.1 正弦扫频试验

激振杆的正弦扫频试验主要是为了验证设计的 耐高温水冷激振杆的传递效果。在激振器的输出端法 兰盘(K1)和激振杆顶端试验件上激振点附件位置 (K2)分别粘贴一个加速度传感器,其余 8 个加速 度传感器依次按照图 7 所示位置粘贴在试验件上,扫 频频谱范围为 20~2000 Hz,加速度为 0.1 g,扫频时 间为 3 min。多次试验发现,当频率高于 1000 Hz 时, 控制曲线不稳定,说明激振杆在高频区的传递性能不 好。另根据有限元仿真结果可知,50 Hz 以下没有共 振频率点。因此,本次试验设置扫频频谱范围为 50~1000 Hz,扫频时间为 3 min。

正弦扫频采用 SD 控制仪进行控制,在激振器连 接法兰盘上粘贴加速度传感器 K1 作为控制点进行激 励,在激振杆顶端试验件上粘贴加速度传感器 K2 作 为测量,控制曲线和测量曲线如图 9 所示。对比发现, 在 50~1000 Hz,激振杆没有出现共振频率点,传递 函数基本接近于 1,表明激振杆传递性能良好,验证 了水冷激振杆设计的合理性。



图 9 SD 控制仪控制测量曲线和传递函数 Fig.9 Control curve and transfer function diagram of SD controller

4.1.2 随机振动试验

随机振动试验主要是为了验证设计的陶瓷引伸杆 是否合理,有无陶瓷引伸杆对于试验件模态参数的影 响效果。施加 50~1000 Hz 平直谱随机振动信号,测量 分两种方式进行,分别为在试验件上直接粘贴加速度 传感器和试验件上粘贴陶瓷引伸杆,然后陶瓷引伸杆 下端通过胶木片粘贴 8 个传感器,经过数据处理与分 析后得到模态试验参数。工程上一般取前四阶模态参 数和振型,常温下有无陶瓷引伸杆的随机振动模态的 前四阶频率见表 3。从表 3 可以看出,陶瓷引伸杆对 试验件前四阶模态频率的影响较小,最大仅为 0.84%, 并且没有改变试验件各阶振型,验证了陶瓷引伸杆设 计的优越性,在以后的高温模态试验中可以借鉴参考。

Tab.3 The four modal frequency and error at normal temperature					
模态阶数	齿太险粉	无陶瓷杆固	有陶瓷杆固	齿太拒刑	迟关/0/
	医心阴翼	有频率/Hz	有频率/Hz	医芯抓空	庆左/%
	1	268.226	266.448	弯曲	0.66
	2	365.144	362.060	弯曲	0.84
	3	695.862	695.715	扭转	0.02

常温前4阶模态频率与误差

781.033

弯曲

0.83

4.1.3 高温模态试验

787.596

表 3

按照 2.4 搭建好的高温模态试验系统开展高温模态试验,本次试验控制部分由控制仪控制激振器通过 耐高温水冷激振杆进行激励信号的施加,测量部分由 模态数据采集系统进行信号采集,在试验件上粘贴陶 瓷引伸杆,陶瓷引伸杆下端通过胶木片粘贴 8 个传感 器作为输出测量信号,经过数据处理与分析后得到模 态试验参数。温度控制部分由 MTS 操作系统采用温 度控制的方式对 T2 作为温度控制点进行 PID 调节控 制,T1 和 T3 热电偶作为测量点监测试验件温度的实 时变化。以合适的升温速率控制试验件升温到某一温 度,待试验件上 3 个热电偶温度稳定后,激振器施加 激励,测试模态试验数据。测试完成后,继续升温到 下一温度稳定点,温度控制曲线如图 10 所示。重复 高温试验 1 次,验证 2 次试验的重复性。



Fig.10 Temperature control curve for thermal modal test

4.2 试验结果

本次高温模态试验设定了 200、400、500 ℃等 3 个驻温点进行模态激励施加和测试。随温度的改变, 各阶模态频率的变化见表 4。500 ℃高温环境下,前 三阶模态的振型如图 11 所示。

表 4 不同温度环境下前四阶模态频率 Tab.4 The four modal frequency at different temperatures Hz

					112
模态阶数	r	温度/ ℃			
	20	200	400	500	快心派室
1	266.448	262.439	256.414	253.536	弯曲
2	362.06	360.452	347.243	349.995	弯曲
3	695.715	681.192	662.219	651.924	扭转
4	781.033	762.785	742.131	732.919	弯曲





Fig.11 First three modal shape at 500 $^{\circ}$ C: a) first order modality; b) second order modality; c) third order modality

4.3 结果分析

随着环境温度的不断变化,模态的固有频率也跟 着发生了变化,但是振型基本保持不变,根据上述试 验结果可以得到以下结论:

 1)随着环境温度的依次升高,试验件材料的刚 度逐渐降低,附加热应力作用小于试验件材料属性变 化引起的刚度变化。依据公式(4)和试验结果分析 对比,试验件刚度变化导致各阶模态的频率有逐渐降 低的趋势。

2)温度从常温 20 ℃状态变化到 500 ℃过程,一 阶频率降低了 13 Hz 左右,二阶频率降低了 12 Hz 左 右,三阶频率降低了 44 Hz 左右,四阶频率降低了 48 Hz 左右,试验结果正常,符合预期。

5 结论

1)通过 50~1000 Hz 的扫频试验发现,激振杆没 有出现共振频率点,且传递函数基本接近于1,表明

4

激振杆传递性能良好,验证了水冷激振杆设计的合 理性。

2)通过常温下有无陶瓷引伸杆的对比试验可知, 陶瓷引伸杆对试验件前四阶模态频率的影响较小,频 率变化的最大范围仅为 0.84%,并且没有改变试验件 各阶振型,从而验证了陶瓷引伸杆设计的优越性。相 较于激光测振仪非接触测量,避免了石英灯管强光源 的干扰,在以后的高温模态试验中可以借鉴参考。

3)500 ℃高温环境下,由于高温致使试验件材料的刚度逐渐降低,附加热应力引起的刚度矩阵没有占主导作用,导致各阶模态的频率随温度升高呈现出逐渐降低的趋势。

参考文献:

 [1] 吴大方, 王岳武, 商兰, 等. 1200℃高温环境下板结构 热模态试验研究与数值模拟[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1861-1875.

WU Da-fang, WANG Yue-wu, SHANG Lan, et al. Test research and numerical simulation on thermal modal of plate structure in 1 200 °C high-temperature environments[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2016, 37(6): 1861-1875.

[2] 吴大方, 王岳武, 蒲颖, 等. 高超声速飞行器复合材料 翼面结构 1100℃高温环境下的热模态试验[J]. 复合材 料学报, 2015, 32(2): 323-331.

> WU Da-fang, WANG Yue-wu, PU Ying, et al. Thermal modal test of composite wing structure in high-temperature environments up to 1100 °C for hypersonic flight vehicles[J]. Acta materiae Compositae sinica, 2015, 32(2): 323-331.

- [3] LEE I, LEE D M, OH I K. Supersonic flutter analysis of stiffened laminated plates subject to thermal load[J]. Journal of sound and vibration, 1999, 224(1): 49-67.
- BROWN A M. Temperature-dependent modal test/analysis correlation of X-34 FASTRAC composite rocket nozzle
 J. Journal of propulsion and power, 2002, 18(2): 284-288.
- [5] FU Yi-ming, CHEN Yang, ZHONG Jun. Analysis of nonlinear dynamic response for delaminated fiber-metal laminated beam under unsteady temperature field[J]. Journal of sound and vibration, 2014, 333(22): 5803-5816.
- [6] WITHEY R R M, THOMSON R G, VOSTEEN L F. Effect of transient heating on vibration frequencies of some simple wing structures[EB/OL]. 1957
- [7] VOSTEEN 1 F, FULLER K E. Behavior of a cantilever plate under rapid-heating conditions:NASA R M L55E20[R]. Washington, D.C.:1955.
- [8] KEHOE M W, SNYDER H T. Thermoelastic vibration

test techniques[EB/OL]. 1991

- [9] SNYDER H T, KEHOE M W. Determination of the effects of heating on modal characteristics of an aluminum plate with application to hypersonic vehicles[EB/OL]. 1991
- [10] NATALIE D S, High-temperature modal survey of a hot-structure control surface[C]//Proceedings of the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences. Nice, France: French Society of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [11] 王应奇.高温环境结构振动试验技术研究[D].哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
 WANG Ying-qi. Technology research about vibration test under high temperature[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
- [12] 麻连净, 蔡骏文. 导弹舵面热模态试验激振方法研究
 [J]. 战术导弹技术, 2013(6): 20-25.
 MA Lian-jing, CAI Jun-wen. Study of rudder thermomodal test excitation method[J]. Tactical missile technology, 2013(6): 20-25.
- [13] 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.
- [14] 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[J]. 航空学报, 2012, 33(9): 1633-1642.
 WU Da-fang, ZHAO Shou-gen, PAN Bing, et al. Research on thermal-vibration joint test for wing structure of high-speed cruise missile[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2012, 33(9): 1633-1642.
- [15] 吴大方,赵寿根,潘兵,等.高速飞行器中空翼结构高 温热振动特性试验研究[J].力学学报,2013,45(4): 598-605.
 WU Da-fang, ZHAO Shou-gen, PAN Bing, et al. Experimental study on high temperature thermal-vibration characteristics for hollow wing structure of high-speed flight vehicles[J]. Chinese journal of theoretical and applied mechanics, 2013, 45(4): 598-605.
 [16] 贺旭东,吴松,张步云,等. 热应力对机翼结构固有频
- 率的影响分析[J]. 振动 测试与诊断, 2015, 35(6): 1134-1139, 1203. HE Xu-dong, WU Song, ZHANG Bu-yun, et al. Influence of thermal stress on vibration frequencies of a wing structure[J]. Journal of vibration, measurement & diagnosis, 2015, 35(6): 1134-1139, 1203.
- [17] 凌桂龙,丁金滨. ANSYS Workbench 13.0 从入门到精通
 [M]. 北京:清华大学出版社, 2012: 257-262.
 LING Gui-long, DING Jin-bin. From introduction to mastery of ANSYS Workbench 13.0[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 257-262.