

# 基于形状记忆合金的结构刚度控制研究<sup>\*</sup>

项智慧<sup>1</sup>, 季宏丽<sup>1</sup>, 郝林<sup>1</sup>, 裘进浩<sup>1</sup>, 李雨时<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 南京, 210016)

(2. 中国航天科工集团第二研究院 北京, 100854)

**摘要** 以超声速飞行器结构气动热软化现象为背景,提出了基于形状记忆合金(shape memory alloys,简称 SMA)的结构刚度控制方法。设计了实验模型和全铝对照模型,对模型进行频响测试,研究模型刚度控制效果。利用温控箱调节模型的整体温度,研究模型的一阶固有频率与温度的关系。提出了将 SMA 条带作为加强筋的舵面结构,研究了结构刚度随环境温度升高的变化趋势。考虑到在环境温度作用下 SMA 不一定能完全相变,搭建了结构刚度主动控制系统。结果表明:结构刚度随着环境温度的增加先是逐渐减小,而后慢慢变大慢慢减小,其在 SMA 奥氏体相变结束温度处的刚度最大;结构控制后的一阶固有频率与控制前相比增幅可达 10%;利用大电容的瞬时放电驱动 SMA,使其完全相变,响应时间可达 15 ms。

**关键词** 形状记忆合金条带;刚度控制;固有频率;温度;快速响应

**中图分类号** O327;TB535;TH122

## 引言

随着航空航天技术的发展,飞行器速度不断提升,导致气-动-热-弹耦合作用对飞行器结构的动力学特性影响越来越大,由此带来的气动加热问题越发严重。气动加热导致在结构表面形成高温以及热梯度,使得材料的弹性模量和强度降低,并在结构内部产生热应力。在热应力和材料力学性能降低的双重影响下导致结构刚度迅速下降。为了改善飞行过程中飞行器结构由于气动热导致的刚度下降引起的热颤振、热屈曲等问题,需要发展一种智能结构,能够根据外部热环境自行调节结构刚度,或者能够在外部激励作用下控制结构刚度。SMA 作为一种特殊的金属材料,具有形状记忆效应、超弹性效应、良好的阻尼特性以及奥氏体相弹性模量高于马氏体相等特性,这使得 SMA 广泛应用在航空航天、医疗、土木及机械等领域<sup>[1-5]</sup>。

国内外很多学者利用 SMA 的特性将其应用在振动控制领域,并做了大量的研究。Rogers 等<sup>[6]</sup>最早提出将 SMA 纤维埋入复合材料结构中,同时驱动 SMA 以改变结构的振动特性。Motogi 等<sup>[7]</sup>研究

了埋有 SMA 丝的复合材料薄板,利用 SMA 弹性模量随温度变化的特性,通过电流加热 SMA 丝,大幅度改变 SMA 丝的弹性模量,从而改变复合材料薄板的弹性模量,达到避开结构共振的目的。Zaman 等<sup>[8]</sup>在复合材料板中布置不同角度的 SMA 丝,并对其振动特性和阻尼特性进行了研究,结果表明,驱动 SMA 使其完全相变可以明显提高结构的刚度和阻尼特性。Ma 等<sup>[9]</sup>利用 SMA 的阻尼特性设计了一种 SMA 金属橡胶阻尼器,并将其应用在机械电机转子振动控制中。王明义等<sup>[10]</sup>利用 SMA 的高回复应力提出了在平板结构上布置 SMA 丝的刚度控制方法,通过调节 SMA 的驱动温度、含量和布置方式可以有效地控制结构刚度。

研究表明,利用 SMA 材料独特的性能可以有效地实现对结构刚度的控制,然而由于 SMA 一维本构方程提出较早,研究较为方便,导致目前大部分研究集中在 SMA 丝上<sup>[1,5-11]</sup>。在复合材料结构中植入 SMA 丝是一种常见的刚度控制方法<sup>[6-8]</sup>,但由于 SMA 纤维编织技术以及复合材料制备技术的限制<sup>[12]</sup>使得这种方法很难在工程实际中得到应用。本研究以超声速飞行器气动加热为背景,针对结构热软化现象,利用 SMA 条带作为加强筋,布置在结

<sup>\*</sup> 国家自然科学基金资助项目(11372133);中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(NE2015101&NE201500);机械结构动力学及控制国家重点实验室(南京航空航天大学)自主研究课题资助项目(0515Y02);江苏高校优势建筑工程资助项目(PAPD)

收稿日期:2015-09-11;修回日期:2015-11-04

构上。通过调节 SMA 的温度从而实现对结构刚度的控制;利用频响测试实验获得结构的一阶固有频率,验证结构的刚度控制效果;控制模型温度,研究结构刚度随温度的变化趋势;最后,考虑到外部环境不一定能使 SMA 完全发生相变,需对其施加主动控制。针对 SMA 驱动器的输出特性,笔者设计并搭建了主动控制系统,研究 SMA 的快速响应时间。

## 1 模型及分析

### 1.1 舵面模型及参数

图 1 为飞行器舵面模型示意图。传统舵面通过在表面布置铝合金或钛合金材质的加强筋,来增加结构刚度和强度。通常升高温度,材料的弹性模量下降,导致结构一阶固有频率降低。然而 SMA 的弹性模量在相变过程中随着温度的升高而逐渐增大,根据这一特性将铝加强筋用 SMA 条带代替,在热环境或主动控制系统作用下 SMA 发生相变,使其弹性模量增大,从而实现对结构刚度的控制。通过在反面对称布置加强筋以减小由于热膨胀系数不同而导致的热应力对结构刚度的影响。由于飞行器结构的失稳最先发生在一阶固有频率处,因此主要考虑对结构一阶固有频率进行控制,加强筋的布置方式由铝板结构的一阶固有振型决定。

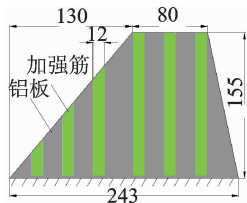


图 1 舵面模型示意图  
(单位:mm)

Fig. 1 Schematic diagram  
of rudder structure  
(unit:mm)

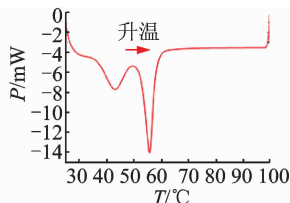


图 2 SMA 的 DSC 升温  
曲线图

Fig. 2 The heating  
curve of SMA

文中选用的 SMA 为富镍 Ni-Ti 形状记忆合金,利用差示扫描量热法(differential scanning calorimetry, 简称 DSC)测量其相变温度和潜热能,由于本实验中只考虑升温过程,因此只需测 SMA 的升温曲线。图 2 给出了 DSC 升温曲线图。SMA 的比热容通过比较已知比热容的标准样品和 SMA 的 DSC 测量结果来计算得到。SMA 的弹性模量通过电子万能试验机来测量,试件的制备与测量方法按照国家标准《GB/T 228.1-2010 金属材料室温拉伸试验方法》和《GB/T 4338-2006 金属材料高温拉伸

试验方法》来执行。文中使用的 SMA 材料参数为:奥氏体相弹性模量 55 GPa;马氏体相弹性模量为 35.4 GPa;奥氏体相变开始温度为 35 °C,奥氏体相变结束温度为 60 °C;泊松比为 0.33;密度为 6 450 kg/m<sup>3</sup>,比热容为 0.45 J/(g·deg);潜热能为 10 J/g。铝合金的牌号为 1060,材料参数通过查询国家标准得到。

### 1.2 刚度控制分析

形状记忆合金的弹性模量与其马氏体体积分数有关,Brinson<sup>[13]</sup>的工作表明这两者之间成线性关系,其表达式为

$$E(\xi) = E_A + \xi(E_M - E_A) \quad (1)$$

其中: $E_A$  为 SMA 处于奥氏体相的弹性模量; $E_M$  为 SMA 处于马氏体相的弹性模量。

在温度载荷作用下,SMA 发生奥氏体相变,马氏体体积分数表达式<sup>[11]</sup>为

$$\xi = \frac{1}{2} \left\{ \cos \left[ a_A (T - A_s) - \frac{a_A}{C_A} \sigma \right] + 1 \right\} \quad (2)$$

$$a_A = \frac{\pi}{A_f - A_s} \quad (3)$$

其中: $A_s$  为奥氏体相变开始温度; $A_f$  为奥氏体相变结束温度; $C_A$  为应力温度转换系数; $\sigma$  为应力。

SMA 奥氏体相的弹性模量一般为马氏体相的 1.5~3 倍<sup>[14-15]</sup>,结合式(1)(2)可知,SMA 弹性模量之间具有非线性的函数关系,并随着温度的升高而逐渐增大。文中将 SMA 应用于结构振动控制中利用了其弹性模量随温度变化这一特性。结构的自由振动方程为

$$(\mathbf{K}_T - \omega^2 \mathbf{M}) \{\varphi\} = 0 \quad (4)$$

其中: $\mathbf{K}_T$  为结构的整体刚度矩阵,与模型温度有关; $\omega$  为结构的固有频率; $\mathbf{M}$  为结构的整体质量; $\varphi$  为结构的固有振型。

从上述方程可以看出,结构的模态特性主要与结构的整体质量和刚度有关,当质量不变时,只与结构刚度有关。将 SMA 布置在结构中,弹性模量的增加导致结构整体刚度  $\mathbf{K}_T$  的提升,从而实现对结构刚度的控制。

## 2 实验系统设计

### 2.1 实验模型设计

图 3 给出了 SMA 实验模型(model 1)的正反两面,图中加强筋通过 AB 胶(UHU Plus 300)布置在铝板上,铝板厚度为 2 mm。3~6,9,10 号加强筋选

用 SMA,厚度为 2.5 mm;1,2,7,8 号加强筋选用铝合金,厚度为 2 mm。结构的一阶振型主要集中在 4,5,6,9,10 号加强筋上,1,2,7,8 号加强筋对刚度的控制效果影响较小,因此未将其用 SMA 替代。SMA 和铝合金的热膨胀系数不同导致在温度影响下结构内部产生热应力,在反面布置加强筋是为了减小因温度引起的热应力对结构刚度的影响。图中陶瓷压电片用以在频响实验中激励模型。

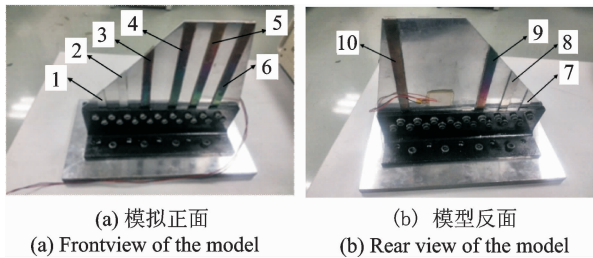


图 3 SMA 实物模型图

Fig. 3 Picture of the SMA model

模型温度的升高导致铝板刚度下降,从而影响结构刚度的控制效果。为了验证实验模型的刚度控制效果,设置全铝实验模型作为对照组,对应温度升高而 SMA 弹性模量与常温下一样的情况。为保证全铝模型与 SMA 模型常温( $f_c$ )和高温下( $60\text{ }^\circ\text{C}$ )一阶固有频率( $f_h$ )基本一致,对铝合金的厚度进行有限元仿真优化分析,优化方法选用遗传算法,优化目标为全铝实验模型和刚度控制模型。在常温 and 高温下(SMA 弹性模量不随温度升高而增大)一阶固有频率保持一致优化结果表明:当加强筋的厚度选用 0.4 mm 时,其仿真结果与优化目标基本一致,如表 1 所示。

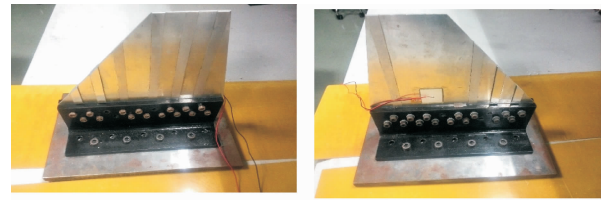
表 1 仿真优化结果

| Tab. 1 The result of simulation |        |        | Hz |
|---------------------------------|--------|--------|----|
| 加强筋材料                           | $f_c$  | $f_h$  |    |
| 铝合金                             | 106.41 | 102.58 |    |
| SMA                             | 107.44 | 102.63 |    |

图 4 给出了全铝实验模型(model 2)的正反两面,模型的整体尺寸和加强筋布置位置、陶瓷压电片的布置方式和位置以及边界条件等都与 SMA 实验模型完全保持一致。

## 2.2 频响测试系统的搭建

为了研究温度载荷作用下模型的刚度控制效果,需对模型进行频响测试,测试系统如图 5 所示。该测试系统主要由实验对象、陶瓷压电片、加速度传



(a) 模拟正面 (a) Frontview of the model  
(b) 模型反面 (b) Rear view of the model

图 4 全铝模型实物图

Fig. 4 Picture of the aluminum model

感器、温控箱、采集卡 Ni-9234,发波卡 Ni-9263 和功率放大器等组成。LabView 程序通过发波卡发出激励信号,信号经过功率放大器放大后驱动压电陶瓷片激励模型,使其产生振动;加速度传感器检测到模型的振动后输出相应的信号,信号通过采集卡被 LabView 程序记录并处理。采用温控箱模拟热环境对模型进行加热,使 SMA 发生相变,加热温度可从温控箱中直接读出。

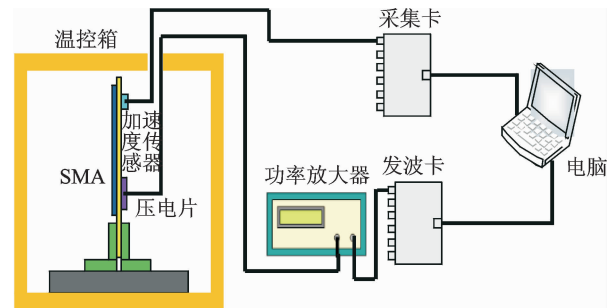


图 5 测试系统示意图

Fig. 5 Schematic of test system

## 2.3 主动控制实验装置的搭建

考虑到 SMA 在气动热环境下可能未完全相变,需对其进行主动控制,研究 SMA 完全相变所需的时间。SMA 条带通过热能来驱动,其响应时间主要取决于加热方式。SMA 通过大电容的瞬时放电来驱动,使其完全发生相变,从而实现对结构刚度的主动控制。利用电子万能试验机给 SMA 试件施加预压缩应变,在热载荷作用下会恢复伸长。SMA 试件的原始尺寸为  $40\text{ mm}\times 4\text{ mm}\times 2.5\text{ mm}$ ,质量为 2.58 g,电阻大约为  $18\text{ m}\Omega$ 。图 6 给出了 SMA 快速响应实验测试系统示意图,该测试系统主要由具有预压缩应变的 SMA、开关、电容器、采集卡 Ni-9229、连接 SMA 的铜块以及铜缆线等组成。所选电容的电容量为 0.22 F,额定电压为 25 V,串联损耗电阻为  $5.3\text{ m}\Omega$ 。实验中将 4 个电容通过铜条并联在一起以增加电容器的电容量。由于总电阻很小,瞬间

放电电流达到几百安培,因此选用 70 平方的铜缆。

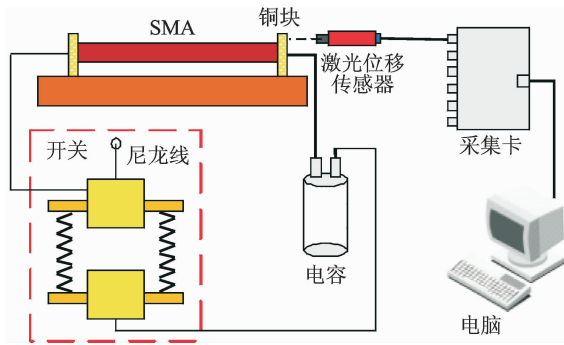


图 6 主动控制实验系统示意图

Fig. 6 Schematic of measuring system

为了提高加热效率,减小 SMA 的响应时间,应尽可能地减小电路中的开关电阻、铜缆线电阻以及连接处接触电阻。开关的闭合时间要小于 1 ms 以避免闭合过程中产生能量损耗。开关主要由两个铜块组成,通过弹簧的回复力贴合在一起,两者的接触面积为 12 cm<sup>2</sup>,如图 6 中所示。在断开状态,铜块之间通过尼龙线的拉力分开;剪断尼龙线,开关闭合。实验中所用的缆线长度大约 2 m,电阻约为 0.5 mΩ。铜缆线与开关、电容、铜块之间通过紫铜接头连接,因此其电阻可以忽略不计。将 SMA 固定在铜块 5 mm 深的槽内使得它们串联在一起,其电阻也可忽略不计。激光位移传感器用于测量 SMA 的回复变形,其输出信号通过采集卡 Ni-9229 被 LabView 程序记录并处理。通过分析输出信号与时间的关系确定 SMA 的响应时间。

由于 SMA 的电阻很小,因此需要考虑导线电阻和电容器的内阻,SMA 响应时间是指其从常温加热到奥氏体相变结束温度完成相变所需的时间。相变过程中消耗的总能量一部分用来提高温度,另一部分用来驱动马氏体向奥氏体相变。根据焦耳定律,SMA 的理论响应时间计算公式<sup>[16]</sup>为

$$t = -\frac{1}{2}R C \log\left(1 - \frac{2RE}{R_s C U_0^2}\right) \quad (5)$$

其中: $R$  为电路总电阻; $E$  为 SMA 完全相变所需的总能量; $R_s$  为 SMA 的电阻; $C$  为电容器电容量; $U_0$  为电容器放电电压。

从方程(2)中可以看出, $R, C, U_0$  这三个参数影响 SMA 的响应时间。通过适当地选取电容以及调节电容器的放电电压可以控制 SMA 的响应时间。

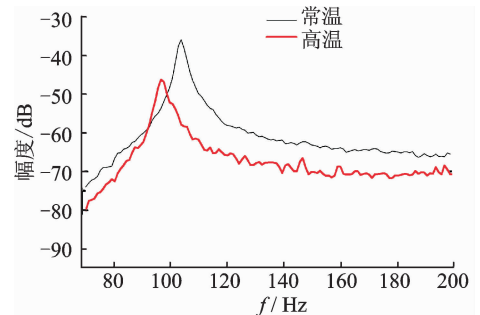
### 3 结果与分析

对模型进行频响测试,并测得在常温下和高温

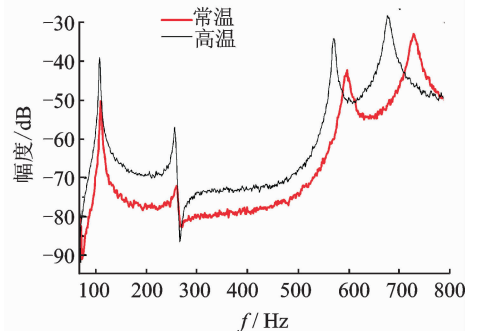
下(60 °C,此时 SMA 已完全相变)模型的一阶固有频率。模型由白噪声激励,其频率为 20~800 Hz,利用采集卡 Ni-9234 采集加速度传感器的输出信号,采样频率为 16 384 Hz。在采样过程中对数据进行平均,平均次数为 200 次。

#### 3.1 刚度控制效果分析

图 7(a) 给出了全铝实验模型在常温 and 高温下的一阶频响曲线。从图中可以看出,随着温度升高,模型的固有模态明显降低,常温下全铝模型的一阶固有频率为 103.8 Hz,高温下全铝模型的一阶固有频率为 99.8 Hz。实验结果与 2.1 节中的优化结果有所偏差,其原因是实验中的边界条件非仿真中的理想固支边以及模型加工精度的影响。



(a) 全铝实验模型  
(a) Aluminum model



(b) SMA 实验模型  
(b) SMA model

图 7 幅频曲线图

Fig. 7 Amplitude-frequency curves

图 7(b) 为常温 and 高温下模型的频响曲线。从图中可以看出,模型的高阶固有频率提升效果明显,但一阶模态控制效果并不明显;常温下模型的一阶固有频率为 107.8 Hz,高温下模型的一阶固有频率为 109.8 Hz。全铝模型的实验结果表明:温度的升高会导致模型刚度的下降。对于 SMA 实验模型来说,温度的升高使得 SMA 弹性模量增大,从而导致了模型整体刚度的提升。为方便比较 SMA 实验模型的刚度控制效果,定义模态频率改变率  $\eta$  为

$$\eta = \frac{f_H - f_L}{f_L} \times 100\% \quad (6)$$

其中:  $f_H$  为 SMA 弹性模量升高情况下的固有频率;  $f_L$  为 SMA 弹性模量不变情况下的固有频率。

文中模型的一阶固有频率改变率为  $\eta = \frac{109.8 - 99.8}{99.8} \times 100\% = 10\%$ 。

### 3.2 温度对模型一阶固有频率的影响

考虑到温度对结构刚度的影响,在不同温度下对 SMA 实验模型和全铝实验模型进行了频响测试。图 8 给出了模型的一阶固有频率与温度的关系。从图中看出,全铝实验模型的一阶固有频率随着温度的升高而逐渐减小,然而 SMA 实验模型的一阶固有频率先是逐渐减小,然后增大,最后再逐渐变小;当温度达到 SMA 奥氏体相变结束温度时,模型的一阶固有频率最大。这与 Chen 等<sup>[17]</sup>计算结果趋势基本一致。造成这一趋势的原因是在 SMA 温度小于奥氏体开始相变温度时,随着温度的升高,材料的软化和结构热应力的产生使得模型一阶固有频率减小;当温度达到 SMA 奥氏体开始相变温度时,随着温度的升高,SMA 开始向奥氏体转变,其弹性模量逐渐变大,使得模型一阶固有频率增大;当温度达到奥氏体相变结束温度时,SMA 此时已相变完全,随着温度的升高使得模型一阶固有频率减小。

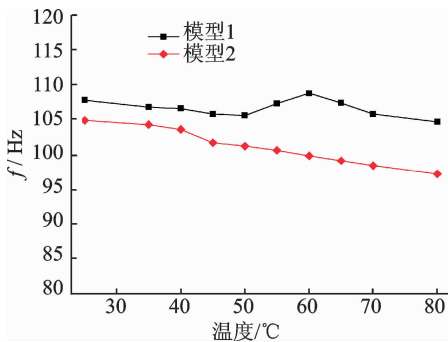


图 8 模型一阶固有频率与温度之间的关系曲线图

Fig. 8 Relation curves between natural frequency of model and temperature

### 3.3 主动控制实验结果及分析

图 9 给出了 SMA 条带在不同电容器电压下变形量与时间的关系曲线。从图中可以看出,SMA 的响应时间随着电容器电压的增大而减小。显然,变形量与时间的关系主要分为 3 个阶段。首先,在相变之前提高 SMA 的温度,由温度引起的热膨胀变

形可以忽略;然后,随着温度的升高,SMA 条带发生相变,并产生较大的变形量;最后,随着温度的继续提升,SMA 完全相变,条带的变形量基本不变。

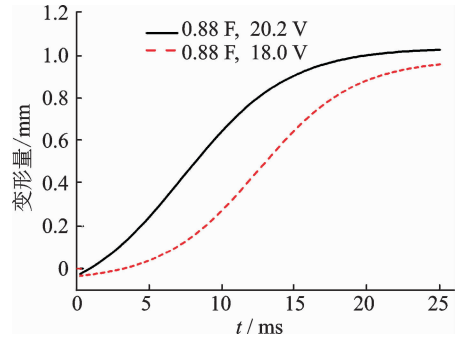


图 9 SMA 的变形量与时间的关系曲线图

Fig. 9 The relation curves between deformation of SMA and time

在电容器电容量为 0.88 F、电压为 18 V 的情况下,SMA 的响应时间为 20 ms 左右;将电压增加到 20.2 V,SMA 的响应时间也相应地减小到 15 ms。利用该控制系统驱动 SMA,可以使结构刚度在极短的时间内得到提升,从而避免因结构刚度下降而引起的热颤振、热屈曲等问题。控制系统的响应时间可通过控制电容量和电压的大小来调节。

## 4 结 论

1) 利用 SMA 高温奥氏体相弹性模量高于马氏体相这一特性可以实现对结构刚度的控制,并有良好的控制效果,为以后将 SMA 条带应用在振动控制中奠定了基础。

2) SMA 对实验模型刚度控制效果明显,一阶固有频率增幅能达到 10%。

3) 结构的固有频率与 SMA 的驱动温度有关,随着温度的增加,模型的一阶固有频率先是逐渐减小,然后增大,最后再逐渐变小。当温度达到 SMA 奥氏体相变结束温度时,模型的一阶固有频率最大。

4) 利用大电容的瞬时放电可以实现对 SMA 的快速驱动,适当地选择电容型号,调节电容器的放电电压可以调节控制系统的响应时间,响应时间可达 15 ms。

## 参 考 文 献

[1] Bil C, Massey K, Abdullah E J. Wing morphing control with shape memory alloy actuators [J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2013, 24

- (7): 879-898.
- [2] Hartl D J, Lagoudas D C. Aerospace applications of shape memory alloys [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers -Part G, 2007, 221(4): 535-552.
- [3] Mantovani D. Shape memory alloys: properties and biomedical applications [J]. Journal of the Minerals, Metals & Materials Society, 2000, 52(10): 36-44.
- [4] Machado L G, Savi M A. Medical applications of shape memory alloys [J]. Brazilian Journal of Medical & Biological Research, 2003, 36(6): 683-691.
- [5] 朱晓锦, 陆美玉, 赵晓瑜, 等. 光纤机敏结构振动形态感知及其 SMA 致动控制[J]. 振动、测试与诊断, 2008, 28(4): 327-333.  
Zhu Xiaojin, Lu Meiyu, Zhao Xiaoyu, et al. Vibration shape perception and SMA actuating control of fiber optic smart structure [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2008, 28(4): 327-333. (in Chinese)
- [6] Rogers C A, Liang C, Jia J. Behavior of shape memory alloy reinforced composite plates, Part 1: model formulation and control concepts [C]//Proceedings of the 30th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Mobile, Alabama: AIAA Journal, 1989: 1504-1513.
- [7] Motogi S, Tanaka M, Fukuda T. Stiffness change with temperature in glass fiber reinforced composite laminates embedded with SMA wires [J]. Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers C, 1997, 63(615): 3772-3777.
- [8] Zaman I, Manshoor B, Khalid A, et al. Vibration characteristics of composite plate embedded with shape memory alloy at elevated temperature [J]. Applied Mechanics & Material, 2013, 393 (393), 655-660.
- [9] Ma Yanhong, Zhang Qicheng, Zhang Dayi. A novel smart rotor support with shape memory alloy metal rubber for high temperatures and variable amplitude vibrations [J]. Smart Materials & Structures, 2014, 23(12), 125016-125033.
- [10] 王明义, 季宏丽, 裘进浩, 等. SMA 对平板的刚度主动控制及优化布置研究[J]. 振动与冲击, 2014, 33 (23): 30-36.  
Wang Mingyi, Ji Hongli, Qiu Jinhao, et al. Plate stiffness active control with shape memory alloys and layout optimization [J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33 (23): 30-36. (in Chinese)
- [11] 姜恩宇, 朱晓锦, 邵勇, 等. SMA 机敏结构交替驱动恒流源及其振动控制[J]. 振动、测试与诊断, 2013, 33 (2): 204-209.  
Jiang Enyu, Zhu Xiaojin, Shao Yong, et al. Alternative driven SMA smart structure based on constant current source for vibration control [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2013, 33 (2): 204-209. (in Chinese)
- [12] Boussu F, Bailleul G, Petitniot J L. Development of shape memory alloy fabrics for composite structures - intelligent text and clothing [J]. Intelligent Text & Clothing, 2001, 2(1): 124-142.
- [13] Brinson L C. One-dimensional constitutive Behaviour of SMA: thermomechanical derivation with non-constant material functions [J]. Intelligent Material Systems and Structures, 1993, 4(2): 229-242.
- [14] Dimitris C L. Shape memory alloys: modeling and engineering application [M]. New York: Springer, 2008: 1-39.
- [15] 杨鑫, 洪杰, 马艳红, 等. SMA 智能梁结构振动控制试验研究[J]. 航空学报, 2015, 36 (7): 2251-2259.  
Yang Xin, Hong Jie, Ma Yanhong, et al. Test investigation on vibration control of intelligent beam with shape memory alloy [J]. Acta Aeronauticaet Astronautica Sinica, 2015, 36 (7): 2251-2259. (in Chinese)
- [16] Qiu J, Tani J, Osanai D, et al. High-speed response of SMA actuators [J]. International Journal of Applied Electromagnetics & Mechanics, 2000, 12(1): 87-100.
- [17] Chen Q, Levy C. Active vibration control of elastic beam by means of shape memory alloy layers [J]. Smart Materials & Structures, 1996, 5(4): 400-406.



**第一作者简介:**项智慧,男,1991年5月生,硕士生。主要研究方向为智能材料与结构、振动控制等。曾发表《Electrical impedance dependence on the direct and converse magnetoelectric resonances in magnetostrictive/piezoelectric composites》(《Journal of Applied Physics》2012, Vol. 112, No. 10)等论文。

E-mail: xiangzhihui2010@163.com

**通信作者简介:**季宏丽,女,1983年2月生,博士、副教授、硕士生导师。主要研究方向为振动控制等。

E-mail: jihongli@nuaa.edu.cn

