

DOI: 10.3901/JME.2022.17.049

形状记忆合金驱动的可变翼梢小翼设计与验证^{*}

谷小军^{1,2,3} 周炳楠¹ 王文龙^{2,3} 杨建楠^{2,3} 朱继宏^{1,2,3} 张卫红^{2,3}

(1. 西北工业大学无人系统技术研究院 西安 710012;

2. 西北工业大学航宇材料结构一体化设计与增材制造装备技术国际联合研究中心 西安 710012;

3. 西北工业大学金属高性能增材制造与创新设计工信部重点实验室 西安 710012)

摘要: 智能材料如形状记忆合金、压电材料、磁致伸缩材料等,可将驱动、承载、变形、传感集于一体,可作为驱动结构代替传统复杂作动机构,显著提高系统的紧凑性。为满足现有航空航天变体结构的实际需求,设计并验证了一种形状记忆合金(Shape memory alloy, SMA)驱动的可变翼梢小翼。基于开发的三维 SMA 本构模型,对 SMA 杆件驱动的翼梢小翼变形过程进行了数值仿真,并分析了不同 SMA 杆型对翼梢小翼变形能力的影响。结合增材制造技术,对设计出的变形翼梢小翼进行样机制作。进行了单次变弯、往复变弯试验验证,并与数值仿真结果进行分析对比。结果表明,试验测得变形数据和仿真结果吻合良好,设计出的变形翼梢小翼具有较好的变形能力和效果。最后分析了 SMA 杆冷却速度对变形能力的影响,评估了翼梢小翼变形过程中出现蒙皮屈曲的原因并提出了后续研究方案。

关键词: 变形翼梢小翼; 变体结构; 形状记忆合金; 数值仿真

中图分类号: V241

Design and Assessment of Variable Winglet Driven by Shape Memory Alloy

GU Xiaojun^{1,2,3} ZHOU Bingnan¹ WANG Wenlong^{2,3} YANG Jiannan^{2,3}
ZHU Jihong^{1,2,3} ZHANG Weihong^{2,3}

(1. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072;

2. State IJR Center of Aerospace Design and Additive Manufacturing, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072;

3. MIIT Lab of Metal Additive Manufacturing and Innovative Design, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Abstract: Intelligent materials such as shape memory alloy, piezoelectric material and magnetostriction material have the functions of driving, bearing, transshaping and sensing. They can take the place of traditional actuators to significantly improve the compactness of the system. In order to meet the actual needs of morphing aircrafts, a variable winglet driven by the shape memory alloy (SMA) is designed and assessed. Based on the developed three-dimensional SMA constitutive model, and simulated the deformation process of the variable winglet driven by SMA rods and analyzed the influence of different SMA rod types on the deformation ability of the winglet. Combined with additive manufacturing technology, a prototype of the designed variable winglet is manufactured. single bending and repeated bending test were carried out. The results showed that the deformation data and the simulation results are in good agreement, and the designed variable winglet has good deformation ability and effect. Finally, the influence of the cooling rate of the SMA rods on the deformation ability of winglet was analyzed, the reason for the skin buckling during the deformation was evaluated and the follow-up research plan was proposed.

Key words: variable winglet; morphing structure; shape memory alloy; numerical simulation

^{*} 国家自然科学基金(51790171, 51761145111, 51735005, 11722219)资助项目。
20210830 收到初稿, 20220518 收到修改稿

0 前言

现代航空航天领域不断涌现新技术, 研发人员不断探求可应用于飞行器上的高性能材料、结构, 随着智能材料的出现, 能够根据需求进行主动调整的变体飞行器结构成为一大研究热门。

包括形状记忆合金、压电材料在内的智能材料能够同时拥有驱动、承载、变形等功能, 其中形状记忆合金(Shape memory alloy, SMA)凭借其大驱动力、大可恢复变形成为最具应用前景的变体结构驱动材料之一。研究学者对 SMA 本构模型的研究主要集中在热动力、唯象理论、能量耗散理论和相界运动四个方面, 其目的都是精确描述 SMA 的非线性力学行为和热力耦合特性^[1]。ZAKI 等^[2-5]分别考虑了疲劳、循环载荷、非线性等特殊属性, 建立了 Z-M 三维本构模型, 该模型基于广义标准材料(Generalized standard materials)^[6]开发, 在其基础上考虑对状态变量的约束, 可以保证 SMA 在材料大变形下的热力学一致性。

智能材料的发展为变体飞行器的设计注入了新的活力^[7], 如基于智能材料的柔性机翼可以有效减小因传统刚性操作产生的噪声、气动分离过早等问题^[8-10]; 形状记忆合金驱动的智能除冰系统可以在完全自感应、自动除冰的条件下同时实现节约空间、降低能耗的优点; 智能变体进气道结构可以让战斗机以高性能完成宽马赫数飞行, 执行多种任务。可以说, 智能变体飞行器是未来航空航天飞行器发展的重要趋势之一。

本文重点研究形状记忆合金驱动的变体翼梢小翼的设计和验证, 以现有工程实际需求, 提出形状记忆合金驱动的变体翼梢小翼的数值仿真方法, 并设计出一种可往复变形循环使用的变体翼梢小翼, 为智能材料驱动的变体飞行器结构的设计拓宽了设计思路和设计方法。

1 形状记忆合金模型建模

1.1 Z-M(ZAKI-MOUMNI)本构模型

在时间 $[0, T]$ 内, 三维空间内形状记忆合金受力见图 1, 从 $t=0$ 时刻开始, 初始状态变量均已知, 则 Ω 中的 ε 、 σ 、 u 等未知量, 可以由以下方程组来求解

$$\begin{cases} \sigma \in Z_\sigma, \quad u \in Z_u \\ Z_\sigma = \{\sigma \mid \operatorname{div} \sigma + f = 0 \text{ in } \Omega, \sigma \cdot n = f_d \text{ on } \Gamma_f\} \\ Z_u = \{u \mid u = u_d \text{ on } \Gamma_u\} \end{cases} \quad (1)$$

式中, n 和 u 分别代表 Γ_u 中的法向单位张量和位移张量。

ZM 形状记忆合金模型中的本构方程定义为

$$\sigma = K : [\varepsilon - z\varepsilon_r] \text{ in } \Omega \quad (2)$$

式(2)中的 σ 为应力张量, ε 为总应变张量, 小变形下, $\varepsilon = \frac{1}{2}(\nabla u + {}^t \nabla u) \text{ in } \Omega$, z 为马氏体的体积分数, ε_r 为马氏体再取向应变张量, $K = [(1-z)K_A^{-1} + zK_M^{-1}]^{-1}$, 代表等效弹性刚度张量, K_A^{-1} 和 K_M^{-1} 分别代表奥氏体和马氏体的弹性刚度张量。

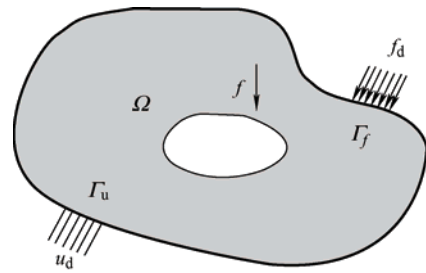


图 1 形状记忆合金受力示意图

计算过程中需要使马氏体体积分数和取向应变张量与屈服方程保持一致性, 定义屈服函数如下。

(1) 正相变屈服函数

$$\begin{aligned} F_z^1 = & \frac{1}{2} [El_M \sigma : \sigma + P_M (\operatorname{tr} \sigma)^2] + \\ & \sigma : \varepsilon_r - C(T) - (G + b)z - \\ & a(1-z) + \left[(\alpha - \beta)z + \frac{\beta}{2} \right] \varepsilon_0^2 \end{aligned} \quad (3)$$

(2) 逆相变屈服函数

$$\begin{aligned} F_z^2 = & -\frac{1}{2} [El_M \sigma : \sigma + P_M (\operatorname{tr} \sigma)^2] + \\ & \sigma : \varepsilon_r + C(T) + (G + b)z - \\ & a(1-z) + \left[(\alpha - \beta)z + \frac{\beta}{2} \right] \varepsilon_0^2 \end{aligned} \quad (4)$$

(3) 马氏体重定向屈服函数

$$F_r = \|X\|_V - zY \quad (5)$$

式中的 $\|X\|_v$ 表示热力学中 X 的米塞斯等效形式,

即 $X = \sigma - \frac{2}{3\varepsilon_0^2}(\sigma : \varepsilon_r)\varepsilon_r$ 。式(3)~(5)中 $\text{tr}\sigma$ 为张量 σ 的迹, $C(T)$ 为相变热密度, El_M 和 P_M 的表达式如下

$$El_M = (1 + \nu) \left(\frac{1}{E_M} - \frac{1}{E_A} \right) \quad (6)$$

$$P_M = -\nu \left(\frac{1}{E_M} - \frac{1}{E_A} \right) \quad (7)$$

式中, E_M 为马氏体弹性模量, E_A 为奥氏体弹性模量, ν 为泊松比。

假设相变热密度 $C(T)$ 是温度的线性函数

$$C(T) = \varsigma (T - A_f^0) + \kappa \quad (8)$$

上述公式中涉及的参数定义如表 1 所示。

表 1 公式其他参数定义

符号	定义
ε_0	马氏体等效取向应变最大值
Y	诱发马氏体取向过程开始的最大应力
G	与马氏体和奥氏体的相互作用能有关
a 和 b	分别表示马氏体和奥氏体伪弹性滞回曲线的宽度
α 和 β	分别于马氏体和奥氏体时相变产生的应变有关
ς	控制温度对相变屈服应力的影响
A_f^0	应力为 0 时奥氏体相变结束温度
κ	等于 $C(A_f^0)$

1.2 参数测定

对工作需要的形状记忆合金受温度载荷后的响应及力学行为变化进行试验。所以本试验所用形状记忆合金丝均经过 500 °C, 保温 30 min 的热处理, 对所需要的参数进行试验采集, 差式扫描量热仪(Differential scanning calorimeter, DSC)设备测定所用形状记忆合金的相变温度等性能参数。

将使用差式扫描量热仪设备对实验中选用的形状记忆合金丝测定相变温度等参数。将样件升温至 100 °C, 在 100 °C 保温 1 min, 然后降温至 -100 °C, 在 -100 °C 保温 1 min, 最后将样件再次升温至 100 °C, 完成测试, 测试结果见图 2。

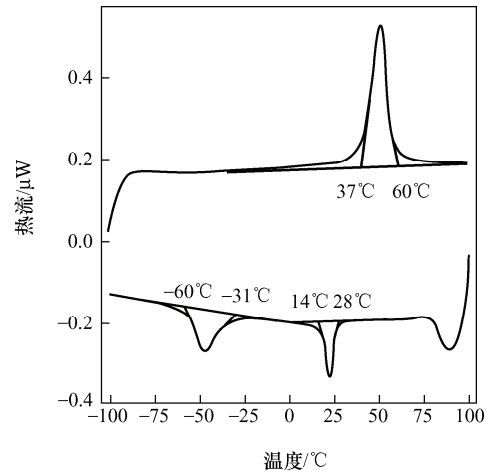


图 2 DSC 测量结果

根据测量结果, 当形状记忆合金样件在奥氏体态下进行降温, 当温度小于 -31 °C 时, 合金丝中的奥氏体逐步转变为马氏体, 持续降温直至温度小于 -31 °C 时, 奥氏体完全转换为孪晶马氏体, 此时并无宏观外形变化。当温度大于 37 °C 时, 合金丝中的马氏体逐步转变为奥氏体, 持续升温直至温度大于 60 °C 时, 马氏体完全发生逆相变回奥氏体, 宏观上样件恢复初始形状。结合已有数据, 用于数值仿真中的材料属性参数如表 2 所示。

表 2 材料属性定义

符号	数值	符号	数值
E_M	24 700 MPa	a	3.638 5 MPa
E_A	46 400 MPa	b	7.639 5 MPa
ν	0.3	α	142 8.571 MPa
ε_0	0.035	β	2 285.714 MPa
ς	0.378 4 MPa	κ	2.238 MPa
Y	30 MPa	A_f^0	60 °C
G	6.693 3	T	—

2 变形翼梢小翼数值仿真

第 1 节中, 介绍了形状记忆合金的 Z-M 本构模型并测定了方程中的相关参数, 本节中将进行差动式双程驱动原理下的变形翼梢小翼的建模, 并通过 ABAQUS 软件定义基于 Z-M 模型的 UMAT 子程序来进行形状记忆合金的模拟和变形翼梢小翼的仿真。

2.1 翼梢小翼有限元模型的建立

差动式驱动器利用形状记忆合金的单程形状记忆效应, 应用两个或两个以上的形状记忆合金模块

协作实现双程驱动, 工作原理如图 3 所示。使用已经受外力发生预变形的形状记忆合金杆, 对母相相同的形状记忆合金杆通电加热, 由于其形状记忆效应输出收缩力和位移, 从而带动其他形状记忆合金杆弯曲, 实现变形翼梢小翼一个方向的变形。同理, 冷却后对另外反向的形状记忆合金杆通电加热, 使变形翼梢小翼发生相反方向的变形, 从而实现往复双程驱动。

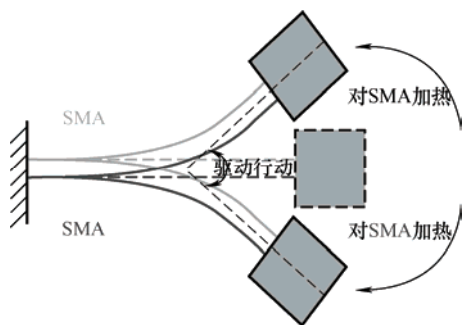


图3 差动式形状记忆合金驱动器工作原理

差动式驱动器有较大的输出力, 但形状记忆合金需要从相对强的奥氏体冷却到相对较软的马氏体两次, 因此冷却周期更长。形状记忆合金的温度过高可能容易导致材料内部结构发生变化, 从而造成永久性损坏, 因此在驱动过程中对形状记忆合金的温度控制非常重要。

实际有限元分析建模过程中需要对翼梢小翼进行一定细节的简化如蒙皮、加热用的缠绕电阻丝、绝缘耐热胶带、机翼的装配零件等。简化后的几何模型和网格模型见图4、5。

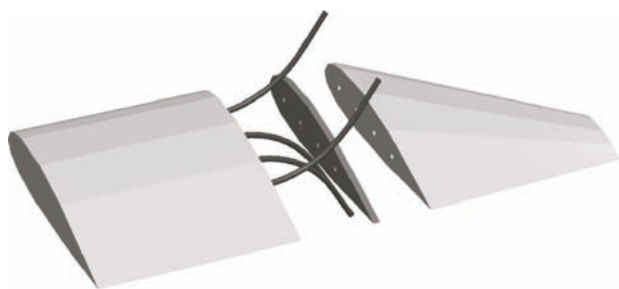


图4 变形翼梢小翼几何模型

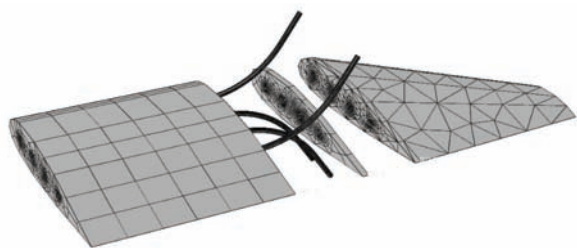


图5 变形翼梢小翼网格模型

2.2 数值仿真

分析过程中为提高计算的收敛性设置以下分析步。

step0: 将变形翼梢小翼模型导入软件, 对 SMA 圆杆赋予定义的 UMAT 子程序属性, 其余结构件均设置为刚体。

step1: 机翼 1 完全固定, SMA 圆杆左端与机翼翼肋 1 完全固定, 中间翼肋 2 和翼梢小翼 3 六自由度为 0, 对 SMA 圆杆 4、5 右端面加载向下的表面载荷, 且对 SMA 圆杆与对应中间翼肋装配孔下表面设置表面-表面有限滑移接触对, 对 SMA 圆杆 6、7 右端面加载沿 z 轴正半轴的表面载荷, 且对 SMA 圆杆与对应中间翼肋装配孔上表面设置表面-表面有限滑移接触对。对 4 根 SMA 圆杆添加初始环境温度场。

step2: 将上一步中表面载荷线性卸载至 0, SMA 圆杆 4、5 右段加载沿 Z 轴正半轴的表面载荷, 对 SMA 圆杆 6、7 右段加载沿 Z 轴负半轴的表面载荷, 其中表面载荷均为线性加载至比例 1 后, 线性卸载至 0, 对 SMA 圆杆 4、5 与对应的右端翼肋装配孔上表面设置表面-表面有限滑移接触对, 对 SMA 圆杆 6、7 与对应的右端翼肋装配孔下表面设置表面-表面有限滑移接触对, 其中接触设置为法向硬接触, 切向无摩擦, 且不允许接触后分离。

step3: 将 SMA 圆杆的接触设置修改为切向粗糙, 其他设置维持不变, 取消中间翼肋 2 和翼梢小翼 3 的六自由度约束。

step4: 对 SMA 圆杆 4、5 进行加热, 对其温度由初始温度线性加载至 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后, 线性卸载至初始温度。

step5: 对 SMA 圆杆 6、7 进行加热, 对其温度由初始温度线性加载至 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后, 线性卸载至初始温度。

计算过程中变形翼梢小翼的整体应力和位移云图如图 6、图 7 所示。

可以看出, 在 **step1** 中由于翼肋厚度较小, 在接触面较小的情况下形状记忆合金圆杆与翼肋连接处出现了应力集中的现象。在 **step2** 中, 形状记忆合金圆杆的左端越过装配孔, 反向加载并通过接触设置让其与图 6 左端翼肋连接, 导致应力集中位于中间翼肋左侧。在 **step4** 中, 对两侧形状记忆合金圆杆加热之初, 两侧形状记忆合金圆杆应力明显上升, 直至加热温度逐渐卸载后, 4 根形状记忆合金圆杆的应力才基本一致。在 **step5** 中, 应力发展规律与前一分析步保持类似。

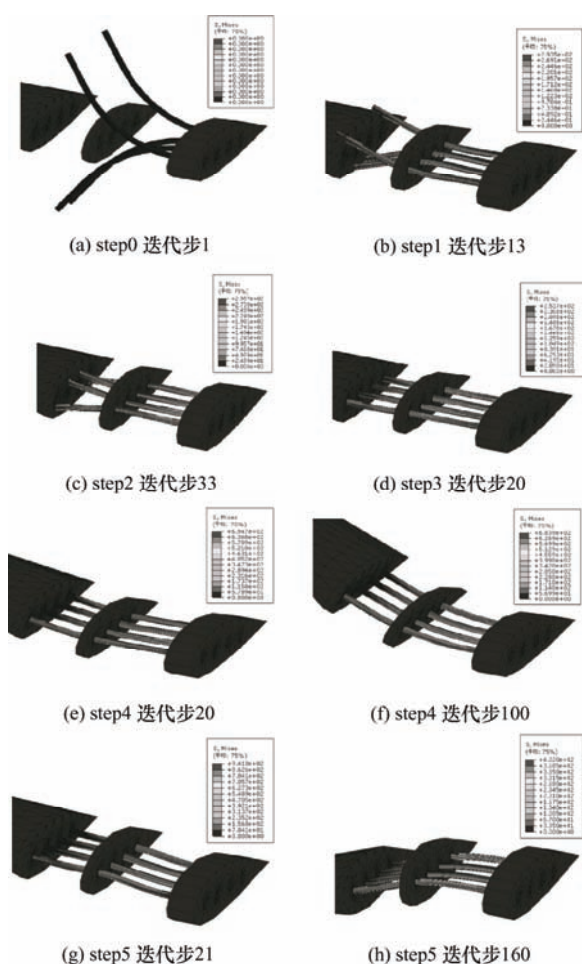


图6 翼梢小翼变形过程中应力云图

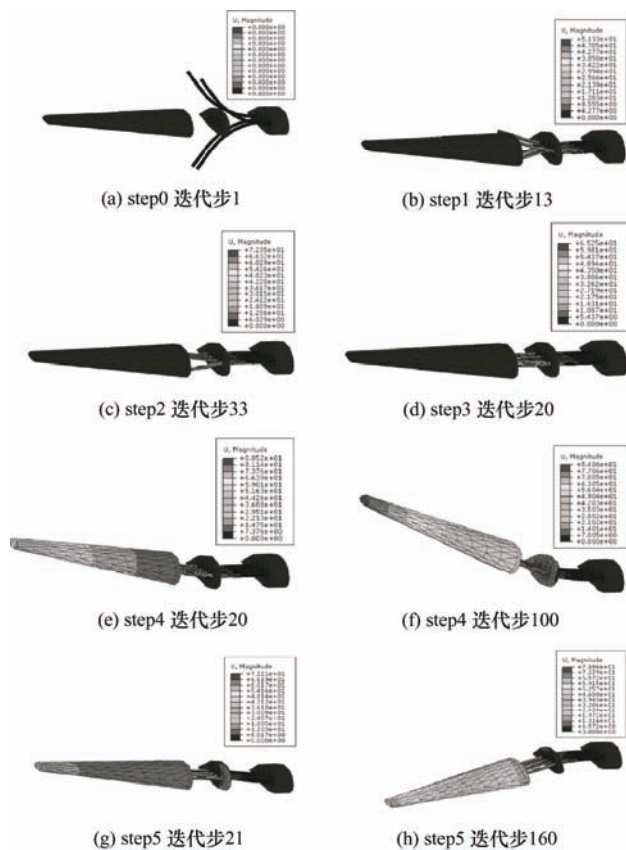


图7 翼梢小翼变形过程中位移云图

分析步设置中的SMA杆和机翼分段编号如图8所示。

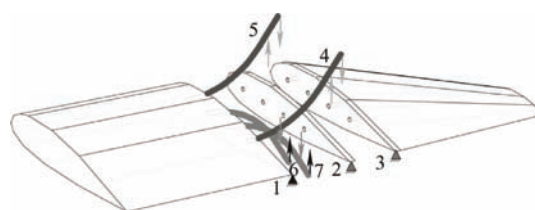


图8 变形翼梢小翼杆件和机翼分段编号

变形翼梢小翼翼尖位移与时间和温度载荷的关系见图9。温度1和温度2分别代表两侧和中间形状记忆合金杆的温度。

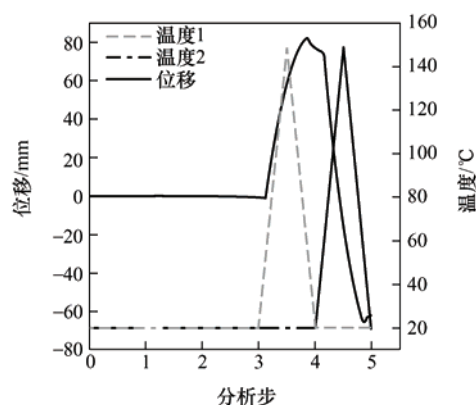


图9 SMA 圆杆驱动下翼尖位移-时间-温度载荷曲线

2.3 杆型对模拟结果的影响

为考虑不同 SMA 杆对变形翼梢小翼模拟结果的影响, 使用相同横截面积的形状记忆合金方杆再次进行数值仿真, 分析结果如图10所示。前面的分析步的设置与圆杆驱动的分析中保持一致, 在分析步5后对SMA杆重复一次升降温过程。

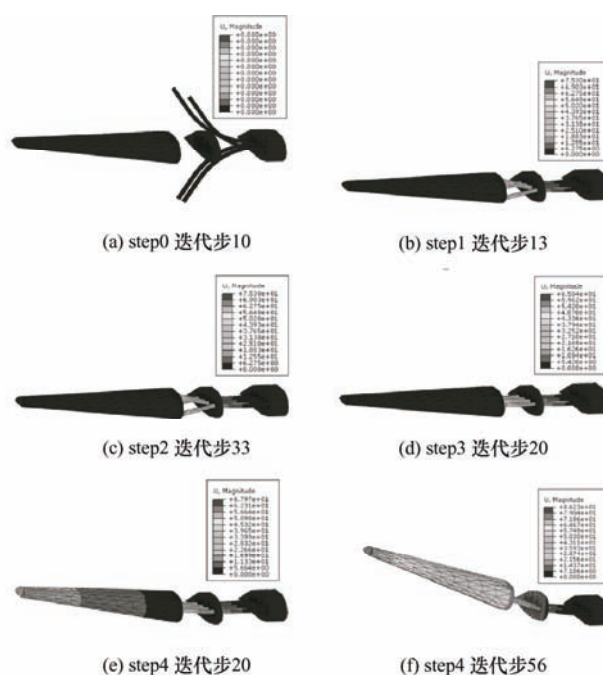




图 10 方杆驱动的翼梢小翼位移云图

应力随时间和温度的变化趋势与圆杆驱动的翼梢小翼变形过程相同。方杆驱动的翼梢小翼翼尖位移与时间和温度载荷的关系见图 11。

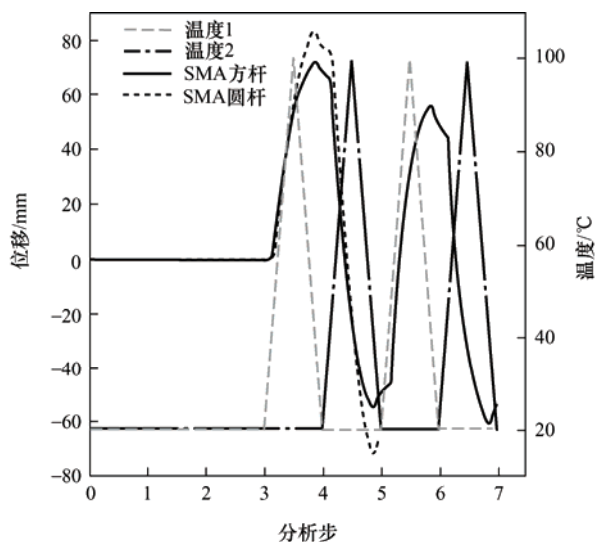


图 11 SMA 方杆驱动下翼尖位移-时间-温度载荷曲线

3 变形翼梢小翼样机实验

前面的章节中利用数值模拟的方法对翼梢小翼的主动变形过程进行了仿真, 为了验证仿真结果的

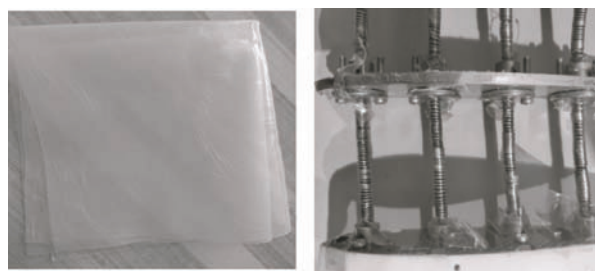
真实性和有效性, 本节中将会制作变形翼梢小翼的样机并进行有关试验, 最后与数值仿真结果进行分析对比, 评估仿真过程与结果数据的可靠性。

3.1 变形翼梢小翼样机的制作

实验所用机翼与翼尖小翼均为光敏树脂打印机加工制作, 翼肋材料为铝合金, 法兰材料为 304 不锈钢, 蒙皮选用硅橡胶, 装配模型和样机制作过程如图 12、图 13 所示。



图 12 翼梢小翼装配模型



(a) 蒙皮所用硅橡胶

(b) 翼梢小翼内部绝缘处理

(c) 变形翼梢小翼样机

图 13 翼梢小翼样机过程

SMA 杆件需要进行热处理后使 SMA 杆的高温母相定形为弯曲状态才可以使用, 热处理流程如下。

(1) SMA 杆置于圆弧形热处理模具后, 将模具放入加热炉中。模具材料选为高温钢, 保证其在长时间高温环境下的形状稳定性。

(2) 设定恒温炉升温至 500°C , 保温 30 min 。

(3) 保温结束后取出热处理模具进行水冷后, 取出 SMA 杆, 完成热处理。

SMA 杆完成热处理后两两反向, 中间两根

SMA 杆向上弯曲, 两侧两根 SMA 杆向下弯曲。将其统一装配固定于机翼左侧翼肋上, 然后将 4 根 SMA 杆加载使其变直, 将中间翼肋固定在 4 根 SMA 杆的中段, 最后, 将与翼梢小翼相连的翼肋固定于 SMA 杆的右端。

3.2 试验结果

3.2.1 单次变弯

将机翼部分固定, 接入电源, 变形翼梢小翼初始状态为在外载荷作用下, 翼梢向下弯曲, 变形翼梢小翼翼尖相对初始位置偏移 72 mm。电源电压设为 33 V, 电流限制在 0.7 A 至 1.5 A 之间, 对中间形状记忆合金杆的电阻丝通电, 经过 100 s, 变形翼梢小翼完成变形。变形过程如图 14 所示。

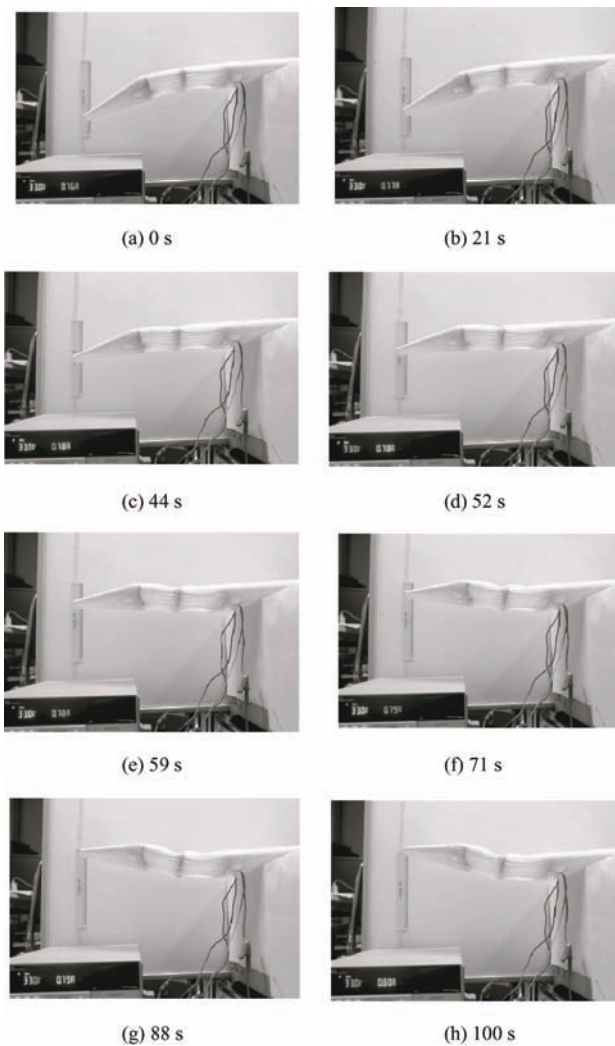


图 14 翼梢小翼单次变弯过程

图 15 表示了单次变弯过程中翼梢小翼翼尖位移与时间的关系。翼尖顶点相对初始位置向上偏移值为 70 mm, 与初始位置相比运动位移为 142 mm。与数值仿真结果相比, 单次最大运动位移误差为 8.07%。

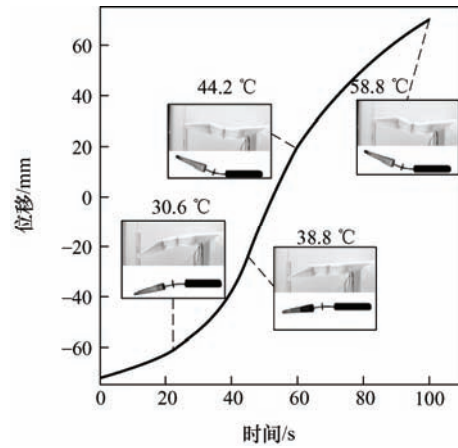


图 15 单次变弯翼尖顶点的时间位移曲线

当温度达到相变起始温度时, SMA 杆发生相变, 翼梢小翼开始产生宏观变形, 开始缓慢上升; SMA 杆都达到相变温度时, 翼梢小翼发生较快速率的宏观变形; 温度达到相变结束温度后, 所有 SMA 杆接近完成相变, 变形翼梢小翼宏观变形速率逐步减小。

3.2.2 往复变弯

将机翼部分固定, 接入电源, 变形翼梢小翼初始状态为在外载荷作用下, 翼梢向上弯曲, 变形翼梢小翼翼尖相对初始位置向上偏移 108 mm。电源电压设为 33 V, 电流限制在 0.7 A 至 1.5 A 之间, 第一步对图 6 中 SMA2、3 加热 144 s, 第二步对 SMA2、3 降温冷却 139 s, 第三步对 SMA1、4 加热 131 s, 第四步对 SMA1、4 降温冷却 132 s, 第五步对 SMA2、3 加热 119 s, 变形翼梢小翼完成变形。试验过程如图 16 所示, 变形翼梢小翼翼尖顶点的位移-时间曲线如图 17 所示。

通电前变形翼梢小翼翼尖位移为 108 mm, 对中间位置的 SMA 杆加热 144 s 后, 变形翼梢小翼翼尖位移为 -37 mm, 运动位移为 145 mm, 对两侧 SMA 杆加热 131 s 后, 变形翼梢小翼翼尖位移为 62 mm, 运动位移为 99 mm, 对中间位置的 SMA 杆加热 119 s, 变形翼梢小翼向下弯曲, 变形翼梢小翼翼尖位移为 15 mm, 运动位移为 47 mm, 变形翼梢小翼完成变形。与数值仿真结果相比, 单次最大运动位移误差为 6.12%。

在前 144 s 内, 对中间位置的 SMA 杆加热, 温度由室温 19.1 °C 升至 66.7 °C, 当温度达到相变温度时, SMA 杆发生相变, 虽然电阻丝加热并不均匀, 但翼梢小翼宏观变形仍然较快; 当温度逐渐达到相变结束温度, 所有 SMA 杆接近完成相变, 翼梢小翼宏观变形逐步减小, 翼梢小翼翼尖位移为 -37 mm。对中间位置的 SMA 杆降温后, 对两侧 SMA 杆加热, 温度由 21.2 °C 升至 69.6 °C, 翼梢小翼宏

观变形较快,翼梢小翼翼尖位移由 -37 mm 变为 62 mm 。随后对两侧 SMA 杆降温后,对中间位置的 SMA 杆加热,由 $25.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升至 $65.6\text{ }^{\circ}\text{C}$,翼梢小翼翼尖位移由 62 mm 变为 15 mm 。



图 16 翼梢小翼往复变弯过程

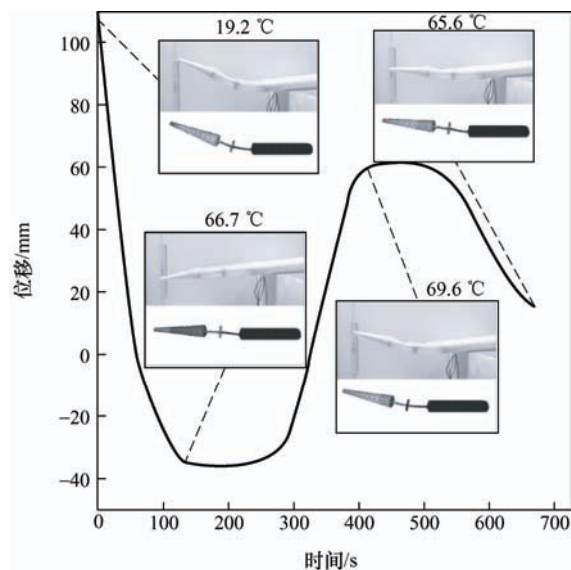


图 17 往复变弯翼尖顶点的时间位移曲线

3.2.3 误差分析

(1) 数值仿真过程中,形状记忆合金杆的温度不会发生任何变化及波动,随着对其中一组形状记忆合金杆加热时,对另一组未加热的形状记忆合金杆不会产生任何热量的传递。而在样机试验过程中,这样的热量传递是不可避免的。当断电冷却时,空间中的热量不能快速减少,尤其体现在往复试验中,形状记忆合金杆无法完全冷却至室温环境。

(2) 试验与数值仿真的参数属性存在偏差。例如由于温感元件装于 SMA 杆的外侧,且电阻丝仅覆盖 SMA 杆的部分区域,因此温度传感器所示数据与 SMA 杆的实际温度存在偏差。对该模型进行仿真时,其他有关仿真参数的设置也影响了结果的准确性。

3.3 蒙皮褶皱现象

在样机试验过程中,实现翼梢小翼的弯曲变形,但是蒙皮在弯曲过程中出现了褶皱现象,如图 18 所示。

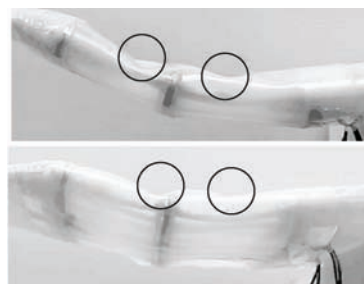


图 18 蒙皮褶皱

猜测褶皱出现的主要原因是蒙皮的材料和制造工艺问题。该蒙皮是由方形硅橡胶经手工剪裁、弯折后装配于变形翼梢小翼中,导致其不能紧贴机翼外壳和翼肋,且材料本身收缩性较差,才出现蒙皮产生褶皱现象。所以第二次选用了弹性较好的硅橡胶材料,加工出与变形翼梢小翼贴合度更高的蒙皮再次进行试验。使用新蒙皮的试验结果见图 19。

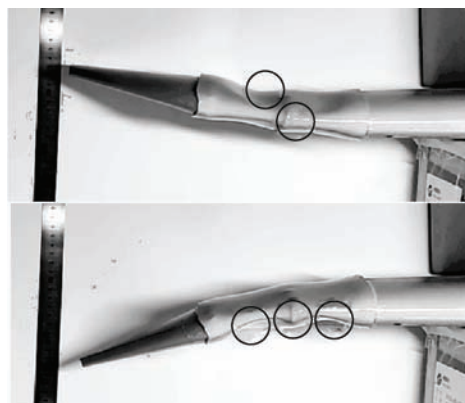


图 19 新蒙皮出现的褶皱现象

可以看到蒙皮褶皱问题并没有因为更换了弹性较好的硅橡胶, 贴合度更高的蒙皮而得到解决。在后续的研究中, 也许可以依靠在蒙皮内部空间中填充具备一定刚度和一定变形能力的点阵结构等方法来改善或解决蒙皮褶皱的问题。

4 结论

(1) 本文设计了一种基于智能材料驱动变形的翼梢小翼, 并通过定义 ABAQUS 自带的用户材料子程序来进行 SMA 的模拟和变形翼梢小翼的数值仿真。结果表明设计的变形翼梢小翼具有较为有效的变形能力, 可以满足预期的变形形式和变形效果。作为驱动部件的 SMA 杆型对变形能力有较大影响, SMA 圆杆的驱动能力明显强于相同横截面积 SMA 方杆的驱动能力。

(2) 制造出变形翼梢小翼样机后进行试验的结果中, 单次变弯和往复变弯翼尖位移与仿真结果基本类似, 但在短时间内进行往复变弯试验, 由于 SMA 杆无法得到较好的冷却效果, 变形能力有较初次变形削减的趋势, 这一问题可在飞行器自然飞行过程中或使用其他主动冷却的方式得到改善。

(3) 样机变弯实验中蒙皮出现屈曲现象与蒙皮本身弹性和与机翼贴合度关系并不密切, 预计需要通过填充拥有一定刚度的结构来解决。本文的研究结果对设计智能变体飞行器具有极强的指导意义和参考价值。

参 考 文 献

- [1] 王晓宏. 形状记忆合金驱动主动变形结构的设计与制作[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.
WANG Xiaohong. The design and fabrication of initiative distortion structure driven by shape memory alloys[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006.
- [2] ZAKI W, MOUMNI Z. A three-dimensional model of the thermomechanical behavior of shape memory alloys[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2007, 55(11): 2455-2490.
- [3] MOUMNI Z, ZAKI W, MAITOURNAM H. Cyclic behavior and energy approach to the fatigue of shape memory alloys[J]. Journal of Mechanics of Materials and Structures, 2009, 4(2): 395-411.
- [4] GU X, ZAKI, MORIN C, et al. Time integration and assessment of a model for shape memory alloys considering multiaxial nonproportional loading cases[J]. International Journal of Solids and Structures, 2015, 54: 82-99.
- [5] GU X. Optimization of shape memory alloy structures with respect to fatigue[D]. Paris: Paris Saclay, 2017.
- [6] MAUGIN G A. The thermomechanics of plasticity and fracture[M]. Cambridge University Press, 1992.
- [7] 裘进浩, 边义祥, 季宏丽, 等. 智能材料结构在航空领域中的应用[J]. 航空制造技术, 2009(3): 26-29.
QIU Jinhao, BIAN Yixiang, JI Hongli, et al. Application of smart materials and structures in aviation industry[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(3): 26-29.
- [8] KUDVA J N, SANDERS B P, PINKERTON-FLORANCE J L, et al. DARPA/AFRL/NASA Smart Wing program: Final overview[C]// Smart Structures and Materials 2002: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. International Society for Optics and Photonics, 2002, 4698: 37-43.
- [9] MARTIN C A, KUDVA J N, AUSTIN F, et al. Smart materials and structures-smart wing phase 1 final report[J]. Wright Patterson AFB (OH): Air Vehicles Directorate, Air Force Research Laboratory, Air Force Material Command, 1998(12): 26-38.
- [10] BARTLEY-CHO J D, WANG D P, MARTIN C A, et al. Development of high-rate, adaptive trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2004, 15(4): 279-291.

作者简介: 谷小军, 男, 博士, 副教授。主要研究方向为智能材料与结构、飞行器结构优化设计。

朱继宏(通信作者), 男, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为飞行器结构总体轻量化设计、航天器结构防热-承载一体化、智能材料与结构、太空原位制造。