

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220976-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220976

基于等效热弹性应变能的智能变形 蒙皮模拟分析及实验

张 伟^{1,2}, 麻越垠^{1,2}, 蔡青青¹, 高鑫宇¹, 聂旭涛¹

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073;

2. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为简化记忆合金建模, 提出了一种等效模拟方法, 将形状记忆合金相变能转化为弹性基体的热弹性应变能, 并以温差形式表达。以形状记忆合金丝为对象, 开展了该方法和 Boyd-Lagoudas 扩展模型的对比分析。基于 Boyd-Lagoudas 扩展模型编写的自定义物性子程序, 除了常规的退孪马氏体和奥氏体, 还考虑了孪晶马氏体以提高模拟分析的准确性。等效模型的最大误差为 9.8%, 验证了方法的有效性和准确性。针对不锈钢及单程记忆合金组成的主动变形蒙皮, 等效方法计算的机翼弧高变化幅值为 4.03 mm, 和实验值 3.81 mm 吻合, 降低了数值模拟难度和计算消耗, 表明该方法有助于开展机翼模型的全尺寸模拟研究, 并用于设计快速迭代。

关 键 词: 变形蒙皮; 热弹性应变能; 形状记忆合金; 等效方法; 有限元分析

中图分类号: V259

文献标志码: A

Numerical and experiment of morphing skin based on equivalent thermoelastic energy method

ZHANG Wei^{1,2}, MA Yueyin^{1,2}, CAI Qingqing¹, GAO Xinyu¹, NIE Xutao¹

(1. College of Aerospace Science and Engineer,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Facility Design and Instrumentation Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: To simplify the modeling, an equivalent simulation method was proposed to convert the transformation energy of SMA into the thermoelastic strain energy of elastic plate and express it by temperature difference. The equivalent approach and Boyd-Lagoudas extended model were compared and analyzed for a SMA wire model. According to the compiled physical property subroutine of SMA based on the Boyd-Lagoudas extended model, twinned martensite other than conventional detwinned martensite and austenite was considered. The maximum error of the equivalent model was 9.8%, proving its effectiveness and accuracy. For the active morphing skin composed of stainless steel and one-way SMA, the variation magnitude of the wing arc height calculated by the equivalent approach was 4.03 mm, consistent with the experimental value of 3.81 mm. It indicated that the equivalent thermoelastic energy method was effective to carry out full-scale wing simulation and rapid design iteration.

收稿日期: 2022-12-23

基金项目: 中国空气动力研究与发展中心基础和前沿技术研究基金探索项目(PJD20200240)

作者简介: 张伟(1988—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事变体飞行器方面的研究。E-mail: zhangwei6103@126.com

通信作者: 聂旭涛(1979—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事智能材料和飞行器方面的研究。E-mail: nie_xu_tao@163.com

引用格式: 张伟, 麻越垠, 蔡青青, 等. 基于等效热弹性应变能的智能变形蒙皮模拟分析及实验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220976.

ZHANG Wei, MA Yueyin, CAI Qingqing, et al. Numerical and experiment of morphing skin based on equivalent thermoelastic energy method[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220976.

Keywords: morphing skin; thermal elastic stress energy; shape memory alloy; equivalent method; finite element simulation

世界航空航天技术蓬勃发展、日新月异,新型战斗机追求更高的机动性和更强的适应性,民用飞机则倾向于更优的经济性能,进一步降低燃料消耗和废气排放,这对飞行器设计提出了更苛刻的要求。Wimpress 的简化模型表明,起飞时最大升力提高 5%,能增加有效载荷 20%;在爬升阶段,阻力系数降低 5%,有效载荷可以增加 40%;着陆时最大升力系数提高 5%,载荷能增加 65%^[1-2],表明研究和发展增升减阻技术,对飞行器的载荷、航程、能耗有着重要意义。传统的飞行器一般是针对单一飞行状态下气动效率最优的情况进行设计的,无法做到在飞行包线内的各个状态都具有最佳的气动效率。典型的飞行任务一般由几个不同的操作环节组成,且飞行器往往需要完成多种组合任务和飞行姿态。可变形飞行器能调整自身结构,增强飞行器的环境与任务适应能力,改善飞行器的气动特性与飞行性能,优化操纵和控制效能^[3],是未来飞行器的一个重要发展方向。传统固定翼飞机采用液压机械系统驱动气动舵面实现飞行控制,但结构较为复杂,质量大^[4]。为了追求更高的效能,基于智能结构的可变体机翼技术成为当前国内外航空科学技术发展的前沿^[5-6]。

形状记忆合金(shape memory alloys, SMA)的形状记忆效应和超弹性效应使其在航空航天领域,尤其是先进发动机和变体飞行器中得到了广泛研究^[7]。基于形状记忆效应,多种形状记忆合金丝、管、板和弹簧用于航空航天飞行器机构驱动或设备控制研究。同时超弹性效应也在吸能减振,大变形回复中得到了扩展应用^[8-9]。

Kim 等^[10]设计了一种能够保持形状的复合致动器,由形状记忆聚合物支架和形状记忆合金丝集成,该复合致动器基于聚合物的形状记忆效应保持变形状态而无需额外对 SMA 丝加热。王杰等^[11]采用形状记忆合金弹簧提出了一种太阳帆张拉设计方法,可使航天器在经历高温变化时薄膜应力保持恒定。Emiliavaca 等^[12]将镍钛形状记忆合金丝绕制成弹簧,通过对形状记忆合金弹簧通电加热来驱动醋酸纤维箔蒙皮弯曲偏转,在 300% 预应变的条件下该弹簧可以产生 4.5 N 的回复力。Camara、Leal 等^[13-14]将形状记忆合金丝嵌入到弹性基体中,使用硅树脂将 SMA 丝和

销钉封装成一体的主动变形蒙皮。加热时, SMA 丝拉动两排销钉相互靠近,完成机翼弯曲变形。Aso 等^[15]和 Caldwell 等^[16]设计了一种双圆管式机翼扭转变形驱动机构,由 SMA 内管和金属外管组成。外管靠近翼根的端部固定在机身上; SMA 内管转动可实现机翼的扭转变形,实现空中不同的翻滚动作,增强飞行器的机动灵活性,并在舰载机 F/A-18 中开展了工程性探索^[17],折叠机翼以减少甲板占用空间。Barbarino 等^[18]提出了一种 SMA 驱动的变后缘弯度机翼,翼肋后缘由 5 块刚性薄板组成,相邻的薄板间由交叉布置的弹性片连接,由贯穿布设在薄板底部 SMA 丝驱动实现后缘偏转。Msomi 等^[19]设计了一种使用镍钛形状记忆合金板和铝板构建的智能副翼,副翼前缘使用经过多次训练的镍钛形状记忆合金板构成,加热 SMA 驱动副翼可产生最大 0.57° 的偏转角。

采用形状记忆合金驱动的机翼变形和状态多是通过实验或经验获得,相关的数值模拟分析较少,并相对集中体现在一维模型上^[20]。典型的一维本构模型有 Tanaka 模型^[21]、Liang-Roger 模型^[22],模型相变关系只考虑了奥氏体与马氏体之间的相变,而未考虑自协作马氏体与非自协作马氏体之间的转变,Brinson^[23]提出了将马氏体分为温度诱发的自协作马氏体与应力诱发的非自协作马氏体两部分,在实验基础上建立了描述材料宏观行为的唯象理论模型。为了更加精确地描述形状记忆合金的力学性能及变化特征,达到完善理论的目的,但引入的参数过多,限制了工程使用的灵活性。胡殿印等^[24]基于 ABAQUS 有限元软件,编写了 VUMAT 子程序将 SMA 超弹性本构引入到复合材料层板低速冲击模型,探讨 SMA 纤维对复合材料层板抗冲击性能的增强规律。Wang 等^[25]使用热机械耦合和有限应变形状记忆合金模型对波形弹簧执行器的训练行为进行了有限元模拟。Roh 等^[26]开发了 SMA 3-D 本构模型的增量公式来预测形状记忆合金长条的热机械响应,并编写了 FORTRAN 子程序应用于 ABAQUS 分析。Oehler 等^[27]开发了一套优化算法和仿真过程管理工具,与 Abaqus FEA 套件和自定义 SMA 本构模型相结合,以自动方式评估变形结构设计。Li 等^[28]基于两相组分的 Boyd-Lagoudas 模型编写了本构模型

子程序并设计了一套形状记忆合金丝的减振装置。

综上所述,当前针对记忆合金驱动的变体机翼受到广泛关注和研究,相关研究主要以实验为主,数值分析相对较少。细观力学模型是形状记忆合金的本构关系模型之一,能够描述 SMA 的形状记忆效应、超弹性、变体择优取向等特有力学行为,但该模型存在表达形式复杂、参数较多且不易确定、数值计算成本较高等多种不足,很大程度上限制了模型的工程性应用。且多数 SMA 本构模型仅仅考虑两种晶体相(退李马氏体和奥氏体)之间的转化过程。

针对记忆合金驱动的主动变形机翼蒙皮,为了提高模拟效率,提出了一种等效热弹性应变模型,将形状记忆合金相变能转化为弹性基体的热弹性应变能,并以温差形式表达。针对该方法,首先与包含 3 组分的扩展 Boyd-Lagoudas 模型进行了对比研究,验证了方法的有效性和准确性,降低了数值模拟难度和计算消耗。并进一步将该方法用于变形机翼蒙皮模块设计。实验中等效方法的有限元分析结果与实验测量数据吻合,表明该方法有助于开展机翼模型的全尺寸模拟研究,并用于设计快速迭代。

1 柔性变形蒙皮设计

变形机翼需具有低面内刚度以获得大的变形并降低驱动力,还需要具有高面外刚度以承受和传递足够的气动载荷。同时变形时,蒙皮表面光滑连续。

针对变体机翼蒙皮需求特点,同时解决双程形状记忆合金相变回复力较小、驱动负载能力较差、寿命和稳定性较低等问题,提出将单程形状记忆合金与弹性基体材料相集成的主动变形蒙皮结构,如图 1 所示。其中不锈钢板作为偏置机构,单程形状记忆合金完成一次作动后,冷却至低温马氏体状态时,偏置机构贮存的弹性势能,强迫 SMA 恢复一定的结构变形,从而实现 SMA 的反复变形驱动。

主动变形蒙皮的结构样件如图 2 所示,弹性基体材料为 0.5 mm 不锈钢板,长 300 mm,宽 150 mm; SMA 板有 3 件,厚度均为 1 mm,长度均

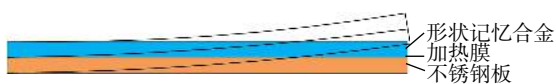


图 1 主动变形蒙皮结构示意图

Fig. 1 Schematic of active morphing skin

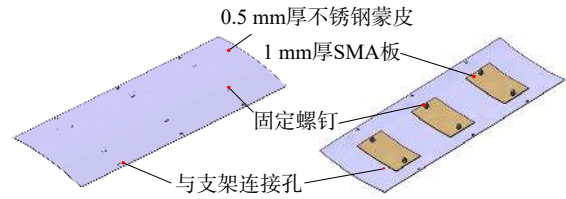


图 2 主动变形蒙皮结构样件

Fig. 2 Active morphing skin prototype

为 80 mm,宽度分别为 30、40 mm 和 30 mm(从左至右)。

用螺钉连接 SMA 板和不锈钢板之前,需要使用模具对形状记忆合金板进行训练,主要步骤如下:①形状记忆合金板夹入模具内,装配压紧;并放入 800 °C 电炉内,训练 40 min。②模具出炉,冷却至常温,压平形状记忆合金板。③放入 200 °C 电炉加热 5 min,恢复原始状态。上述步骤重复循环约 50 次。低温条件下, SMA 板呈弯曲状态,外表面半径约为 87.5 mm。

根据主动变形蒙皮的结构组成及工作原理可知,升温过程中, SMA 板的初始相变应变逐步转化为弹性应变,同时促使弹性金属板产生弹性变形,积累一定的弹性势能,用于驱动 SMA 板的往复变形。因此,采用数值方法分析主动变形蒙皮的结构力学特性时,可以不模拟 SMA 板的退李过程来形成初始的相变应变,而是将 SMA 板的初始相变应变等效定义为弹性金属板的弹性变形,这将有效简化 SMA 结构的建模过程,提高计算分析效率。

2 等效热弹性应变能的模拟方法及验证

下述首先介绍除退李马氏体和奥氏体外还考虑了李晶马氏体在内的 Boyd-Lagoudas 扩展模型,并通过试验验证了在 ABAQUS 中所编写的扩展模型子程序 UMAT 的准确性。然后对比了 SMA 丝和金属丝复合模型下等效方法和 Boyd-Lagoudas 扩展模型的计算结果,以验证等效方法的准确性。

2.1 Boyd-Lagoudas 扩展模型

目前多数的 SMA 三维本构模型仅仅考虑材料的两种晶体相,退李马氏体和奥氏体之间的转化过程,并在此基础上分析材料的超弹性效应和形状记忆效应。然而实际情况下, SMA 材料的形状记忆行为更为复杂,往往需要考虑李晶马氏体、退李马氏体和奥氏体等三相之间的转化过程。例

如, 无外力加载条件下, SMA 材料通过加热恢复形状之前, 需要研究孪晶马氏体的退孪过程, 确定两类马氏体的体积分数, 并作为初始条件, 同时计算两类马氏体的逆相变。因此, 某些载荷路径上, SMA 材料的 3 种晶体相可能会同时存在。

采用 $c_i (i=1, 2, 3)$ 分别代表孪晶马氏体 M^t 、退孪马氏体 M^d 和奥氏体 A 的体积分数, 并且满足以下约束:

$$\begin{aligned} c_1 + c_2 + c_3 &= 1 \\ 0 \leq c_1, c_2, c_3 &\leq 1 \end{aligned} \quad (1)$$

另外, 采用 $\xi_i (i=1, 2, 3)$ 表示三类相变过程中体积分数的转化量, 分别是孪晶马氏体与奥氏体, 退孪马氏体与奥氏体, 以及孪晶马氏体与退孪马氏体, 如图 3 所示。 M_s 是马氏体相变起始温度, M_f 是马氏体相变结束温度, A_s 是奥氏体相变起始温度, A_f 是奥氏体相变结束温度。 σ_s 是相变初始应力, σ_f 是相变结束应力。

Lagoudas^[29] 对 SMA 材料的体积元构造宏观

$$\begin{aligned} G(\sigma, T, \xi, \epsilon^{\text{in}}) &= -\frac{\sigma : S(c_1 + c_2) : \sigma}{2\rho} - \frac{1}{\rho} \sigma : [\alpha(c_1 + c_2)(T - T_0) + \epsilon^{\text{in}}] + \\ &c(c_1 + c_2) \left[(T - T_0) - T \ln \left(\frac{T}{T_0} \right) \right] + (c_1 + c_2)(u_0 - s_0 T) + G^{\text{mix}} \end{aligned} \quad (2)$$

式中 σ 、 ϵ^{in} 、 ξ 、 T 和 T_0 分别为真实应力张量、相变应变张量、体积分数转化向量、温度和参考温度; S 、 α 、 ρ 、 c 、 s_0 和 u_0 分别为等效柔度张量、等效热膨胀系数张量、密度、等效比热容、参考温度下的等效比熵和等效内能; G^{mix} 为混合自由能, 表征了马氏体相与母相或者马氏体变体之间发生的相互转化行为, 运算符: 表示双点乘。以上各个等效材料特性参数可由材料中所含的马氏体体积分数以及纯晶体相的特性参数计算得到。

相变应变 ϵ^{in} 存在于两类相变过程, 分别是退孪马氏体与奥氏体, 孪晶马氏体与退孪马氏体, 可分解为

$$\epsilon^{\text{in}} = \epsilon^t + \epsilon^d \quad (3)$$

$$\epsilon^t = \Lambda^t \xi_2 \quad (4)$$

$$\epsilon^d = \Lambda^d \xi_3 \quad (5)$$

其中 ϵ^t 奥氏体转化为退孪马氏体的应变张量, ϵ^d 退孪过程中产生的弹性应变张量。 Λ^t 为 M^d 和 A 之间转变过程中的相变张量, Λ^d 为 M^t 向 M^d 转

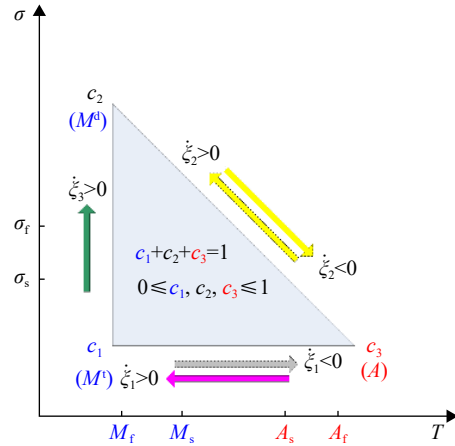


图 3 三类晶体相相互转化示意

Fig. 3 Schematic of phase transformation among three types

的自由能函数, 同时运用热力学第二定律约束 SMA 材料的本构行为, 定义 SMA 的相变屈服面, 从而推导出可用于描述 SMA 相变行为的本构关系模型。

SMA 材料的 Gibbs 自由能包括线性热弹性和非线性相变强化特性, 其表达式为

变的退孪张量, 计算方法分别如下

$$\Lambda^t = \begin{cases} \frac{3}{2} H^t \frac{\sigma'}{\bar{\sigma}'} & (\xi_2 > 0) \\ H^t \frac{\epsilon^{t-r}}{\bar{\epsilon}^{t-r}} & (\xi_2 < 0) \end{cases} \quad (6)$$

$$\Lambda^d = \frac{3}{2} H^d \frac{\sigma'}{\bar{\sigma}'} \quad (\xi_3 > 0) \quad (7)$$

式中 H^t 和 H^d 分别对应两类相变过程的单轴最大相变应变, σ' 为偏应力张量, $\bar{\sigma}'$ 为等效应力, ϵ^{t-r} 为奥氏体相变过程中的相变应变张量, $\bar{\epsilon}^{t-r}$ 则为等效相变应变, 分别表示为

$$\sigma' = \sigma - \frac{1}{3} \text{tr}(\sigma) \mathbf{I} \quad (8)$$

$$\bar{\sigma}' = \sqrt{\frac{3}{2} \|\sigma'\|^2} \quad (9)$$

$$\bar{\epsilon}^{t-r} = \sqrt{\frac{2}{3} \|\epsilon^{t-r}\|^2} \quad (10)$$

式中运算符 $\|\cdot\|^2$ 表示向量的封闭内积。利用热力学第二定律的 Clausius-Planck 不等式, 可得

$$-\rho \dot{G} - \dot{\sigma} : \varepsilon - \rho s \dot{T} \geq 0 \quad (11)$$

从而 SMA 的本构关系约束条件如下:

$$\left(-\rho \frac{\partial G}{\partial \xi} \right) \cdot \xi = \pi \xi \geq 0 \quad (12)$$

式中 π 为与体积分数转化向量 ξ 共轭的热驱动力向量。该条件定义了 SMA 热力学行为遵循的能量转化条件和方向。当 $\xi_1 \neq 0$, $\xi_2 \neq 0$ 且 $\xi_3 > 0$ 时, Gibbs 自由能表达式代入上式, 可得

$$\pi_1 = \tilde{\pi}(\sigma, T) - f_1(\xi, \text{sgn}(\xi_1)) \quad (13)$$

$$\pi_2 = \sigma : \Lambda^1 + \tilde{\pi}(\sigma, T) - f_2(\xi, \text{sgn}(\xi_2)) \quad (14)$$

$$\pi_3 = -\rho \frac{\partial G}{\partial \xi_3} = \sigma : \Lambda^d - f_3(\xi) \quad (15)$$

式中 f_i 是硬化函数, 依赖于 c_i 。根据热驱动力 π_i 定义各类相变过程的相变函数 Φ_i , 其表达式分别为

$$\dot{\xi}_1 > 0, \quad \Phi_1^+(\sigma, T, \xi) = \pi_1 - Y_1^+ \quad (16)$$

$$\dot{\xi}_1 < 0, \quad \Phi_1^-(\sigma, T, \xi) = -\pi_1 - Y_1^- \quad (17)$$

$$\dot{\xi}_2 > 0, \quad \Phi_2^+(\sigma, T, \xi) = \pi_2 - Y_2^+ \quad (18)$$

$$\dot{\xi}_2 < 0, \quad \Phi_2^-(\sigma, T, \xi) = -\pi_2 - Y_2^- \quad (19)$$

$$\dot{\xi}_3 > 0, \quad \Phi_3(\sigma, T, \xi) = \pi_3 - Y_3 \quad (20)$$

式中 Y_1^+ 、 Y_2^+ 和 Y_3 为各个相变过程的临界屈服值, 不依赖于 σ 、 T 和 ξ 等变量。相变函数 Φ_i 类似于塑性力学中的屈服函数。所以, 类比于塑性力学中的最大塑性耗散准则, SMA 的相变可视为材料的屈服变形, SMA 的本构关系约束条件可写成 Kuhn-Tucker 不等式形式:

$$\dot{\xi}_i \geq 0, \quad \Phi_i(\sigma, T, \xi) \leq 0, \quad \Phi_i \dot{\xi}_i = 0 \quad (21)$$

$$\dot{\xi}_i \leq 0, \quad \Phi_i(\sigma, T, \xi) \leq 0, \quad \Phi_i \dot{\xi}_i = 0 \quad (22)$$

可见, SMA 处于奥氏体相热弹性阶段且无相变发生时, $\dot{\xi}_i = 0$, $\Phi_i < 0$ 。随着相变函数增大, 直到 $\Phi_i = 0$ 时, SMA 开始发生马氏体正相变, 即 $\dot{\xi}_i > 0$ 。同样, SMA 处于马氏体相热弹性阶段且无相变发生时, $\dot{\xi}_i = 0$, $\Phi_i < 0$ 。随着相变函数增大, 直到 $\Phi_i = 0$ 时, SMA 开始发生奥氏体相变, 即 $\dot{\xi}_i < 0$ 。

基于相变函数 Φ 和本构关系约束条件, 采用向后欧拉迭代法和回归映射的应力更新算法, 求

解马氏体体积分数的变化量, 更新 SMA 材料的相变应变、等效应力和切线刚度模量, 从而编写了 ABAQUS 软件的用户材料子程序 UMAT, 用于 SMA 材料力学行为的数值模拟。计算所得的 SMA 丝应力应变关系曲线和实验值如图 4 所示, 可见计算值总体和实验值吻合较好, 表明了 UMAT 子程序能够准确描述记忆合金的超弹性。进一步, 得到了记忆合金丝的临界参数, 在 343 K 下, 马氏体相变初始应力 σ^M_s 、马氏体相变结束应力 σ^M_f 、奥氏体相变初始应力 σ^A_s 和奥氏体相变结束应力 σ^A_f 分别是 336、415、148、63 MPa。

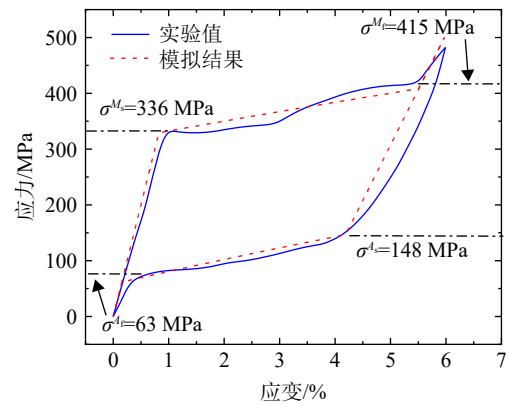


图 4 SMA 丝的应力应变关系

Fig. 4 Stress-strain curve of SMA wire

2.2 等效方法验证

SMA 结构验证模型如图 5 所示, 包括一件 SMA 棒材和一件金属棒材, 半径均为 2 mm, 长度均为 100 mm, SMA 棒的材料性能参数如表 1 所示。金属棒的材料性能参数为 $E_s = 4 \times 10^4$ MPa, $\mu_s = 0.3$, $\alpha_s = 1.5 \times 10^{-5} \text{ K}^{-1}$ 。SMA 棒的底部与弹性金属棒的顶部通过参考点 RP(reference point)耦合约束结构的轴向(Z向)变形位移。SMA 棒材和

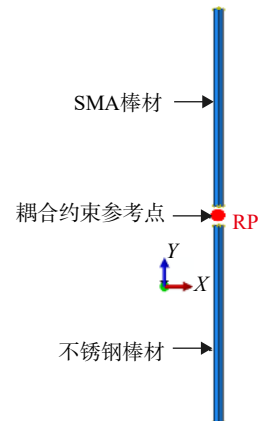


图 5 SMA 棒材分析验证模型

Fig. 5 Validation model of the SMA wire

表 1 SMA 棒材物性参数

Table 1 Material properties parameters for SMA wire

参数	数值
马氏体相变起始温度 M_s/K	302
马氏体相变结束温度 M_f/K	291
奥氏体相变起始温度 A_s/K	326
奥氏体相变结束温度 A_f/K	336
马氏体弹性模量 $E_M/10^4 \text{ MPa}$	2
奥氏体弹性模量 $E_A/10^4 \text{ MPa}$	4
泊松比 μ	0.33
马氏体热膨胀系数 $\alpha_M/10^{-5}$	3
奥氏体热膨胀系数 $\alpha_A/10^{-5}$	3
最大相变应变 H	0.034
马氏体退孪开始应力 σ_s/MPa	100
马氏体退孪结束应力 σ_f/MPa	200
应力影响系数 $\rho\Delta s_0$	-0.313 1

不锈钢棒网格各 4 400 个单元, 均为六面体, 单元类型为 C3D20RT(二次热力耦合缩减单元)。Boyd-Lagoudas 和基于等效热弹性应变能方法采用同一套网格及单元。

2.2.1 Boyd-Lagoudas 扩展模型计算结果

模型按照下述 4 个步骤开展温度控制、变形及回复:

步骤 1 SMA 棒材的体积分数初始值为 $c_{10}=1, c_{20}=0, c_{30}=0$ 。参考点 RP 固定, 约束了 SMA 棒的底部以及弹性金属棒的顶部。SMA 棒的顶部逐步施加轴向力 $\sigma_{af}=160 \text{ MPa}$, 材料发生马氏体部分退孪。

步骤 2 参考点 RP 保持固定, SMA 棒的顶部轴向力逐步卸载至零, SMA 材料处于孪晶马氏体相及退孪马氏体相, 体积分数无变化, 弹性应变减小至零, 相变应变保持不变。

步骤 3 参考点 RP 的轴向位移约束解除, 同时固定 SMA 棒的顶端和金属棒的底端。加热 SMA 棒材, 逐步升温至奥氏体相变结束温度 A_f 以上(380 K), 材料逐步转化至奥氏体相, 相变应变逐步转化为弹性应变, 形成一定的弹性应力, 拉动金属棒正 Z 方向伸长。

步骤 4 SMA 棒的顶端和金属棒的底端保持固定。冷却 SMA 棒材, 逐步降温至马氏体正相变结束温度 M_f 以下(280 K), SMA 材料逐步转化至孪晶马氏体相和退孪马氏体相, 其刚度减小, 金属棒向负 Z 方向收缩。

根据上述模拟步骤编写相应的 UMAT 子程

序, 在 ABAQUS 软件环境下开展数值仿真。步骤 1 的计算结果如图 6 所示。SMA 棒的等效应力为 160 MPa, 轴向最大位移为 2.63 mm, 孪晶马氏体和退孪马氏体的体积分数分别约为 0.4 和 0.6。和理论公式(式(23)~式(24))计算吻合。需要说明的是, 在图 6(c)形状记忆合金棒中, 不同位置处的孪晶马氏体和退孪马氏体体积分数略有不同, 主要体现在顶端。因此在图例中, 孪晶马氏体体积分数从 0.399 7 变化到 0.400 6, 退孪马氏体体积分数为 0.599 4 到 0.600 3。因为小数位数限制, 图例中部分标签一致, 在后续的图例中存在同样的现象。

$$c_1 = \frac{\sigma_f - \sigma_{af}}{\sigma_f - \sigma_s} = 0.4 \quad (23)$$

$$c_2 = \frac{\sigma_{af} - \sigma_s}{\sigma_f - \sigma_s} = 0.6 \quad (24)$$

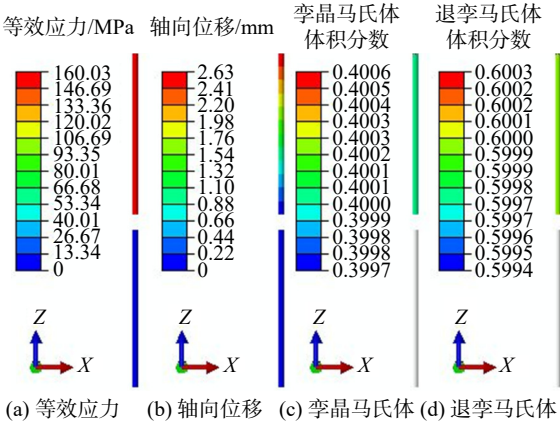


图 6 Boyd-Lagoudas 扩展模型在步骤 1 的计算结果
Fig. 6 Calculation results of step 1 of extended Boyd-Lagoudas model

步骤 2 的 SMA 棒内的孪晶马氏体和退孪马氏体的体积分数保持不变, 如图 7 所示。结构的最大等效应力约为 $3.19 \times 10^{-2} \text{ MPa}$, 接近于零, 这表明结构已经没有弹性变形, 最大轴向位移为 1.82 mm, 对应的应变为 1.8%。

步骤 3 的结果如图 8 所示, SMA 棒材的结构温度分布均匀, 均为 380 K。孪晶马氏体和退孪马氏体的体积分数分别约为 -6.3×10^{-2} 和 6.7×10^{-2} , 近似于零, 奥氏体的体积分数约为 0.995, 近似于 1, 这表明, 马氏体已经完全转化为奥氏体。结构的等效应力约为 321 MPa, 轴向位移方面, SMA 棒材的顶部和金属棒的底部保持不变, 在图 8(f)中 SMA 棒材的底部和金属棒的顶部向正 Z 方向移动 0.8 mm, 即 SMA 棒材的轴向变形量约为

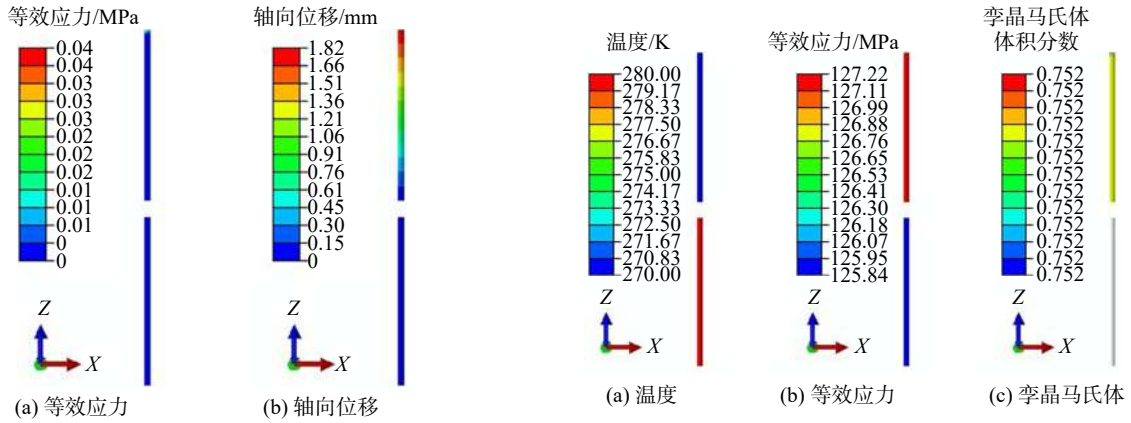


图 7 Boyd-Lagoudas 扩展模型在步骤 2 的计算结果

Fig. 7 Calculation results of step 2 of extended Boyd-Lagoudas model

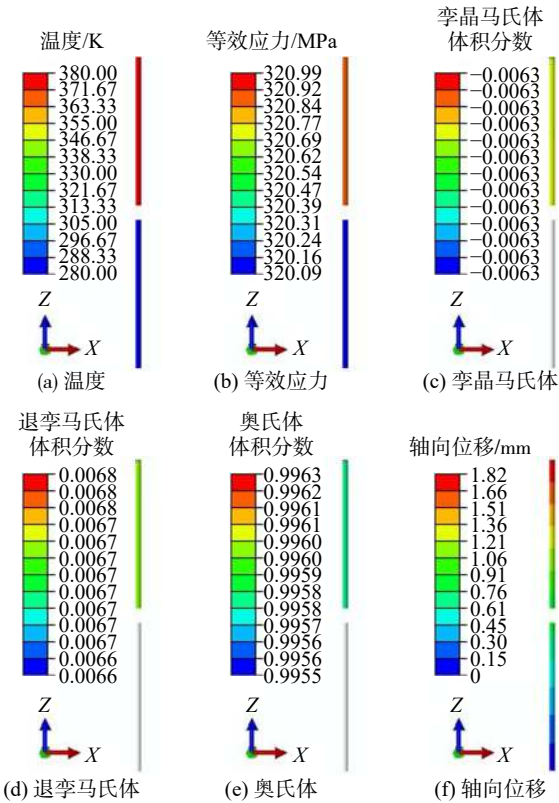


图 8 Boyd-Lagoudas 扩展模型在步骤 3 的计算结果

Fig. 8 Calculation results of step 3 of extended Boyd-Lagoudas model

1.0 mm(=(1.8-0.8)mm)。

步骤 4 如图 9 所示, SMA 棒材的结构温度分布均匀, 均为 280 K。孪晶马氏体和退孪马氏体的体积分数分别约为 0.75 和 0.28, 奥氏体的体积分数约为 -0.03, 近似于零, 结果表明奥氏体已经完全转化为两种马氏体。结构的等效应力约为 127 MPa, 轴向位移方面, SMA 棒材的底部和金属棒的顶部正 Z 方向移动约 0.32 mm。此时, SMA

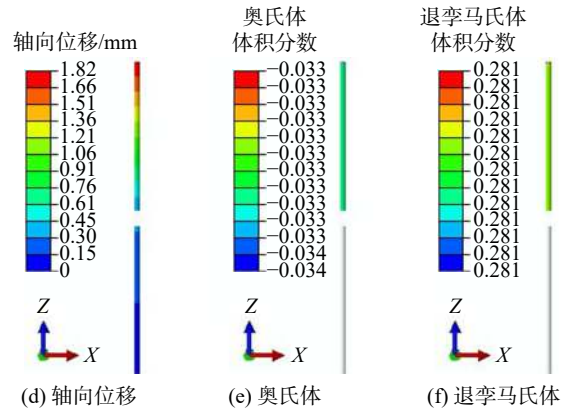


图 9 Boyd-Lagoudas 扩展模型在步骤 4 的计算结果

Fig. 9 Calculation results of step 4 of extended Boyd-Lagoudas model

棒材的轴向变形量约为 1.48 mm。

2.2.2 等效热弹性应变模拟方法计算结果

等效模拟方法省略孪晶马氏体的退孪过程, 将 SMA 棒材的初始塑性变形 1.8 mm 等效为金属棒材的热变形, 具体实施过程分为以下两个步骤:

步骤 1 SMA 棒材的体积分数初始值为 $c_{10}=1$, $c_{20}=0$, $c_{30}=0$ 。SMA 棒的顶部以及金属棒的底部固定, 两者的初始温度为 280 K。为等效第一种数值模拟中 SMA 棒材的初始相变应变, 达到同样的热应变 1.8%, 通过式(25)得到温差 ΔT_1 降幅为 60 K, 也即金属棒降低到 220 K。如果金属棒顶部自由的话, 将会收缩 1.8 mm。

$$\Delta T_1 = \varepsilon / \alpha_s \quad (25)$$

式中 ε 和 α_s 分别是金属棒的应变和热膨胀系数。实际情况下, 由于参考点 RP 的耦合约束作用, SMA 棒会限制金属棒的收缩变形, 与此同时, SMA 棒材受到金属棒的收缩力作用, 其材料发生马氏体部分退孪。

步骤 2 金属棒的结构温度保持不变。加热 SMA 棒材, 逐步升温至奥氏体相变结束温度 A_f

以上(380 K),材料逐步转化至奥氏体相,相应变逐步转化为弹性应变,材料刚度也增加,从而拉动金属棒向正 Z 方向变形。

根据上述模拟步骤编写相应的 UMAT 子程序,在 ABAQUS 软件环境下开展数值仿真。步骤 1 的结果如图 10 所示,SMA 棒材和金属棒材的结构温度分布均匀,分别为 280 K 和 220 K。孪晶马氏体和退孪马氏体的体积分数分别约为 0.73 和 0.27,两者之和近似于 1,相应的奥氏体的体积分数为零。结构的等效应力约为 130 MPa,轴向位移方面,SMA 棒材的顶部和金属棒的底部保持不变,SMA 棒材的底部和金属棒的顶部向负 Z 方向移动约 1.46 mm。

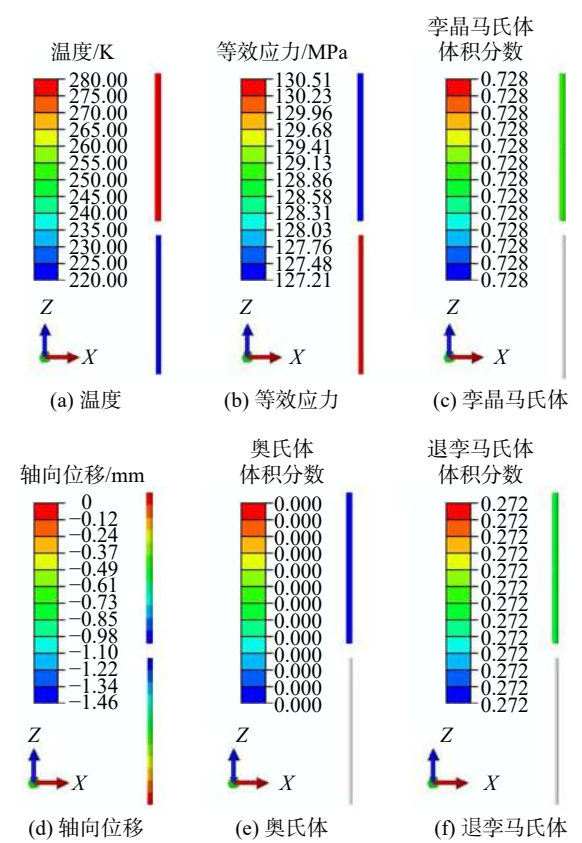


图 10 等效热弹性应变方法在步骤 1 的计算结果
Fig. 10 Calculation results of step 1 of equivalent thermoelastic energy method

步骤 2 的结果如图 11 所示,SMA 棒材和金属棒材的结构温度分布均匀,分别为 380 K 和 220 K。孪晶马氏体和退孪马氏体的体积分数分别约为 -6.9×10^{-2} 和 7.1×10^{-2} ,近似于零。奥氏体的体积分数约为 0.998,近似于 1,这表明马氏体已经完全转化为奥氏体。结构的最大等效应力约为 320 MPa,轴向位移方面,SMA 棒材的顶部和

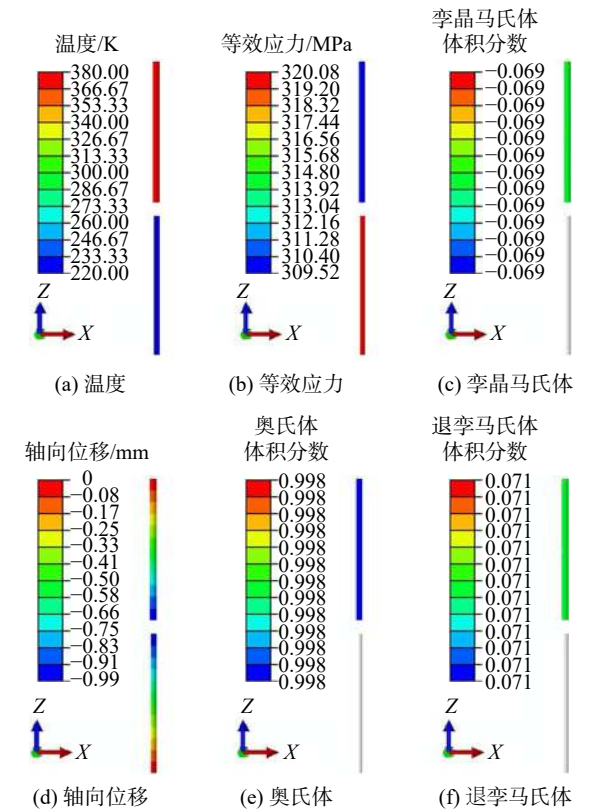


图 11 等效热弹性应变方法在步骤 2 的计算结果
Fig. 11 Calculation results of step 2 of equivalent thermoelastic energy method

金属棒的底部保持不变,SMA 棒材的底部和金属棒的顶部向负 Z 方向移动约 0.99 mm。

在温度大于奥氏体相变结束温度 A_f 和低于马氏体相变结束温度 M_f 两种状态下,采用两种方法得到的形状记忆合金的计算结果如表 2 和表 3 所示,包括等效应力、轴向变形,以及孪晶马氏体、退孪马氏体和奥氏体的体积分数。结果对比表明,最大的相对误差约为 9.5%。等效应力和轴向变形的相对误差均小于 3%。在形状记忆合金降温工况中,等效方法得到的奥氏体体积分数为 0,和真实物理现象相符,Boyd-Lagoudas 模型体积得到的奥氏体体积分数由于计算误差略小于 0,在表

表 2 SMA 棒材在高温状态下的计算结果			
Table 2 Numerical results of SMA wire at high temperature			
参数	Boyd-Lagoudas 扩展模型	等效模型	相对误差/%
最大等效应力/MPa	321	320	0.3
轴向变形/mm	1	0.99	1
孪晶马氏体体积分数	-0.063	-0.069	9.5
退孪马氏体体积分数	0.067	0.071	6
奥氏体体积分数	0.995	0.998	0.3

表 3 SMA 棒材在低温状态下的计算结果

Table 3 Numerical results of SMA wire at low temperature

参数	Boyd-Lagoudas 扩展模型	等效 模型	相对 误差/%
最大等效应力/MPa	127	130	2.3
轴向变形/mm	1.48	1.46	1.4
孪晶马氏体体积分数	0.75	0.73	2.7
退孪马氏体体积分数	0.28	0.27	3.6
奥氏体体积分数	-0.03	0	

中不对比两种方法的误差。

采用同样的计算设备,采用自编 Boyd-Lagoudas 扩展模型子程序计算时间为 3 567 s, 基于等效热弹性应变能方法的计算耗时为 968 s, 减少 72.9%。因此, 等效模拟方法略去了孪晶马氏体的退孪过程, 简化了 SMA 结构的分析步骤, 提高了计算效率, 同时也具有较高的计算精度。鉴于此, 本文基等效数值模拟方法开展三维主动变形蒙皮变形仿真。

3 主动变形蒙皮结构数值模拟

3.1 蒙皮仿真数值模型

根据结构特征, 建立了如图 12 所示的数值仿真模型, 主动变形蒙皮包括 0.5 mm 厚的钢板和 1 mm 厚的 SMA 圆弧板。钢板的宽度为 90 mm, 其左右两段为平直段, 长度均为 34 mm, 中间段为圆弧段, 外径为 87.5 mm, 内径为 87 mm, 圆弧角为 54°。SMA 圆弧板的宽度为 30 mm, 外径为 87 mm, 内径为 86 mm, 圆弧角同样为 54°。钢板内表面与 SMA 圆弧板外表面建立接触关系。SMA 圆弧板材料性能参数为: $E_A=4.6 \times 10^4$ MPa, $E_M=1.8 \times 10^4$ MPa, $\mu_A=\mu_M=0.33$, $\alpha_A=\alpha_M=3 \times 10^{-5}$ K⁻¹, $M_s=317$ K, $M_f=295$ K, $A_s=328$ K, $A_f=348$ K, $H=0.034$, $\sigma_s=75$ MPa, $\sigma_f=180$ MPa。钢板材料性能参数为 $E=2.1 \times 10^5$ MPa, $\mu=0.3$, $\alpha=3 \times 10^{-5}$ K⁻¹。装配体的初始温度均为 280 K, 低于马氏体正相变结束温度 M_f 。在数值模型中, 形状记忆合金网格 2 700 个单元, 钢板网格 5 640 个单位, 均为六面体, 单元类型为 C3D20RT。SMA 与钢板之间定义了 2 处接触, 模拟两板之间的螺钉连接, 接触属性是法向不分离, 切向可滑动, 如图 12 中所示的接触约束 A、B。

在实验初始装配中, 通过强制外力将钢板整体保持为近似平直状态, 而 SMA 圆弧板经过外力预压, 也近似于平直状态, 并且板内形成了一

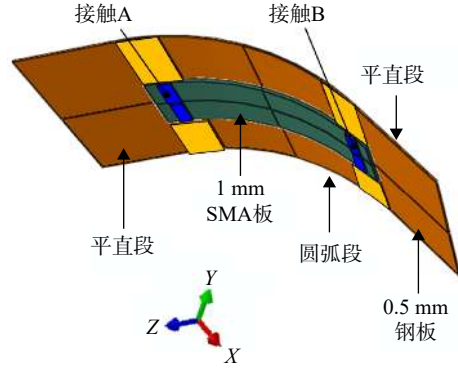


图 12 主动变形蒙皮数值模型

Fig. 12 Numerical model of the active morphing skin

定的相变应变。升温过程中, 这些相变应变转化为弹性应变, 并驱使钢板变形恢复为弯曲状态, 并存储弹性势能。降温过程中, SMA 圆弧板的结构刚度变弱, 钢板内储存的弹性势能迫使 SMA 圆弧板恢复一定的结构变形。

基于上述验证的等效热弹性应变能模拟方法, 省去 SMA 圆弧板的预压过程, 而将钢板与 SMA 板接触的中间部段设计为圆弧板。将形状记忆合金相变能转化为弹性基体的热弹性应变能, 并以温差形式表达。其中温差 ΔT_2 由弯曲钢板的应变与热膨胀系数决定, 如式(26)所示。因此, 通过钢板圆弧段的上表面降温 100 K, 下表面升温 100 K, 等效模拟钢板的回复弯矩。在计算中, 温差为 100 K, 热膨胀系数 $\alpha_A=\alpha_M=3 \times 10^{-5}$ K⁻¹, 因此热胀冷缩应变为 0.003, 相变应变 0.034, 热胀冷缩应变与相变应变比值为 8.82%, 因此热胀冷缩的影响相对较小。

$$\Delta T_2 = \frac{\delta}{R\alpha_M} \quad (26)$$

式中 δ 为圆弧钢板内径(或外径)距圆弧中线距离, R 为圆弧中线半径。

如图 13 所示, 不考虑 SMA 圆弧板的接触约束, 在温差载荷的作用下, 可见在 U_2 方向最大位移 -24.7 mm, 也即钢板表面与中心线的最大高度差由 24.97 mm 降低到 0.22 mm, 表明钢板变形至近似平直状态。

3.2 蒙皮回复为近似平直状态

考虑 SMA 圆弧板的接触约束, 低温状态下, 在钢板上下面的温差载荷的作用下, 驱动 SMA 圆弧板弯曲变形, 模拟结果如图 14 所示。SMA 圆弧板的结构温度均匀, 约为 280 K, 结构最大等效应力约为 83 MPa, 大于孪晶马氏体退孪的起始

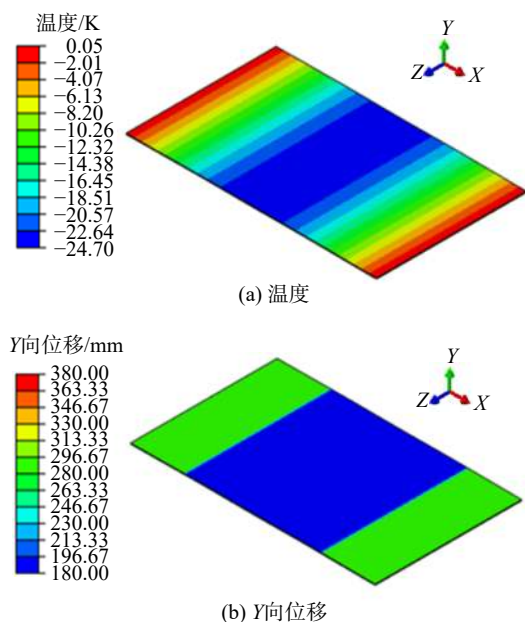


图 13 初始状态下的位移及温度

Fig. 13 Displacement and temperature distribution at the initial condition

应力为 75 MPa, 表明部分马氏体发生了退孪现象。此时, 孪晶马氏体体积分数最小约为 0.97, 退孪马氏体体积分数最大约为 0.026, 奥氏体体积分数

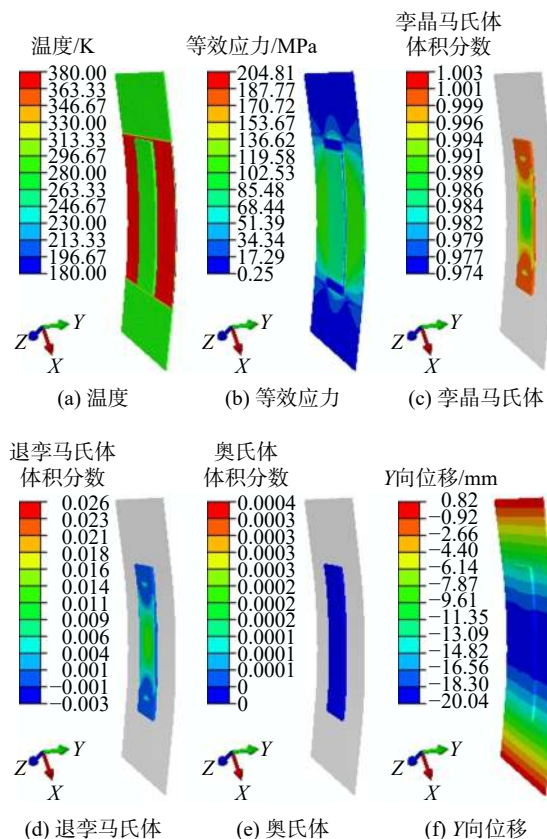


图 14 升温工况下变形蒙皮回复为平直状态

Fig. 14 Morphing skin recovers to flat state under high-temperature condition

为 0。

在图 14 中, SMA 圆弧板中心位置的 Y 向(径向)位移为 20 mm, 与钢板表面之间的径向高度差由 24.97 mm 减小至 4.18 mm。图 15 显示了实验结果中结构样件的实际变形情况, 经激光位移测量仪测量, 不锈钢板的弧高约为 4.05 mm, 模拟的相对误差约为 3.21%。



图 15 实验中变形蒙皮回复为平直状态

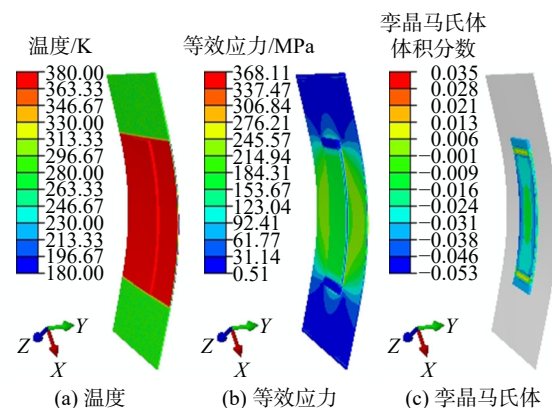
Fig. 15 Morphing skin recovers to flat state in the experiment

3.3 蒙皮回复为弯曲状态

加热 SMA 圆弧板至 380 K, 高于奥氏体相变结束温度 A_f (348 K)。此过程中, SMA 材料中的孪晶马氏体和退孪马氏体向奥氏体转化, SMA 圆弧板的结构刚度增加, 克服钢板的弯曲力矩, 发生回复变形, 模拟结果如图 16 所示。SMA 圆弧板的结构温度均匀, 约 380 K, 结构最大等效应力约 175 MPa。孪晶马氏体体积分数最大约为 0.035, 退孪马氏体体积分数最大约为 0.004, 奥氏体体积分数范围为 0.96~1.05, 这表明马氏体已经转化为奥氏体。

SMA 圆弧板中心位置的径向位移(Y向)约为 16 mm, 与板边缘之间的径向高度差由 24.97 mm 减小至约 8.21 mm。图 17 显示了结构样件的实际变形情况, 经激光位移测量仪测量, 不锈钢板的弧高约为 7.86 mm, 模拟的相对误差约为 4.45%。

综合高/低温状态下主动蒙皮结构变形结果, 通过改变 SMA 弧形板的结构温度, 模拟获得的



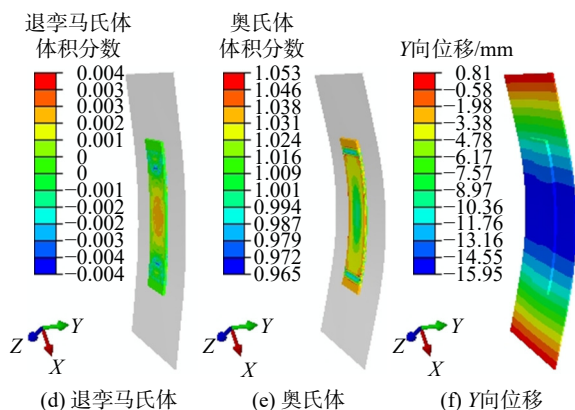


图 16 降温工况下复合变形蒙皮弯曲变形

Fig. 16 Morphing skin recovers to bending state under low-temperature condition



图 17 变形蒙皮回复为弯曲状态

Fig. 17 Morphing skin recovers to bending state in the experiment

钢板弧高变化区间为 4.18~8.21 mm, 幅值约为 4.03 mm。实验测量的变化区间为 4.05~7.86 mm, 幅值约为 3.81 mm, 表明模拟的相对误差为 5.77%。

4 结 论

1) 基于 Boyd-Lagoudas 扩展模型, 充分考虑了 SMA 的 3 种晶体相, 孪晶马氏体、退孪马氏体和奥氏体之间的复杂转化过程, 采用向后欧拉迭代和回归映射应力更新算法, 开发了符合实际物性变化的 SMA 材料子程序接口 UMAT, 能够在结构有限元分析软件 ABAQUS 环境下实现三维数值仿真。

2) 基于等效热弹性应变能, 提出了等效模拟方法, 在验证模型中最大相对误差为 9.5%, 耗时减少了 729%。交替使用 UMAT 和等效方法, 有助于降低 SMA 有限元分析的难度和耗时。

3) 针对单程记忆合金和不锈钢板等构成的主动变形蒙皮, 等效分析方法弧高值为 4.03 mm, 实验值为 3.81 mm, 模拟的相对误差为 5.77%。验证了等效方法的准确性, 为后续整体机翼模型分析提供了支撑。

参考文献:

- [1] WIMPRESS J K. Aerodynamic technology applied to takeoff and landing[J]. *Annals of the New York Academy of Sciences*, 1968, 154(2): 962-981.
- [2] ANDERS S, SELLERS W, WASHBURN A. Active flow control activities at NASA langley: AIAA2004-2623 [R]. Reston, US: AIAA, 2004.
- [3] 王鹏, 陈浩岚, 鲍存余, 等. 变形飞行器建模及控制方法研究综述[J]. *宇航学报*, 2022, 43(7): 853-865.
WANG Peng, CHEN Haolan, BAO Cunyu, et al. Review on modeling and control methods of morphing vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(7): 853-865. (in Chinese)
- [4] STROUD H R, LEAL P B C, HARTL D J. Experimental multi-physical characterization of an SMA driven, camber morphing owl wing section[C]//Nondestructive Characterization and Monitoring of Advanced Materials, Aerospace, Civil Infrastructure, and Transportation XII, Denver, US: Society of Photo-optical Instrumentation Engineer(SPIE), 2018: 176-184.
- [5] 白鹏, 陈钱, 徐国武, 等. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(3): 426-443.
BAI Peng, CHEN Qian, XU Guowu, et al. Development status of key technologies and expectation about smart morphing aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(3): 426-443. (in Chinese)
- [6] 周文雅, 张宗宇, 王小明, 等. 机翼中小尺度主动变形研究进展及关键技术[J]. *机械工程学报*, 2021, 57(2): 121-138.
ZHOU Wenya, ZHANG Zongyu, WANG Xiaoming, et al. Research progress and key techniques of active morphing wing at medium and small scales[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2021, 57(2): 121-138. (in Chinese)
- [7] ARIS M S, MCGLLEN R, OWEN I, et al. An experimental investigation into the deployment of 3-D, finned wing and shape memory alloy vortex generators in a forced air convection heat pipe fin stack [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2011, 31(14/15): 2230-2240.
- [8] 渠磊, 闫泽红, 饶智祥, 等. 形状记忆合金在航空航天领域的应用研究综述[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(10): 2127-2141.
QU Lei, YAN Zehong, RAO Zhixiang, et al. Review on shape memory alloys' application in field of aerospace[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(10): 2127-2141. (in Chinese)
- [9] 王长国, 卫剑征, 刘宇艳, 等. 航天柔性展开结构技术及其应用研究进展[J]. *宇航学报*, 2020, 41(6): 761-769.
WANG Changguo, WEI Jianzheng, LIU Yuyan, et al. Some advances in technologies of aerospace flexible deployable structure and their applications[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(6): 761-769. (in Chinese)
- [10] KIM N G, HAN M W, IAKOVLEVA A, et al. Hybrid composite actuator with shape retention capability for morphing flap of unmanned aerial vehicle (UAV)[J]. *Composite Structures*, 2020, 243: 112227.
- [11] 王杰, 聂云清, 吴军, 等. 一种冷热交变环境下太阳帆应力保持方法[J]. *宇航学报*, 2022, 43(6): 732-742.
WANG Jie, NIE Yunqing, WU Jun, et al. A stress keeping method of solar sails in alternating cold and hot environments[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(6): 732-742. (in Chinese)
- [12] EMILIAVACA A, DE ARAÚJO C J, SOUTO C R, et al. Characterization of shape memory alloy micro-springs for application in morphing wings[J]. *Smart Materials and Structures*, 2019, 28(1): 015010.
- [13] CAMARA LL P, STROUD H R, HARTL D. Design and fabrica-

- tion of a shape memory-based bio-inspired morphing wing[C]// Proceedings of the 8th ECCOMAS Thematic Conference on Smart Structures and Materials (SMART). Madrid, Spain: Springer, 2017, 971-983.
- [14] LEAL P B C, STROUD H R, SHEAHAN E, et al. Skin-based camber morphing utilizing shape memory alloy composite actuators in a wind tunnel environment: AIAA2018-0799[R]. Reston, US: AIAA, 2018.
- [15] ASO A, TANAKA H. Study on a morphing wing structure using open-section member[C]// Proceedings of Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT). Canberra, Australia: Engineers Australia, 2015, 352-360.
- [16] CALDWELL N, GUTMARK E, RUGGERI R. Heat transfer model for blade twist actuator system[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2007, 21(2): 352-360.
- [17] BENAFAN O, MOHOLT M R, BASS M, et al. Recent advancements in rotary shape memory alloy actuators for aeronautics[J]. *Shape Memory and Superelasticity*, 2019, 5(4): 415-428.
- [18] BARBARINO S, PECORA R, LECCE L, et al. A novel SMA-based concept for airfoil structural morphing[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2009, 18(5): 696-705.
- [19] MSOMI V, OLIVER G J. Smart morphing based on shape memory alloy plate[J]. *Journal of Engineering, Design and Technology*, 2016, 14(3): 475-488.
- [20] HOU Hetao, LI Jinpeng, CHEN Cheng, et al. Uncertainty analysis of a shape memory alloy model for dynamic analysis[J]. *Smart Material Structures*, 2021, 30(2): 025017.
- [21] TANAKA K, NAGAKI S. A thermomechanical description of materials with internal variables in the process of phase transitions[J]. *Ingenieur-Archiv*, 1982, 51(5): 287-299.
- [22] LIANG C, ROGERS C A. One-dimensional thermomechanical constitutive relations for shape memory materials[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 1990, 1(2): 207-234.
- [23] BRINSON L C. One-dimensional constitutive behavior of shape memory alloys: thermomechanical derivation with non-constant material functions and redefined martensite internal variable[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 1993, 4(2): 229-242.
- [24] 胡殿印, 彭靖夫, 贾傲, 等. SMA 复合材料低速冲击数值模拟方法[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(1): 17-22.
- HU Dianyin, PENG Jingfu, JIA Ao, et al. Numerical simulation method of low-velocity impact on SMA composite material[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(1): 17-22. (in Chinese)
- [25] WANG Jun, ZHANG Weihong, ZHU Jihong, et al. Finite element simulation of thermomechanical training on functional stability of shape memory alloy wave spring actuator[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2019, 30(8): 1239-1251.
- [26] ROH J H, HAN J H, LEE I. Nonlinear finite element simulation of shape adaptive structures with SMA strip actuator[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2006, 17(11): 1007-1022.
- [27] OEHLER S D, HARTL D J, LOPEZ R, et al. Design optimization and uncertainty analysis of SMA morphing structures[J]. *Smart Materials and Structures*, 2012, 21(9): 094016.
- [28] LI Jiefeng, NIE Xutao, ZHANG Wei, et al. Finite-element simulation of a resonant frequency-tunable vibration isolator based on shape memory alloy wire[J]. *Journal of Vibration Engineering & Technologies*, 2022, 10(6): 2111-2128.
- [29] LAGOUDAS D C. Shape memory alloys: modeling and engineering applications[M]. New York, US: Springer, 2008.

(编辑: 王碧珺)