

# 力学超材料柔性后缘设计技术



熊继源,戴宁,叶世伟,郭培,程基彬

南京航空航天大学,江苏 南京 210016

**摘要:**后缘可变弯度机翼在改善飞行器气动性能方面具有显著优势,采用光滑连续的柔性变形能够获得更好的气动性能。本文提出了一种基于力学超材料的柔性可变后缘结构,以NACA4418翼型为基本翼型分析机翼变形前后气动性能变化,通过对两种不同结构的力学超材料进行单元布局组合,开展了柔性机翼变形驱动的逆向结构分布式设计,基于增材制造技术制造装配了超材料单元机翼实物,试验结果表明,该方法设计的机翼样段结构较轻,变形响应速度快,能够在1s内实现柔性后缘偏转 $22.4^\circ$ ,整体结构易于制造装配,可有效实现机翼后缘的柔性变弯度。

**关键词:**力学超材料;变形机翼;结构设计;柔性后缘

中图分类号:V224

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.12.009

变形机翼是通过改变机翼弦长、面积、后掠角等方式,实现机翼结构的连续变化来优化飞行性能,其中变后缘弯度作为能够有效提高机翼气动性能的方法,在新一代飞行器设计中受到广泛关注<sup>[1]</sup>。目前由传统机械结构构成的可变后缘弯度机翼已取得诸多成果,Pecora等<sup>[2]</sup>通过刚性组件的运动实现襟翼的连续变形,完成了等比大小机翼实物制造及试验。Zhao等<sup>[3]</sup>提出了一种通过双肋板直接接触传递载荷的多铰链结构变弯度机翼,结果证明其飞行效率比传统固定翼飞行效率提高14.1%。仿生也为机翼结构设计带来了新的思路,Woods等<sup>[4]</sup>提出类鱼骨式仿生微结构布局的可变形机翼结构,在此基础上,李扬<sup>[5]</sup>提出了一种基于几何非线性的链式梁约束模型的鱼骨结构大变形理论模型,采用气动肌肉驱动鱼骨形柔性肋完成机翼后缘的柔性变形。

在以智能材料为主要结构的柔性后缘研究中,以形状记忆合金(SMA)的应用最为广泛,Gu等<sup>[6]</sup>将形状记忆合金嵌入基础结构中作为驱动器实现机翼形状的精准控制。Anna等<sup>[7]</sup>基于SMA设计的柔性后缘,其偏转角最大可达到 $102^\circ$ 。欧盟采用形状记忆合金和压电驱动器相结合的方法于2020年在A320机翼上进行全尺寸翼段试验<sup>[8]</sup>。

力学超材料技术作为近年来智能材料领域的研究热

点,因其具备不同于天然材料的超常物理性质而受到了人们的广泛关注<sup>[9]</sup>,通过人工设计的力学超材料结构能够在载荷的作用下呈现正泊松比、负泊松比、零泊松比与扭转等不同的力学性能<sup>[10-13]</sup>。2008年,Spadoni等<sup>[14]</sup>选用手性力学超材料结构设计填充机翼内部,使机翼具有独特的变形特性。2016年,麻省理工学院(MIT)与美国国家航空航天局(NASA)合作提出基于两种不同特性超材料的模块化扭转机翼,在实现机翼连续扭转变形的前提下极大提高了其制造、维护效率<sup>[15]</sup>。2019年,MIT与NASA进一步合作,仅使用一种超材料结构作为构建单元,组装完成了翼展为4.27m的机翼并进行了风洞试验<sup>[16]</sup>。刘凯等<sup>[17]</sup>总结了国内外手性力学超材料在可变形机翼设计上的研究进展,为我国可变形飞机机翼的设计提供了参考。Boston等<sup>[18]</sup>将设计的力学超材料结构填充进NACA0012翼型中,当6节超材料结构完全展开时,机翼翼展增加了0.08m,升力提高了21%。

本文研究基于力学超材料的柔性可变后缘弯度机翼的基本原理,设计并制备出具有不同力学特性的二维微结构单元,而后采用组装方法将其装配具有典型力学性能的三维超材料微结构胞元,在仿真结果的基础上完成机翼结构的整体设计,并通过增材制造技术完成机翼实物的制造、装

收稿日期: 2022-10-15; 退修日期: 2022-11-08; 录用日期: 2022-11-15

基金项目: 国家自然科学基金(52275255); 航空科学基金(2020Z049052002)

引用格式: Xiong Jiuyan, Dai Ning, Ye Shiwei, et al. Design techniques for flexible trailing edges of mechanical metamaterials[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 81-87. 熊继源, 戴宁, 叶世伟, 等. 力学超材料柔性后缘设计技术[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 81-87.

配及性能测试。

## 1 柔性后缘设计方案

### 1.1 技术路线

设计力学超材料单元时要考虑柔性后缘结构的变形、承载、驱动控制等要求,保证结构在稳定的同时产生较大的弯曲变形。针对这些需求,本文对基础翼型进行分析并建立有限元模型,针对目标襟翼柔性变形的要求,选用具有高弹性的零泊松比力学超材料为主体设计后缘变形结构,选用刚性较好的正泊松比结构作为增强结构以保证机翼后缘的承载能力。采用离散装配技术制备结构可替换的三维力学材料胞元,根据机翼弦长及变形目标填充力学超材料胞元,完成机翼结构的整体设计,并通过仿真和实物试验对其驱动控制和变形能力进行研究。柔性后缘设计优化流程如图1所示。

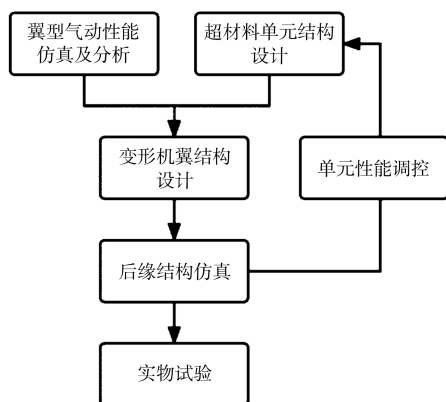


图1 柔性后缘设计优化流程

Fig.1 Optimization flow of flexible trailing edge design

### 1.2 柔性后缘气动模型优化

本文选用NACA4418作为可变后缘机翼的基础翼型,NACA4418襟翼变化如图2所示,定义转轴点到后缘的连线与初始翼型弦线间的夹角为后缘偏转角 $\theta$ ,向下偏转时为正。在马赫数、雷诺数相同的情况下对后缘偏转角 $\theta$ 及其气动性能进行数值研究,图3为后缘偏转角 $\theta=7^\circ$ 时的升阻比 $C_L/C_D$ 随迎角 $\alpha$ 的变化曲线,可以看出机翼的升阻比均随着迎角的增加先升高后降低,其中变后缘机翼的升阻比在迎角为 $3^\circ$ 时达到59.79,在迎角为 $-8^\circ\sim 7^\circ$ 时,变后缘机翼升阻比明显优于初始翼型。图4为后缘偏转角 $\theta=15^\circ$ 时的压力系数变化,从整体上来看,变后缘机翼上下表面压力系数所围成的面积大于初始翼型压力系数所围成的面积,表现为变后缘机翼的升力系数大于初始翼型,证明变形后翼型相比未变形翼型具有更好的气动性能。

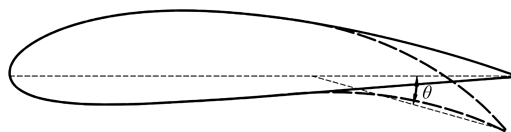


图2 NACA4418翼型后缘变化示意图

Fig.2 NACA4418 airfoil trailing edge variation diagram

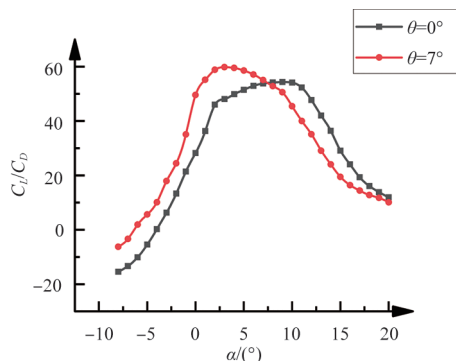


图3 基本翼型与变后缘翼型升阻比曲线

Fig.3 Lift-drag ratio curves of basic airfoil and variable trailing edge airfoil

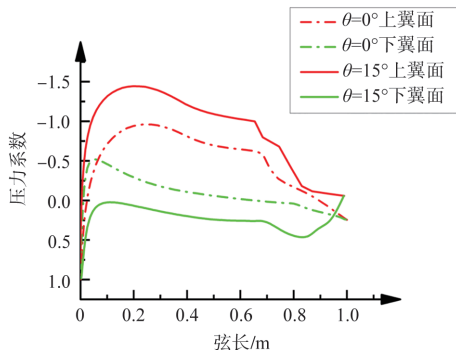


图4 基本翼型与变后缘翼型压力系数分布

Fig.4 Pressure coefficient distribution of basic airfoil and variable trailing edge airfoil

### 1.3 柔性后缘变形原理

本文设计的机翼结构由两部分组成:一是可变形结构,其主要包括柔性后缘结构和可变性蒙皮;二是不可变形结构,主要包括主体刚性填充结构及翼肋等主要支撑结构。主体刚性填充结构由多个三维正泊松比胞元连接构成,并依照机翼弦长与胞元最小尺寸进行最密排布,如图5所示红色胞元部分。考虑到变后缘的需求,选取零泊松比结构组成复合胞元进行后缘结构设计,如图5所示绿色胞元部分。

主要驱动方式采用单索传动机构,如图6所示,将绳索的一端与后缘混合胞元固定,另一端通过定滑轮与驱动器相连,当驱动器带动绳索产生收缩位移时,混合胞元在载荷作

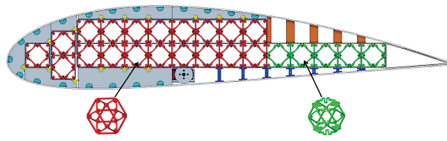


图5 变后缘机翼结构示意图

Fig.5 Schematic diagram of variant trailing edge wing structure

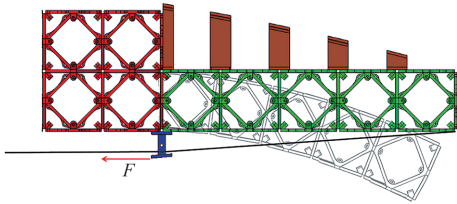


图6 柔性后缘变形原理

Fig.6 Deformation principle of flexible trailing edge

用力 $F$ 下发生弯曲变形,通过连接结构使蒙皮发生形变,完成机翼后缘的弯曲。当驱动位移为0时,由于零泊松比单元自身结构及蒙皮弹力的作用,机翼后缘重新恢复初始形状。

## 2 柔性后缘结构设计

### 2.1 力学超材料单元结构设计

由于力学超材料的力学特性与变形方式主要取决于胞元结构,因此本文以两种二维超材料单元结构为基础,通过离散装配构建三维力学超材料胞元,调配二维结构参数及单元数量实现三维结构功能性设计。

本文选用空间利用率高的正方几何结构为基础进行二维正泊松比单元结构设计,二维正泊松比结构及其几何参数如图7(a)所示,二维零泊松比单元是在前述正泊松比单元基础上,将刚性杆件结构替换为柔性杆件,其特征为折叠弯曲的柔性杆状结构,如图7(b)所示。

在评估单元结构效率时,可以通过二维结构的相对密度 $\rho$ 更好地体现结构差异,如式(1)所示,其二维结构的相对密度可以通过结构物理面积 $A^*$ (单元物理材料占据面积)与实际二维单元占据总面积 $A_s$ (单元包围盒面积)之比进行表征

$$\rho = \frac{A^*}{A_s} \quad (1)$$

考虑到机翼尺寸、实际制造工艺及单元连接,为制造适合人工快速装配的最小单元结构,本文选用表1中的单元参数做进一步研究。

为验证二维结构力学性能,本文采用ABAQUS软件对其进行仿真数值分析。单元结构材料采用PA12,其弹性模量为1200MPa,密度为1.26g/cm<sup>3</sup>。通过对单元的一个连接处施加固定约束,对角连接处施加位移边界条件,考虑到单

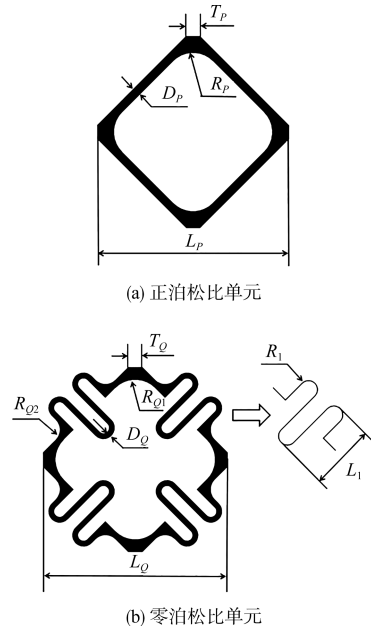


图7 二维单元结构示意图

Fig.7 Schematic diagram of two-dimensional element structure

表1 二维单元几何参数

Table 1 Two-dimensional element geometric parameters

| 单元参数                         | 正泊松比单元 | 零泊松比单元 |
|------------------------------|--------|--------|
| 单元长度 $L_p(L_q)/\text{mm}$    | 41     | 41     |
| 单元杆宽 $D_p(D_q)/\text{mm}$    | 2      | 2      |
| 连接宽度 $T_p(T_q)/\text{mm}$    | 4      | 4      |
| 内部倒角 $R_p(R_{q1})/\text{mm}$ | 5      | 5      |
| 连接倒角 $R_{q2}/\text{mm}$      | —      | 5      |
| 曲杆半径 $R_l/\text{mm}$         | —      | 2      |
| 曲杆内凹长度 $L_l/\text{mm}$       | —      | 14     |
| 单元厚度 $t_s/\text{mm}$         | 2      | 2      |
| 相对密度 $\frac{A^*}{A_s}$       | 0.2449 | 0.4645 |

元整体对称,简化为对一个方向进行测试验证便可得到对应垂直方向上的力学性能。为了更好地评估结构效率,以结构整体的应力应变为基础,并引入单元相对密度,得出单元结构模量计算表达式如下。

$$E^* = \frac{\Delta F}{t_s \Delta X} \times \frac{A_s}{A^*} \quad (2)$$

式中, $\frac{\Delta F}{\Delta X}$ 为力位移曲线斜率; $t_s$ 为单元厚度; $\frac{A_s}{A^*}$ 为结构相对密度。

图8所示为改变杆径条件下的单元结构弹性模量的变化结果,可以看出,随着杆径的增加,单元结构弹性模量也在随之增加,在相同杆径下,即使正泊松比结构的相对密度要远小于零泊松比结构,其单元结构弹性模量也能明显大于零泊松比结构,当杆径为2.5mm时,正泊松比单元的结构弹性模

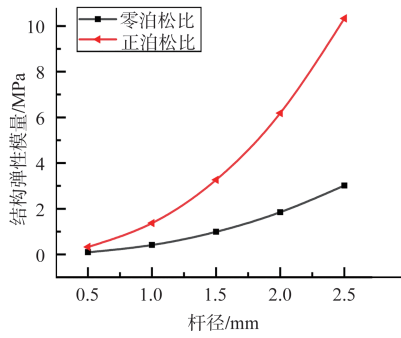
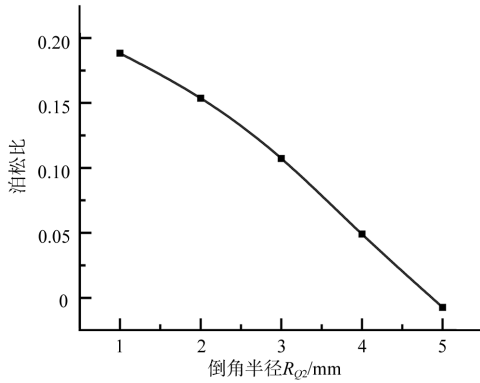
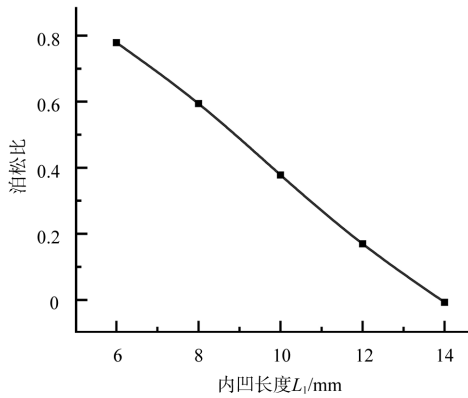


图8 杆径对结构杨氏模量的影响

Fig.8 Influence of rod diameter on elasticity modulus of structure

量约为零泊松比单元的3.4倍,体现其良好的承载性能。

对于零泊松比结构来说,决定其泊松比性能的两个主要因素为曲杆内凹长度 $L_1$ 与连接倒角 $R_{Q2}$ ,图9与图10为对应结构参数变化对结构泊松比的影响,从结果可以看出,随着连接倒角 $R_{Q2}$ 与曲杆内凹长度 $L_1$ 的增大,单元泊松比逐渐降低。

图9 连接倒角 $R_{Q2}$ 对泊松比的影响Fig.9 Influence of connection chamfer  $R_{Q2}$  on Poisson's ratio图10 内凹长度 $L_1$ 对泊松比的影响Fig.10 Influence of concave length  $L_1$  on Poisson's ratio

## 2.2 柔性后缘简化建模

在确定二维结构的各项参数之后,就可通过离散装配

完成三维胞元的设计,图11为三维胞元的拼接方法,在每个二维单元的连接处存在与二维单元平面成 $45^\circ$ 夹角连接孔,将二维单元按连接孔两两贴合后,通过螺栓可以固定每个二维单元间的位置。柔性后缘结构主要由混合胞元构成,单个混合胞元由2片零泊松比单元及4片正泊松比单元组装构成,图12为混合胞元受到平面正向载荷的变形示意图,其中正泊松比单元能够提供足够的刚性,而零泊松比单元能够保证在变形的同时,垂直于载荷方向不发生形变,保证柔性后缘结构不发生额外的形变。

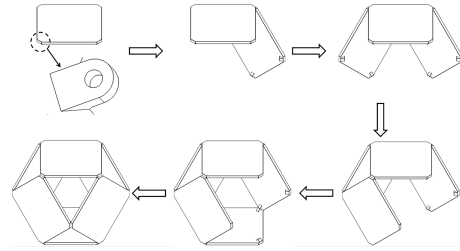


图11 三维胞元装配方法

Fig.11 Three dimensional cell assembly method

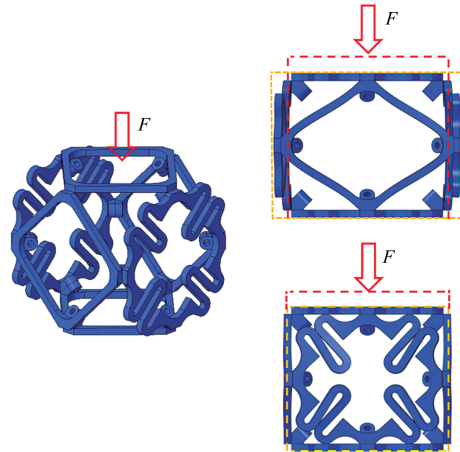


图12 混合胞元变形示意图

Fig.12 Deformation diagram of mixed cell

忽略正泊松比单元的细微形变及部分连接零件的尺寸,仅考虑胞元中点位置的位移变化,可将后缘结构运动过程简化为如图13所示的结构模型,其中 $H$ 为始端胞元中点与导向定滑轮间的距离, $h$ 为末端胞元中点与驱动绳末端连接处的距离。此时在 $xoy$ 坐标系内柔性后缘末端的坐标为 $(x_L, y_L)$ ,末端的转角为 $\beta_L$ ,由几何关系可知驱动绳末端连接处的坐标 $(x, y)$ 为

$$x = x_L - h \sin \beta_L \quad (3)$$

$$y = y_L + h \cos \beta_L \quad (4)$$

对于任意一点  $S$  的坐标为  $(x(s), y(s))$ ,  $S$  点的转角为  $\beta(s)$ , 根据图 13 可以给出点  $S$  处的弯矩表达式为

$$M(s) = F \cos(\delta)[y - y_s] - F \sin(\delta)[x - x_s]$$

此时柔性后缘结构满足如下梁曲率和弯矩的边界条件, 其中  $EI$  为沿着后缘弦向的抗弯刚度。

$$\frac{d\beta(s)}{ds} = \frac{M(s)}{EI} \quad (5)$$

$$x(0) = 0, y(0) = 0, \beta(0) = 0$$

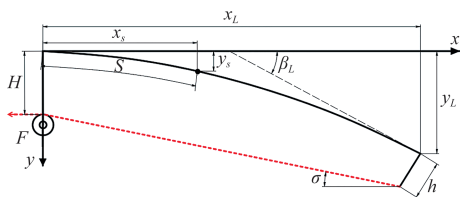


图 13 柔性后缘简化模型

Fig.13 Simplified model of flexible trailing edge

### 2.3 柔性后缘结构仿真

为验证柔性后缘结构的可靠性, 本文对由 5 个复合胞元构成的柔性后缘进行仿真, 结构材料选用 PA12, 对柔性后缘根部施加固定约束, 为模拟单索传动机构的运动方式, 将整个运动过程分解为多个载荷步骤, 并对每个载荷步骤施加改变方向与大小的力载荷条件。仿真结果显示, 柔性后缘结构偏转  $17^\circ$  时整体结构的最大应力为  $27.27\text{MPa}$ , 出现在襟翼根部胞元的内凹结构上, 没有超过材料的许用应力, 满足强度要求。从仿真结果的侧视图来看, 零泊松比单元在保证后缘弯曲过程中结构并未产生横向变形, 符合设计预期与目标, 由于实际后缘模型还存在其他结构, 因此实际的后缘偏转角  $\theta$  约为  $22^\circ$ , 如图 14 所示。

## 3 变后缘机翼实物试验

为了验证变后缘机翼的变形能力, 根据设计方案制作了实物机翼样段, 机翼弦长约为  $0.8\text{m}$ , 其中力学超材料单元采用 PA12 高性能尼龙增材制造完成, 蒙皮支撑部件采用光固化树脂制备, 蒙皮选用硅胶制备, 机翼样件中的主体零件是采用 M1.6 的螺栓穿过二维单元上连接孔进行固定的, 蒙皮采用胶结方式粘连在后缘连接部件之上, 如图 15(a) 所示。为保证后缘弯曲时下翼面不产生褶皱, 在安装时施加部分预紧力, 组装完成后的机翼样段重量为  $433.3\text{g}$ 。机翼前缘通过螺栓固定在试验平台上, 机翼后缘变形采用舵机进行驱动, 舵机型号为 DS3218, 将约为  $0.4\text{m}$  长的凯芙拉绳分别连接舵机上的舵盘与柔性后缘结构, 在开发板的控制下舵盘旋转将绳收紧, 带动柔性后缘产生变形。本文采用动态捕捉系统实现

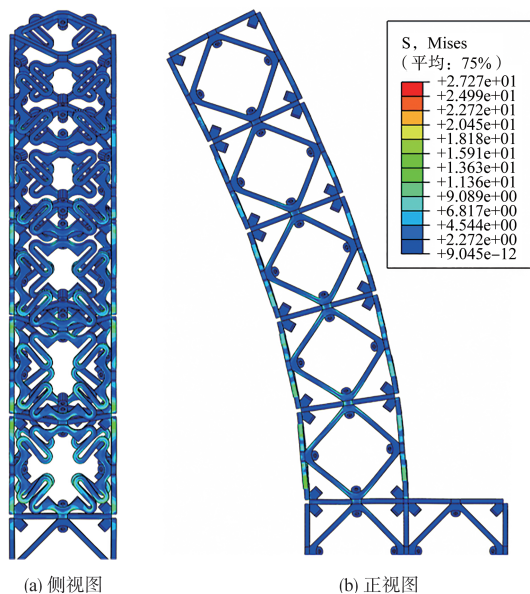


图 14 柔性后缘仿真验证

Fig.14 Simulation verification of flexible trailing edge

后缘位置捕捉, 为测量变弯度机翼的变形范围, 控制数字舵机多次旋转并记录后缘变形结果, 后缘偏转角  $\theta = 22.4^\circ$  时的变形结果如图 15(b) 所示, 通过调控舵机可实现在  $1\text{s}$  内柔性后缘结构到达该位置, 舵机复位时, 柔性后缘能够依靠自身结构在  $1.5\text{s}$  内恢复到初始位置。图 16 为绳索传动机构的绳索收缩位移  $\Delta s$  与后缘偏转角  $\theta$  之间的关系曲线, 通过计算本次试验中绳索的传动比约为  $1.36(^\circ)/\text{mm}$ , 随着绳索收缩, 后缘偏转角逐渐增大, 绳索收缩  $16.5\text{mm}$  时偏转角约为  $22.4^\circ$ 。

(1) 由试验结果可以看出, 本文设计的机翼结构能够有效实现机翼后缘的柔性变弯度, 偏转角  $\theta$  可达  $22.4^\circ$ , 与前述仿真结果基本一致。柔性后缘结构响应速度快, 能够在  $1\text{s}$  内完成变形, 快于以形状记忆合金设计的变后缘机翼, 同时机翼样段整体重量(质量)轻于传统机械结构变后缘机翼。

(2) 柔性后缘结构变形后的复位主要依靠蒙皮的预紧力与零泊松比单元弹性形变下的恢复能力, 由于单元结构采用 PA12 高性能尼龙, 其具有良好的柔韧性和耐磨蚀性, 能够满足这一要求, 同时通过设计特定的单元结构, 未来可实现可变厚度机翼等。

(3) 从变形过程来看, 偏转角和绳索位移之间体现出较好的线性关系, 可以通过绳索收缩位移来有效控制柔性后缘结构变形。

目前, 柔性后缘结构仍存在一些不足, 由于在制造过程中存在热应力等问题, 实际的二维单元会存在部分翘曲变形, 因此胞元连接时会产生应力, 将导致后缘结构向垂直于

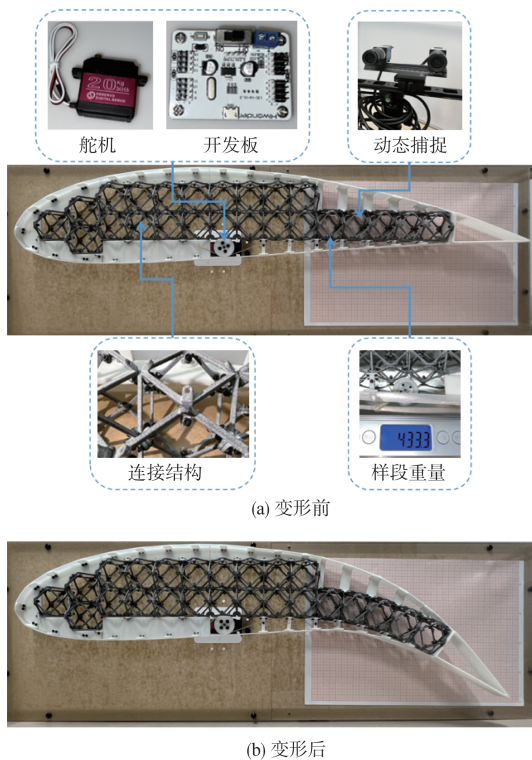


图 15 变后缘机翼实物试验

Fig.15 Physical experiment of variable trailing edge wing

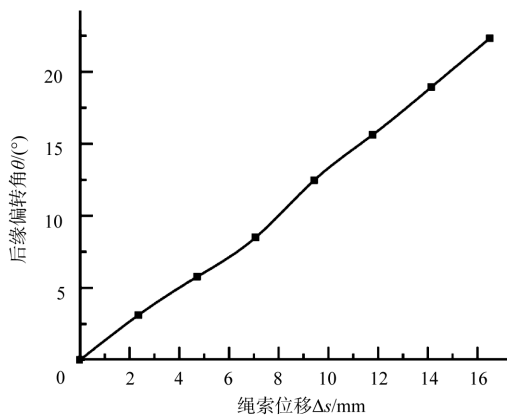


图 16 后缘偏转角与绳索位移的关系曲线

Fig.16 Relationship curve between trailing edge deflection angle and rope displacement

试验平台方向发生弯曲,通过改进制造工艺、合理设计驱动位置及蒙皮预紧力可解决这一问题。

## 4 结论

本文提出了一种基于力学超材料的柔性后缘设计方法,通过仿真研究了部分结构参数对超材料单元性能的影响,并组合了两种力学超材料单元实现三维超材料胞元的

设计,在机翼气动外形优化结果的基础上完成机翼驱动、结构的整体分布设计,并通过仿真验证后缘结构变形的可靠性,通过增材制造技术完成机翼实物的制造、装配及试验,得出以下结论:(1)本文方法设计的机翼样段结构重量较轻,主体部分可由模块化的胞元快速装配,可通过连接结构进行替换、扩展,便于维修。(2)柔性后缘变形响应速度快,最大偏转角可达  $22.4^\circ$ 。(3)偏转角和绳索位移之间体现出较好的线性关系,便于控制。

受限于文章篇幅等,本文并未对柔性后缘结构承载能力作进一步测试及阐述,未来的研究中将验证其结构稳定性并扩展机翼功能。

AST

## 参考文献

- [1] 李小飞,张梦杰,王文娟,等.变弯度机翼技术发展研究[J].航空科学技术,2020,31(2):12-24.  
Li Xiaofei, Zhang Mengjie, Wang Wenjuan, et al. Research on the development of wing technology with variable Bend [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(2): 12-24. (in Chinese)
- [2] Pecora R. Morphing wing flaps for large civil aircraft: Evolution of a smart technology across the clean sky program[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(7): 13-28.
- [3] Zhao A, Zou H, Jin H, et al. Structural design and verification of an innovative whole adaptive variable camber wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 89: 11-18.
- [4] Murugan S, Woods B, Friswell M I. Hierarchical modeling and optimization of camber morphing airfoil[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 31-38.
- [5] 李扬,陈小雨,张凯航,等.考虑几何非线性的变弯度机翼鱼骨结构分析研究[J].现代机械,2021(4):7-13.  
Li Yang, Chen Xiaoyu, Zhang Kaihang, et al. Analysis of fish-bone structure of variable camber wing based on geometric nonlinearity[J]. Modern Machinery, 2021(4): 7-13. (in Chinese)
- [6] Gu X, Yang K, Wu M, et al. Integrated optimization design of smart morphing wing for accurate shape control[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(1): 135-147.
- [7] Nam-Geuk K, Min-Woo H, Anna I, et al. Hybrid composite actuator with shape retention capability for morphing flap of unmanned aerial vehicle (UAV) - science direct[J]. Composite Structures, 2020, 243: 112227.
- [8] Jodin G, Bmegaptche Y, Saucray J M, et al. Optimized design

- of real-scale A320 morphing high-lift flap with shape memory alloys and innovative skin[J]. *Smart Materials and Structures*, 2018, 27(11): 115005.
- [9] Yu X, Zhou J, Liang H, et al. Mechanical metamaterials associated with stiffness, rigidity and compressibility: A brief review [J]. *Progress in Materials Science*, 2018, 94: 114-173.
- [10] Md A, Td A, Jmw B, et al. Double-wall ceramic nanolattices: Increased stiffness and recoverability by design[J]. *Materials & Design*, 2021, 208: 109928.
- [11] Jiao P. Hierarchical metastructures with programmable stiffness and zero Poisson's ratio[J]. *APL Materials*, 2020, 8(5): 51109.
- [12] 于靖军, 谢岩, 裴旭. 负泊松比超材料研究进展[J]. *机械工程学报*, 2018, 54(13):1-14.  
Yu Jingjun, Xie Yan, Pei Xu. Research progress of metamaterials with negative poisson's ratio[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2018, 54(13): 1-14.(in Chinese)
- [13] Fu M, Liu F, Hu L. A novel category of 3D chiral material with negative poisson's ratio[J]. *Composites Science and Technology*, 2018, 160: 111-118.
- [14] Spadoni A. Application of chiral cellular materials for the design of innovative components[M]. Georgia Institute of Technology, 2008: 118-128.
- [15] Jenett B, Calisch S, Cellucci D, et al. Digital morphing wing: Active wing shaping concept using composite lattice-based cellular structures[J]. *Soft Robotics*, 2017, 4(1): 33-48.
- [16] Cramer D, Nicholas B, Daniel W, et al. Elastic shape morphing of ultralight structures by programmable assembly[J]. *Smart Materials & Structures*, 2019, 28(5): 55006.
- [17] 刘凯, 曹晓飞, 李营, 等. 基于手性超结构设计的可变形机翼研究进展[J]. *航空科学技术*, 2022, 33(1):20-36.  
Liu Kai, Cao Xiaofei, Li Ying, et al. Research progress of deformable wings based on chiral superstructure design [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2022, 33(1):20-36. (in Chinese)
- [18] Boston D M, Phillips F R. Spanwise wing morphing using multistable cellular metastructures[J]. *Extreme Mechanics Letters*, 2022, 53: 101706.

## Design Techniques for Flexible Trailing Edges of Mechanical Metamaterials

Xiong Jiyuan, Dai Ning, Ye Shiwei, Guo Pei, Cheng Jibin

*Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*

**Abstract:** The trailing edge variable camber wing has significant advantages in improving the aerodynamic performance of aircraft. Using smooth and continuous flexible deformation can obtain better aerodynamic performance. In this paper, a flexible variable trailing edge structure based on mechanical metamaterial is proposed. NACA4418 airfoil is taken as the basic airfoil to analyze the changes of aerodynamic performance before and after wing deformation. Through the layout and combination of mechanical metamaterial elements with two different structures, the distributed design of the reverse structure driven by the deformation of the flexible wing is carried out. The real object of the metamaterial element wing is manufactured and assembled based on the additive manufacturing technology. The experimental results show that the wing sample structure designed by this method is light, the deformation response speed is fast, and the flexible trailing edge deflection of  $22.4^\circ$  can be achieved within 1s. The overall structure is easy to manufacture and assemble, and the flexible camber of the trailing edge of the wing can be effectively achieved.

**Key Words:** mechanical metamaterial; morphing wings; structural design; flexible trailing edges

**Received:** 2022-10-15; **Revised:** 2022-11-08; **Accepted:** 2022-11-15

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China(52275255);Aeronautical Science Foundation of China(2020Z049052002)