

# 中国激光

## 基于胞元堆叠的拉伸-扭转耦合变形结构设计与增材制造验证

朱学仁<sup>1</sup>, 黄可<sup>2</sup>, 陈玮<sup>1\*</sup>, 张家应<sup>2\*\*</sup>

<sup>1</sup>中国航空制造技术研究院, 高能束流加工技术重点实验室, 北京 100024;

<sup>2</sup>北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100190

**摘要** 提出了一种拉伸-扭转耦合变形的新型力学超结构, 该结构可在轴向拉伸的同时显著提升其截面扭转能力。针对这种简单构型的力学超材料胞元结构进行了建模, 并通过胞元堆叠的方式设计了具有拉伸-扭转耦合变形能力的宏观梁结构。通过有限元分析方法研究了胞元的拉伸刚度和拉伸-剪切变形耦合特性, 验证了宏观梁结构的变形性能并分析了相关参数, 采用激光选区烧结(SLS)技术制备样品进行了实验验证。结果显示: 四胞元悬臂梁的扭转角明显大于双胞元悬臂梁, 在 46.69 N 拉力作用下, 它们分别产生了 0.667° 和 0.479° 的扭转角, 与有限元分析结果具有较好的一致性。此外, 相比于双胞元悬臂梁, 四胞元组合堆叠悬臂梁在质量上仅增加了 2.77%, 但耦合系数却增大了 42.97%, 这表明四胞元堆叠悬臂梁具有更优的拉伸-扭转耦合特性。宏观梁结构中的扭转变形近似成线性累积, 可通过增加胞元组合的堆叠次数增大其扭转角。

**关键词** 超材料; 结构设计; 胞元堆叠; 增材制造

中图分类号 V224

文献标志码 A

DOI: 10.3788/CJL240471

### 1 引言

变体飞行器可以根据所处的飞行环境、飞行状态以及飞行任务的变化实时改变自身的外形特征, 达到增加升力、降低阻力、改善气动效率、增大航程、提高机动性等目的, 是未来飞行器发展的重要方向<sup>[1-3]</sup>。1973年, 波音公司通过跨音速风洞证明了机翼的连续、无缝变形能够显著提升飞机的气动效率, 但由于其结构过于复杂而无法实现工程应用<sup>[4]</sup>。20世纪80年代, 波音公司、美国航空航天局、美国军方合作开展了先进战斗机技术集成项目(AFTI), 旨在有效降低飞行器的飞行阻力。国内在变体飞行器方面也开展了变弯度机翼前缘和后缘、可变展长机翼、可变厚度机翼、可折叠翼尖等研究, 积累了较丰富的理论成果<sup>[8-9]</sup>。具备拉伸-扭转耦合特性的超结构在变体飞行器领域有着巨大的需求, 例如, 几何扭转机翼能够改变沿展向各剖面的有效迎角, 调整翼面展向分布的气动载荷, 从而改善机翼的气动效率<sup>[1-3]</sup>。此外, 引入拉伸-扭转耦合的结构变形特性, 能够使翼面整体三维变形仅由单点或多点拉力控制, 从而达到简化驱动机构、增强控制效果和提高柔顺轻质结构的动力学特性等目的。

随着新型结构设计方法、形状记忆材料、增材制造

技术的突破, 传统变体结构的重量、效率、可靠性问题得到了极大改善, 涌现出了大量针对不同应用的变体结构, 推动着变体飞机逐步迈向工程化。近年来, 具有优异特殊性能的力学超材料结构引起了国内外的关注<sup>[10-12]</sup>, 同时也为变体飞行器的设计带来了新的可能<sup>[13-16]</sup>。如: Frenzel 等<sup>[17]</sup>设计了一种具备压扭耦合效应的手性超材料结构, 该结构通过将受压时胞元壁产生的切向应变进行组合实现其在压力作用下的扭转; 胡玲玲等<sup>[18]</sup>研究了手性压扭耦合超材料中韧带的影响, 并对其进行了优化设计。然而, 对于变体飞行器实现多维度变形所需的具有拉伸-扭转耦合效应的力学超材料来说, 目前研究的种类较为单一。Zhong 等<sup>[19]</sup>设计了一种具有拉伸-扭转耦合特性的超材料, 其由两层相同的四韧带手性蜂窝组成的单元组装而成。超材料具有复杂精密的几何构型, 这使得其可制造性受到了极大限制, 难以通过传统的加工方法进行制备。增材制造技术为力学超材料的精确制造提供了新的途径, 并已成为超材料制造的主流趋势<sup>[20-23]</sup>。Yan 等<sup>[21]</sup>采用激光粉末床熔融(L-PBF)技术制备了多种微点阵结构, 并证明了其可制造性和优异的力学性能。

为了拓展具有拉伸-扭转耦合效应的超材料的研

收稿日期: 2024-01-08; 修回日期: 2024-02-23; 录用日期: 2024-03-04; 网络首发日期: 2024-03-25

基金项目: 国家自然科学基金(92271104, 12102017)、北京市自然科学基金(1232014)

通信作者: \*chenw084@avic.com; \*\*jiaying.zhang@buaa.edu.cn

究,本文针对变体飞行器多维度变形的需求,分析了新型的胞元结构并对其进行了弹性性能和变形性能分析;通过胞元堆叠的方式,使周期性宏观结构在轴向拉力的作用下产生了扭转变形;采用激光选区烧结(SLS)方法制备了样件,验证了其拉伸-扭转耦合性能以及设计方法的可行性,为未来几何扭转机翼等变形机翼的设计提供理论参考。

## 2 胞元及定制化拉伸-扭转耦合变形结构设计

### 2.1 胞元结构设计与建模

目前通常采用手性结构设计具有拉伸-扭转耦合效应或拉伸-剪切耦合效应的胞元,手性结构多为传统的节点-韧带结构。Gu 等<sup>[24]</sup>设计了一种新型的超材料胞元结构,如图 1 所示,胞元为晶格结构,具有高比刚度和可调的拉伸-剪切变形耦合特性,可以通过胞元堆叠产生所需的拉伸-扭转变形耦合效应。该胞元结构

简单,采用等截面直梁结构且不包含复杂的曲线或曲面。与多数其他通过拓扑优化所得的不规则胞元不同,该胞元在目前增材制造过程中存在的加工误差可以实现较为精确的测量与控制。胞元是否具备足够的加工精度很大程度上决定了柔性结构实现力学特性定制化设计的优劣。此外,简单的胞元构型也可以避免结构复杂的屈曲特性,进而避免了其力学特性难以预测、稳定性降低的问题。

该超材料胞元由 26 根圆截面直梁组成,为了改变胞元的对称性进而实现胞元的拉伸-剪切耦合变形效应,在六面体外框中“镶嵌”了一个米字形梁架,米字形梁架的中心结点与晶格的体心位置重合。由于米字形梁架对结点的加强作用,胞元上表面的结点受拉后产生的位移不再相等,因此胞元表现出各向异性的弹性性能以及拉伸-剪切变形耦合特性<sup>[24]</sup>,其耦合效应以胞元的剪切应变与轴向应变的比值  $\epsilon_{zx}/\epsilon_{zz}$  作为指标进行表征。

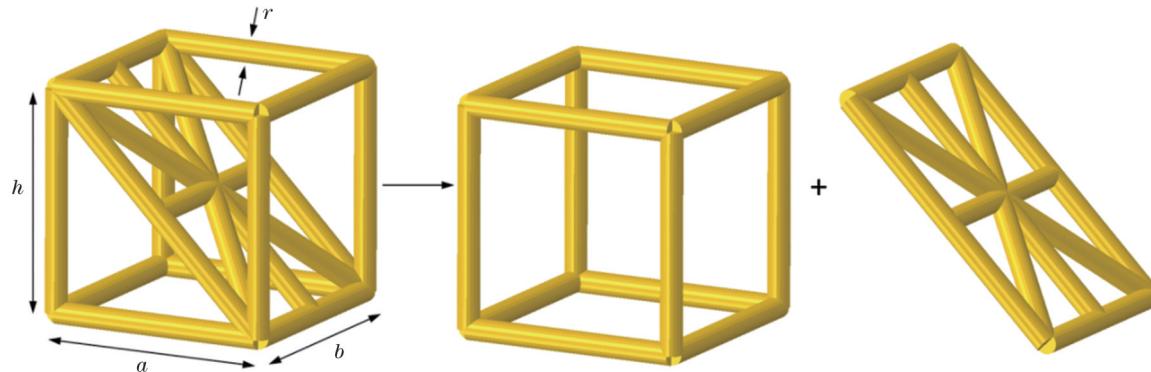


图 1 超材料胞元建模  
Fig. 1 Modeling of a unit-cell of metamaterial

晶格超材料可以根据其支柱在受载下的变形行为分为两类:一类为拉伸主导型超材料,其支柱只发生拉伸变形;另一类为弯曲主导型超材料,其支柱在拉伸的同时发生弯曲。为了明确超材料胞元的变形行为,根据 Maxwell 准则进行判定<sup>[25]</sup>。Maxwell 准则的表达式为

$$M = s - 3n + 6, \quad (1)$$

式中: $M$  表示 Maxwell 数; $s$  表示胞元中支柱的个数; $n$  表示胞元中结点的个数。当  $M$  大于 0 时,超材料胞元为拉伸主导型,反之为弯曲主导型。由式(1)可以看出胞元的类型只由胞元内结点和支柱的数量决定。对于所设计的超材料胞元, $s=26$ , $n=13$ ,经计算可得其 Maxwell 数  $M=-7$ 。因此,胞元类型为弯曲主导型。胞元内的支柱均为梁件,受载时会同时产生拉伸和弯曲变形。

### 2.2 胞元力学性能分析

该胞元结构受轴向正拉力时会产生拉伸-剪切耦合变形,如图 2(a)所示。为了分析其具有拉伸-剪切耦

合变形特性的原因,将胞元简化为平面刚架进行分析,如图 2(b)所示。该刚架内存在一根斜梁,其 1、2 结点固支,3、4 结点受到竖直拉力的作用。在对称载荷的作用下,若无斜梁存在,刚架具有对称性,各梁不受弯矩作用,但由于斜梁的引入打破了原结构的对称性,两根竖梁受到弯矩作用,刚架内出现不对称位移,进而导致了拉伸-剪切耦合。

通过有限元分析可以得到超材料胞元的拉伸-剪切耦合变形特性,同时可以研究其影响因素。为了分析胞元的结构几何参数对其变形耦合特性的影响,构建一系列具有不同长、宽、高的超材料胞元有限元模型,胞元的宽  $b=8$  mm,长度分别为  $a=8$  mm、 $a=16$  mm、 $a=24$  mm,高度分别为  $h=8$  mm、 $h=16$  mm、 $h=24$  mm、 $h=32$  mm、 $h=40$  mm,可得到初步的胞元数据库,即 15 种具有不同长宽比( $a/b$ )和高宽比( $h/b$ )的胞元。在分析时,胞元的底面结点被完全固定,顶面结点受到拉应力作用,胞元内梁架的单元类型为 B31,同时将每根梁划分为 10 个单元以确保网格

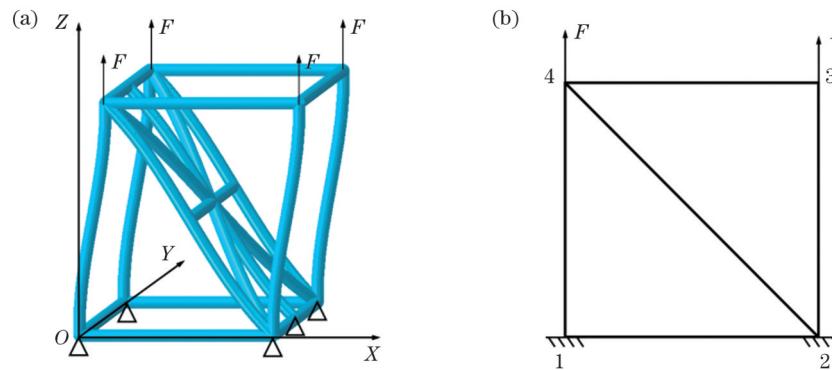


图 2 胞元的拉伸-剪切耦合变形。(a)胞元变形模式示意图;(b)简化后的平面刚架图

Fig. 2 Tension-shear-coupled deformation of the unit-cell. (a) Deformation model of the unit-cell; (b) planar rigid frame after simplification of the unit-cell

的独立性。

图 3 为胞元拉伸-剪切变形耦合性能分析图。可以看出,胞元的长宽比( $a/b$ )和高宽比( $h/b$ )对胞元的变形耦合性能具有显著影响:随着胞元高宽比增大,胞元的拉伸-剪切变形耦合系数增大,且二者呈正比例关系;随着胞元的长宽比增大,胞元的拉伸-剪切变形耦合系数减小。由分析结果和胞元的结构特征可以得到,长宽比和高宽比均通过影响胞元的非对称性特征来影响胞元的拉伸-剪切耦合变形特性。

### 2.3 基于胞元堆叠的定制化设计方法

为满足变体飞行器多维度变形的需求,需要开发一种定制化的结构设计方法。图 4 是基于胞元堆叠的定制化设计方法示意图。首先根据胞元变形特征建立胞元库,图中胞元序号代表胞元在拉伸作用下的剪切变形方向( $xoy$ 为胞元坐标系,①代表剪切应变沿  $x$  轴正向,②代表剪切应变沿  $y$  轴正向,③代表

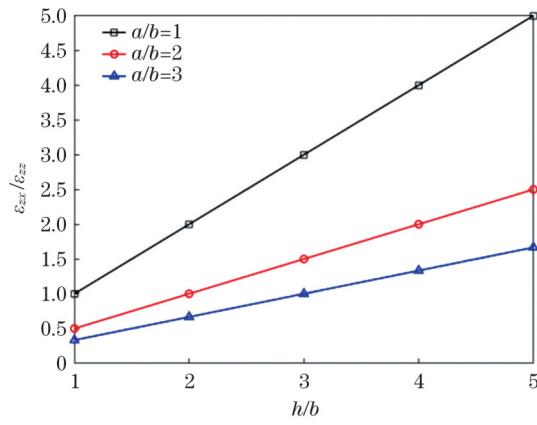


图 3 胞元的拉伸-剪切变形耦合分析

Fig. 3 Tension-shear-coupled deformation analysis of the unit-cell

表剪切应变沿  $x$  轴负向,④代表剪切应变沿  $y$  轴负向)。由于胞元具有相同的几何构型,胞元间可以实现稳定连接。根据结构所受载荷以及几何特征,可

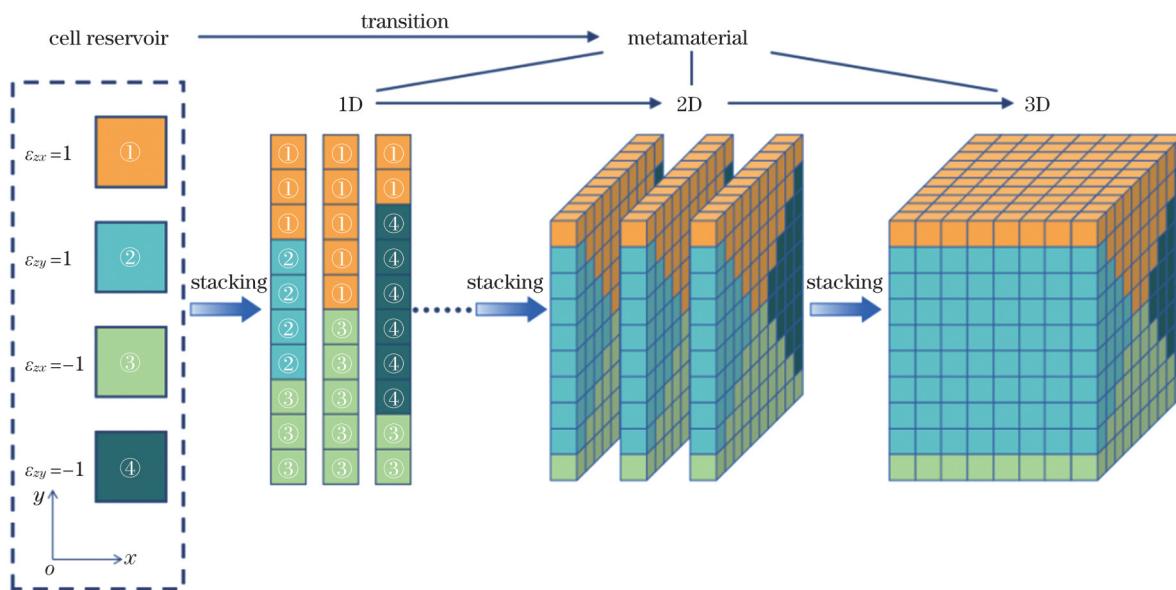


图 4 基于胞元堆叠的定制化设计方法  
Fig. 4 Designing method based on stacking of unit-cells

以通过多个胞元分层堆叠实现宏观结构的变形。结构的多维度变形由胞元在不同方向的变形组装而成,改变和调整堆叠方案可以实现宏观结构变形的定制化设计。

#### 2.4 胞元堆叠产生拉伸-扭转耦合变形

基于胞元的拉伸-剪切变形耦合性能,通过基于胞元堆叠的定制化设计方法,可以使堆叠后的宏观结构产生定制化的拉伸-扭转耦合变形。考虑到机翼结构的主要承力结构可以简化为悬臂梁,本文拟通过堆叠双胞元组合和四胞元组合,如图 5(b)、(c)所示,构建

具有周期性特征并可以实现拉伸-扭转耦合变形性能的悬臂梁结构。图中, $OXYZ$  坐标系为固定坐标系, $oxyz$  坐标系为悬臂梁截面坐标系,其原点为截面中心。悬臂梁一端完全固定,另一端受到轴向力作用,因此其截面上的胞元组合在拉力作用下会发生拉伸-剪切耦合变形。由于组合内的胞元被设计成围绕截面中心周向分布,胞元组合在不同方向上的剪切应变  $\epsilon$  被合成成为悬臂梁截面的扭转变形  $\phi$ 。在堆叠的作用下,截面的扭转变形逐层累积,从而使悬臂梁在拉力作用下产生较大扭转。

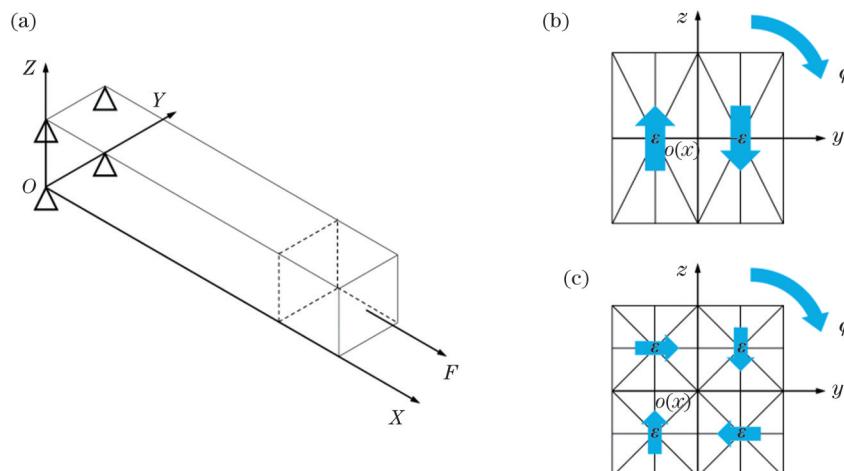


图 5 悬臂梁拉伸-扭转耦合变形示意图。(a)堆叠产生的悬臂梁示意图;(b)悬臂梁截面的双胞元组合分布图;(c)悬臂梁截面的四胞元组合分布图

Fig. 5 Tension-twist-coupled deformation for the cantilever beam. (a) Schematic of cantilever beams produced by stacking of cells; (b) distribution of two cells combination cantilever beam section; (c) distribution of four cells combination cantilever beam section

### 3 宏观结构的性能仿真分析

#### 3.1 堆叠结构的等效弹性模量分析

在胞元堆叠产生的承载结构中,由于超材料胞元的引入,胞元内梁的直径和结构中所包含的胞元数目对宏观结构的弹性模量具有显著影响,因此本文采用有限元分析方法对胞元的等效弹性模量进行分析。在有限元分析软件 ABAQUS 中构建 10 个由胞元堆叠产生的多胞结构模型,其长、宽、高相等,用  $U$  表示,每个多胞结构均由长、宽、高相等( $a=b=h$ )的立方体胞元在  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  轴方向上经过阵列操作得到,阵列次数为从 1 到 10,即归一化长度  $U/a=1\sim 10$ 。多胞结构的底端被完全固定,顶端被施加沿  $Z$  轴正向均匀分布的应力,如图 6 所示。在有限元分析软件中划分网格时,梁架的单元类型为 B31,并将每根梁划分为 10 个单元,以确保网格的独立性。胞元为立方体,其尺寸为  $a=b=h=5$  mm,因此多胞结构的尺寸  $U=5\sim 50$  mm,胞元内梁均为圆截面梁,选取梁半径分别为  $r=0.25$  mm、 $r=0.375$  mm、 $r=0.5$  mm,以研究梁的不同截面尺寸对多胞结构等效弹性模量的影响。选择的材料为高性能尼龙 PA12(聚酰胺 12),它具有合

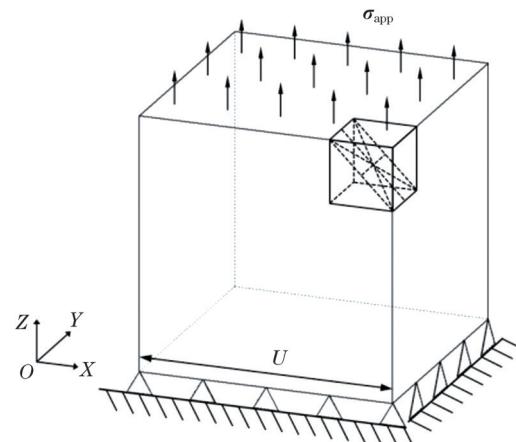


图 6 宏观结构建模示意图

Fig. 6 Modeling of the macro-structure

适的弹性模量和较好的拉伸性能,并且适用于 SLS 工艺,其拉伸弹性模量  $E_s=800$  MPa,泊松比为  $\nu=0.35$ ,其他材料参数如表 1 所示。宏观结构的等效弹性模量  $E^*$  的计算公式为

$$E^* = \frac{\sigma_{app}}{\epsilon_{zz}}, \quad (2)$$

表 1 材料性能参数  
Table 1 Properties of the material

Parameter	Value
$a, b, h / \text{mm}$	5
Material	PA12
Modulus of elasticity $E_s / \text{MPa}$	800
Poisson's ratio $\nu$	0.35
Tensile stiffness / MPa	33.3–39.8
Elongation / %	11–19

式中:  $E^*$  为宏观结构的等效弹性模量;  $\sigma_{\text{app}}$  为施加的应力;  $\varepsilon_{zz}$  为宏观结构在 Z 轴方向上的轴向应变。

图 7 给出了各结构的等效弹性模量, 其中: 横轴为  $U/a$ , 表示结构中胞元的数目; 纵轴为  $E^*/E_s$ , 即多胞结构的等效弹性模量归一化结果, 表示胞元几何结构对结构等效弹性模量的影响。由图 7 可知, 胞元引入后对宏观结构弹性模量的影响较大, 本研究中多胞结构的等效弹性模量均减小了 87% 以上。胞元内梁半径对宏观结构的弹性模量具有显著影响:  $r$  值越大, 结构的弹性模量越大, 并且对于各个具有相同胞元数目的宏观结构来说, 胞元梁半径增大一倍时, 结构的弹性模量增大了约 3 倍。

此外, 在相同的胞元梁截面情况下, 当多胞结构中的胞元数目增加时, 结构的等效弹性模量逐渐减小, 不过其减小的速率逐渐降低, 并且当  $U/a$  接近 10 时, 结构的等效弹性模量趋近于某一定值, 即多胞结构的等效弹性模量与其内部胞元数目近似无关。

### 3.2 悬臂梁拉伸-扭转耦合变形特性分析

为了验证通过胞元堆叠实现宏观结构拉伸-扭转耦合变形设计方法的可行性, 通过有限元建模对胞元

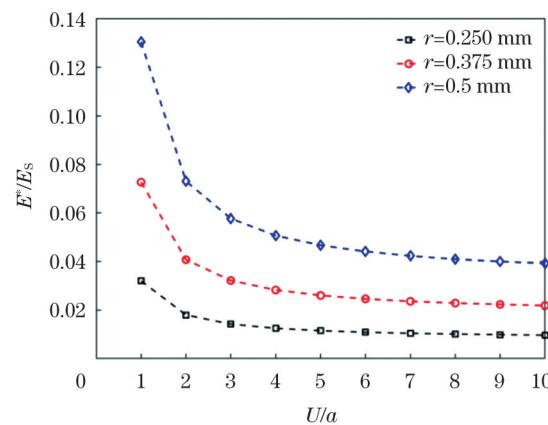


图 7 超材料的归一化等效弹性模量

Fig. 7 Normalized equivalent modulus of elasticity for the metamaterial

堆叠产生的悬臂梁进行仿真分析。悬臂梁由图 2(a) 所示结构进行阵列操作得到, 悬臂梁固支端完全固定, 自由端受到沿 X 轴的轴向力  $F$  ( $F=100 \text{ N}$ ) 作用, 如图 8(a) 所示。材料及材料参数与 3.1 节所述一致。为了减小制造误差以及后续实验的装夹和加载, 胞元尺寸设计为  $a=b=h=20 \text{ mm}$ ,  $r=0.8 \text{ mm}$ , 因此悬臂梁的长度  $L=200 \text{ mm}$ 。相同地, 梁架的单元类型为 B31, 并将每根梁划分为 10 个单元, 以确保网格的独立性。

以四胞元组合堆叠的悬臂梁为例进行分析。图 8(b) 为悬臂梁变形云图,  $U_3$  表示悬臂梁端部的面外位移(沿 Z 轴, 单位为 m)。图 9 为悬臂截面的扭转角( $\phi$ )沿胞元节点坐标( $x$ )的分布图, 可以看出: 悬臂梁具有拉伸-扭转变形耦合性能, 符合设计预期; 在变形过程中, 悬臂梁的截面边界保持为直线; 悬臂自由端的扭转角为  $0.029 \text{ rad}$ , 约为  $1.66^\circ$ ; 截面扭转角逐层积累, 随胞元坐标增大而增大, 并且二者近似呈正比关系。

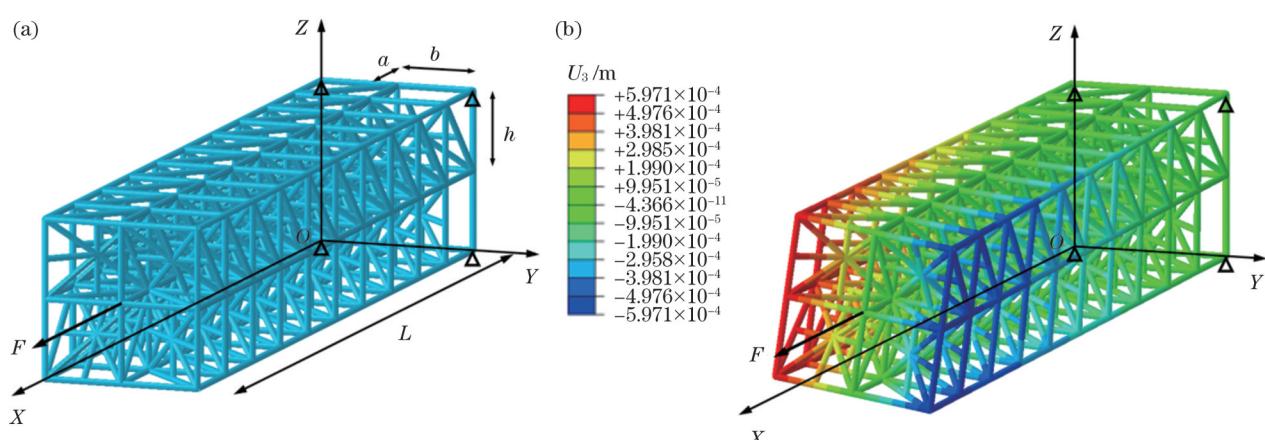


图 8 悬臂梁的有限元模型和分析结果。(a)悬臂梁有限元模型;(b)悬臂梁拉伸-扭转耦合变形云图

Fig. 8 Finite element modelling (FEM) and analysis of the cantilever beam. (a) FEM of the cantilever beam; (b) cloud figure of coupled tension-twist deformation for the cantilever beam

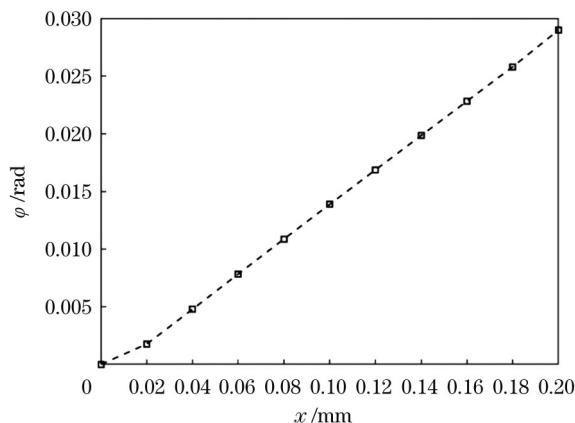


图 9 悬臂梁截面扭转角分布图

Fig. 9 Distribution of twist angle for the cantilever beam

## 4 实验验证与分析

### 4.1 试样制备及实验设计

为了进一步验证宏观结构拉伸-扭转耦合变形的性能，并研究悬臂梁的两种堆叠方式对扭转的影响以及长度方向上堆叠胞元组合的数目对扭转的影响，根据图 5 所述悬臂梁结构设计制备了悬臂梁样件——四胞元组合悬臂梁(1 件, 总长为 350 mm)和

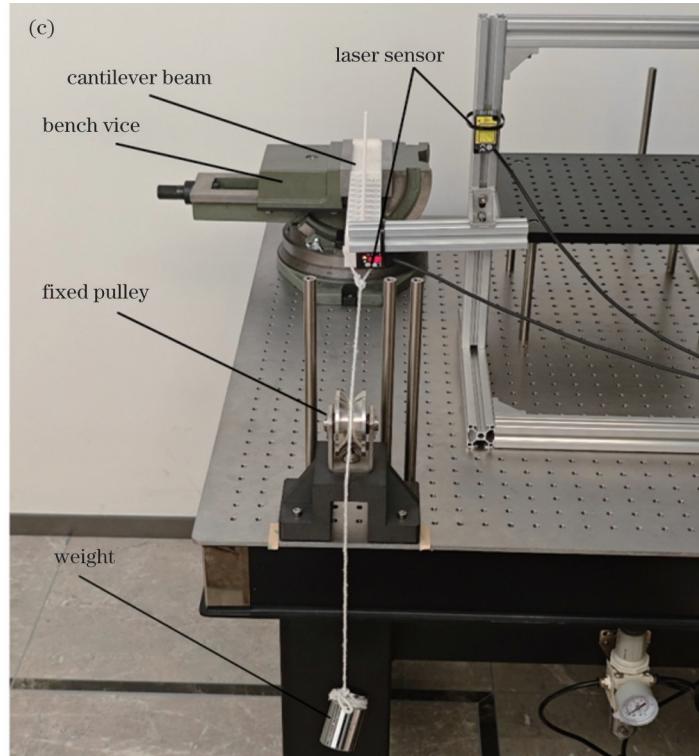
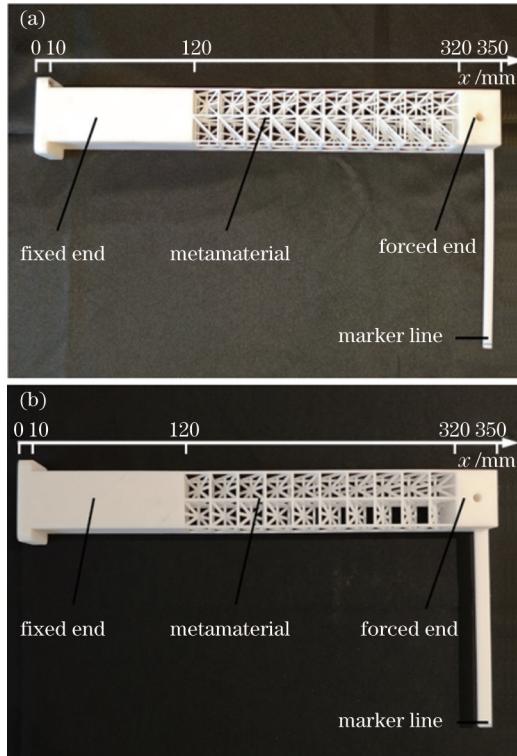


图 10 SLS 样品及实验设备。(a)四胞元组合悬臂梁实物图;(b)双胞元组合悬臂梁实物图;(c)实验设备图

Fig. 10 Samples made by SLS and the testing equipment. (a) Four cells combination cantilever beam; (b) two cells combination cantilever beam; (c) testing equipment

### 4.2 实验结果与分析

图 12 为两类悬臂梁自由端扭转角  $\varphi$  与轴向力  $F$  之间的关系图, 图中给出了实验数据与有限元分析结

果, 并分别对实测数据和有限元分析数据进行了拟合。由该图可见, 两种堆叠方式的悬臂梁结构在拉力的作用下均产生了明显的扭转变形, 并且结构的扭转角与

SLS 是一种利用激光的热效应, 使被激光照射的粉末发生烧结并层层堆积而成型的工艺, 具有精度高、成型快、无需支撑等特点<sup>[22]</sup>。因此, 本文选用 SLS(设备型号为 Flight403P, 材料为 PA12 高性能尼龙)进行样品的制备, 包括夹持端、超材料段、施力端和测量标记共 4 部分, 如图 10 所示。样件固支端由工业台钳实现夹持, 自由端通过定滑轮装置和砝码施加轴向力, 同时采用激光传感器通过标记点检测悬臂自由端的旋转。进行多次平行重复实验。

采用激光传感器检测拉伸载荷下的位移数据, 进而分析试样的扭转角, 分析方法如图 11 所示。实验过程中, 将激光传感器放置在试样一侧, 激光垂直照射在试样的测量标记上。当试样发生扭转时, 激光传感器检测标记线旋转时扫过的距离, 则扭转角  $\varphi$  为

$$\varphi = \arctan(d_i/d_s), \quad (3)$$

式中:  $\varphi$  表示试样的扭转角;  $d_s$  表示测量标记与扭转中心之间的距离;  $d_i$  表示标记线扫过的位移在激光束上投影的长度。

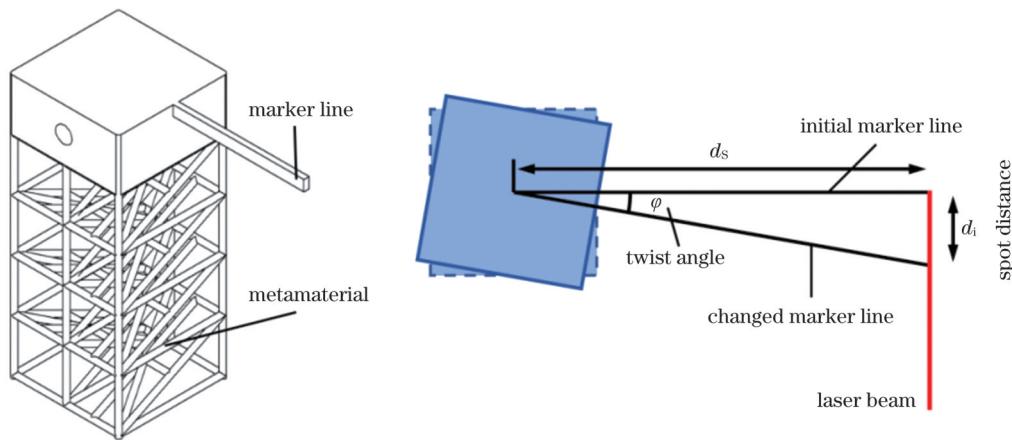


图 11 结构扭转角测量原理图  
Fig. 11 Schematic of twist angle measurement for the structure

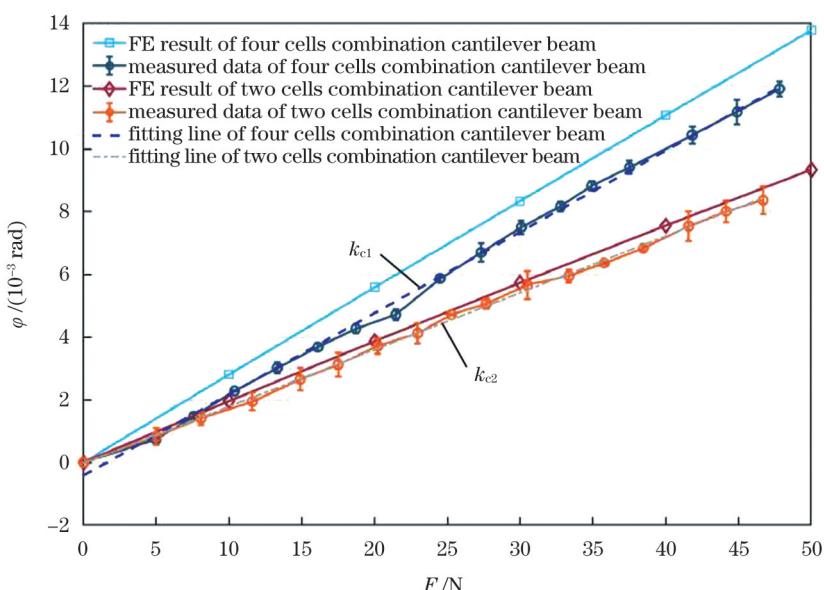


图 12 悬臂梁端面扭转角与拉力的关系图  
Fig. 12 Relation between twist angle and tensile force for the cantilever beams

轴向拉力近似呈正比关系, 图中拟合直线的斜率  $k_c$  表示所施加的轴向力与扭转角的耦合系数。四胞元悬臂梁在 46.69 N 拉力作用下大约产生了 0.667° 的扭转角, 而双胞元悬臂梁的扭转角约为 0.479°, 前者约为后者的 1.5 倍。将有限元分析结果与测量数据进行比较后发现, 二者具有较好的一致性。图 13 给出了两种堆叠形式的悬臂梁的轴力-扭转角耦合系数  $k_c$  与质量  $m$ , 测得四胞元悬臂梁和双胞元悬臂梁的质量分别为 319.94 g 和 311.32 g, 耦合系数  $k_c$  分别为 0.0002592 和 0.0001813。可以看出, 相比于双胞元悬臂梁, 四胞元组合堆叠悬臂梁在质量上仅增加了 2.77%, 但耦合系数却增大了 42.97%。这一结果证明了四胞元堆叠悬臂梁具有更优的拉伸-扭转耦合特性。

此外, 本文以双胞元组合堆叠而成的悬臂梁为例, 研究了悬臂端面扭转角与胞元组合堆叠层数之间的关系, 如图 14 所示。可以看出: 在 50 N 拉伸力作用下, 悬

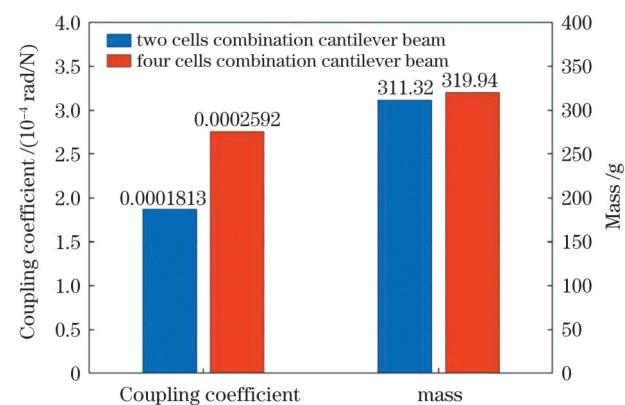


图 13 两种悬臂梁的轴力-扭转耦合系数及质量对比图  
Fig. 13 Comparison of tensile force-twisting coupling coefficient and mass of two cantilever beams

臂均产生了可观的扭转变形, 并且随着悬臂内胞元堆叠层数的增加, 悬臂的扭转角逐渐变大; 有限元分析数

据的回归线与实测数据的回归线均表现为线性且几乎平行。另外可以看到实测数据低于有限元分析数据,这是因为增材制造悬臂梁的实际尺寸较设计尺寸小 1.5 mm(约 0.4%),实测超材料部件内各梁之间存在约 4% 的尺寸误差。

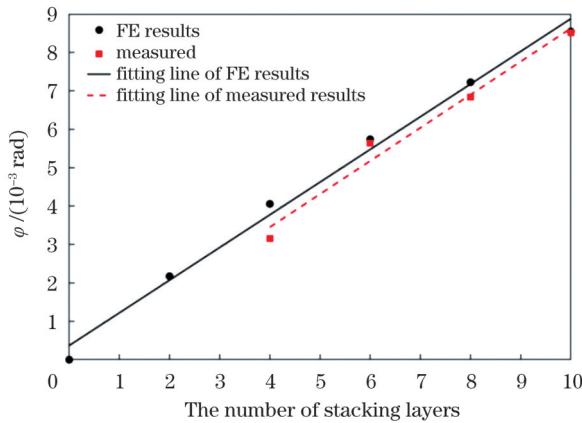


图 14 悬臂梁端面扭转角与胞元组合堆叠层数之间的关系  
Fig. 14 Relation between twist angle of the cantilever beam and the number of stacking layers

## 5 结 论

本文提出了一种具有拉伸-扭转耦合变形的新型力学超结构,该结构可将超材料胞元的拉伸-剪切耦合变形转变为宏观结构的拉伸-扭转耦合变形,从而能够满足多维度变形要求。通过有限元建模仿真和 SLS 样品测试验证了该超结构设计方法的可行性。得到的主要结论如下:

1) 四胞元悬臂梁的扭转角明显大于双胞元悬臂梁,在 46.69 N 拉力作用下,它们分别产生了 0.667° 和 0.479° 的扭转角;有限元分析与实测结果具有较好的一致性。

2) 四胞元堆叠悬臂梁具有更优的拉伸-扭转耦合特性;相比于双胞元悬臂梁,四胞元组合堆叠悬臂梁在质量上仅增加了 2.77%,但耦合系数却增加了 42.97%。

3) 宏观梁结构中的扭转变形在堆叠的影响下近似呈线性累积;随着胞元组合堆叠次数的增多,悬臂梁端面扭转角增大;实验值低于有限元分析值可能是由增材制造误差和结构中的微小缺陷造成的。

后续将基于悬臂样件的实验结果,开发具备更优拉伸-扭转耦合特性的堆叠宏观结构,并将其应用到几何扭转机翼等变形机翼的设计和实验中。

## 参 考 文 献

- [1] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.
- [2] 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.
- [3] Bai P, Chen Q, Xu G W, et al. Development status of key technologies and expectation about smart morphing aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 426-443.
- [4] 张家应, 黄可, 武冠振, 等. 变体飞行器结构关键技术及研究进展[J]. 电光与控制, 2024, 31(1): 1-13.
- [5] Zhang J Y, Huang K, Wu G Z, et al. Key technologies and research progress of morphing aircraft structure[J]. Electronics Optics & Control, 2024, 31(1): 1-13.
- [6] Boeing. Variable camber wing[EB/OL]. [2024-01-03]. <https://apps.dtic.mil/sti/citations/AD0911543>.
- [7] Decamp R, Hardy R. Mission adaptive wing advanced research concepts[C]//11th Atmospheric Flight Mechanics Conference, August 21-23, 1984, Seattle, WA. Virginia: AIAA Press, 1984: 2088.
- [8] Bonnema K, Smith S. AFTI/F-111 mission adaptive wing flight research program[C]//4th Flight Test Conference, May 18-20, 1988, San Diego, CA. Virginia: AIAA Press, 1988: 2118.
- [9] Smith S B, Nelson D W. Determination of the aerodynamic characteristics of the mission adaptive wing[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(11): 950-958.
- [10] 吴斌, 杜旭朕, 汪嘉兴. 变体飞机智能结构技术进展[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 12-30.
- [11] Wu B, Du X Z, Wang J X. Smart structure technology progress of morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 12-30.
- [12] 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.
- [13] Liu K, Cao X F, Li Y, et al. Research progress of deformable aircraft wing based on chiral superstructures design[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(1): 20-36.
- [14] 周济. 广义超材料: 超材料与常规材料的融合[J]. 中国材料进展, 2018, 37(7): 484-490.
- [15] Zhou J. Generalized metamaterials: merging of metamaterials and conventional materials[J]. Materials China, 2018, 37(7): 484-490.
- [16] 于相龙, 周济. 力学超材料的构筑及其超常新功能[J]. 中国材料进展, 2019, 38(1): 14-21.
- [17] Yu X L, Zhou J. Mechanical metamaterials: architected materials and unexplored properties[J]. Materials China, 2019, 38(1): 14-21.
- [18] 张志, 宋波, 王晓波, 等. 吸能的力学超材料设计与增材制造研究现状及趋势[J]. 中国激光, 2022, 49(14): 1402301.
- [19] Zhang Z, Song B, Wang X B, et al. Research status and trend of design and additive manufacturing for mechanical metamaterials with energy absorption[J]. Chinese Journal of Lasers, 2022, 49(14): 1402301.
- [20] Cheung K C, Gershenfeld N. Reversibly assembled cellular composite materials[J]. Science, 2013, 341(6151): 1219-1221.
- [21] 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.
- [22] Heo H, Ju J, Kim D M, et al. Passive morphing airfoil with honeycombs[C]//Proceedings of ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, November 11-17, 2011, Denver, Colorado, USA. New York: ASME Press, 2012: 263-271.
- [23] 吴琪, 杨宇, 芦奕菲, 等. 基于力学超材料的智能变形机翼设计[C]//第六届中国航空科学技术大会论文集. 北京: 中国航空学会, 2023: 5.
- [24] Wu Q, Yang Y, Lu Y F, et al. Characterization of mechanical metamaterials and design of intelligent deformed wings[C]//Proceedings of the 6th China Aeronautical Science and Technology Conference. Beijing: Chinese Society of Aeronautics, 2023: 5.
- [25] Frenzel T, Kadic M, Wegener M. Three-dimensional mechanical metamaterials with a twist[J]. Science, 2017, 358(6366): 1072-1074.
- [26] 胡玲玲, 田云鹏, 殷秋运. 利用压扭耦合效应对超材料进行优化设计[J/OL]. 工程力学: 1-10[2023-12-20]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2595.o3.20230914.0912.004.html>.

- Hu L L, Tian Y P, Yin Q Y. Optimizing the design of metamaterials using the torque-induced coupling effect[J/OL]. Engineering Mechanics: 1-10[2023-12-20]. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2595.o3.20230914.0912.004.html>.
- [19] Zhong R C, Fu M H, Chen X, et al. A novel three-dimensional mechanical metamaterial with compression – torsion properties[J]. Composite Structures, 2019, 226: 111232.
- [20] 段晨昱, 王潘丁, 刘畅, 等. 增材制造三维点阵结构设计、优化与性能表征方法研究进展[J]. 航空制造技术, 2022, 65(14): 36-48, 57.
- Duan S Y, Wang P D, Liu C, et al. Research progress on design, optimization and performance characterization of additive manufactured 3D lattice structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(14): 36-48, 57.
- [21] Yan C Z, Hao L, Hussein A, et al. Advanced lightweight 316L stainless steel cellular lattice structures fabricated via selective laser melting[J]. Materials & Design, 2014, 55: 533-541.
- [22] 刘禹, 侯娟. 选区激光烧结聚醚醚酮成形缺陷及对力学性能的影响研究[J]. 中国激光, 2023, 50(20): 2002305.
- Liu Y, Hou J. Forming defects and its influence on mechanical properties of polyetheretherketone manufactured by selective laser sintering[J]. Chinese Journal of Lasers, 2023, 50(20): 2002305.
- [23] 曾寿金, 刘广, 李传生, 等. 基于 SLM 的股骨柄多孔结构设计与力学性能分析[J]. 中国激光, 2022, 49(2): 0202016.
- Zeng S J, Liu G, Li C S, et al. Porous structure design and mechanical properties analysis of femoral stem based on selective laser melting[J]. Chinese Journal of Lasers, 2022, 49(2): 0202016.
- [24] Gu H Y, Shaw A D, Amoozgar M, et al. Twist morphing of a composite rotor blade using a novel metamaterial[J]. Composite Structures, 2020, 254: 112855.
- [25] Peng C X, Tran P, Nguyen-Xuan H, et al. Mechanical performance and fatigue life prediction of lattice structures: parametric computational approach[J]. Composite Structures, 2020, 235: 111821.

## Designing and Additive Manufacturing of Coupled Tension-Twist Morphing Structure Based on Cell Stacking

Zhu Xueren<sup>1</sup>, Huang Ke<sup>2</sup>, Chen Wei<sup>1\*</sup>, Zhang Jiaying<sup>2\*\*</sup>

<sup>1</sup>National Key Laboratory of Science and Technology on Power Beam Processing, AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

<sup>2</sup>School of Aeronautical Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100190, China

### Abstract

**Objective** Morphing aircrafts can change their shape according to different flying environment and conditions, which makes their aerodynamic efficiency much better than traditional aircrafts. In order to achieve multi-dimensional deformation, mechanical metamaterials that exhibit designable morphing capability have been widely studied. Particularly, structures with coupled tension-twist characteristics are necessary in case that attacking angle should be changed to adjust the aerodynamic load distribution on the wing surface. Therefore, this study proposes a novel metamaterial structure that can exhibit coupled tension-twist deformation, which significantly increases the twisting angle of a cross section under axial loading. The methodology of this study can provide valuable guideline for the future design of morphing aircrafts.

**Methods** Models of the metamaterial cell structure were built using beam elements. Two types of beam structures with different coupled tension-twist properties were designed by cell stacking. The stiffness and coupled tension-shear deformation of the cells were studied by finite element analysis (FEA). After the cells were stacked, the coupled tension-shear deformation of the cells transformed into coupled tension-twist deformation of the beam structures. The deformation capabilities of the beams and related parameters were then investigated. Finally, samples of different lengths of two types of beams were prepared by selective laser sintering (SLS) of PA12 material for experimental verification. Samples were loaded by hanging weights on the free end, and the other end was fixed by an industrial bench vice. The twist angle was measured indirectly using a laser sensor.

**Results and Discussions** The beams were designed with the ability to exhibit coupled tension-twist deformation with a twist angle higher than 15°. Results show that the twist angle of the four cells combination cantilever beam is significantly greater than that of the two cells combination cantilever beam. Under a tensile load of 46.69 N, the twist angles of the aforementioned beams are 0.667° and 0.479°, respectively, with the results being consistent with the FEA. In addition, weights of the four and two cells combination cantilever beams are 319.94 and 311.32 g, respectively. This means that with 2.77% greater weight, the value of the coupled tension-twist parameter increases by 42.97%. The twist angle for the cantilever beams is shown to increase linearly with the number of stacked cells, which enables a larger twisting angle if needed.

**Conclusions** In this study, a novel mechanical metastructure with coupled tension-twist deformation capability is proposed. The metastructures can transform the coupled tension-shear deformation of unit cells into coupled tension-twist deformation of beams by cell stacking, which can significantly improve section twist angle under axial loads. The proposed designing method is verified by finite element modeling and experimental testing of beam samples.

**Key words** metamatetrial; structure design; cell stacking; additive manufacturing