

飞行器旋转重入变形超结构骨架力学特性分析

杨 慧¹, 刘瀚孺¹, 王 岩^{1*}, 杨彦飞¹, 肖 洪²

(1. 燕山大学 河北省并联机器人与机电系统实验室, 河北 秦皇岛 066009;
2. 哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要:空天飞行器变形翼在后掠、变弯度和扭转变形时需要骨架机构实现大变形,为此提出一种具有可调弹性参数的旋转重入超结构。旋转重入超结构由内凹八边形旋转90°及外伸韧带构成,通过外伸直臂韧带空间拓扑填充策略构建翼型截面,形成具备变形能力的骨架构型。基于莫尔理论建立旋转重入超结构沿空间三方向的弹性模量、泊松比的理论模型。用ANSYS软件构建旋转重入变形结构的有限元模型,3D打印加工5个旋转重入变形结构的样机。将理论、仿真与实验结果分别进行对比,沿 x 、 y 和 z 向的泊松比最大相对误差绝对值为10.22%,由此表明理论模型和仿真模型的准确性。分析几何参数对超结构弹性参数影响,发现长宽比和结构角度对泊松比力学参数影响较大,该研究可为空天飞行器变形翼骨架应用提供理论基础。

关键词:飞行器;变形翼;超结构;力学特性;泊松比;刚度可调节

中图分类号:V250.1 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2026)01-262-12

Analysis of mechanical properties of the rotational re-entry metastructures skeleton of the aircraft

YANG Hui¹, LIU Hanru¹, WANG Yan^{1*}, YANG Yanfei¹, XIAO Hong²

(1. Parallel Robot and Mechatronic System Laboratory of Hebei Province, Yanshan University, Qinhuangdao 066009, China;
2. State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: To achieve swept-back, variable camber, and torsional deformation of the aircraft's morphing wing, a rotating re-entry superstructure with adjustable elastic parameters was proposed. The rotational re-entrant metastructure was composed of an inwardly concave octagon rotated 90° and extended ligaments. The wing section was constructed through the spatial topological filling strategy of the extended straight arm ligaments, forming a bone architecture with deformation capability. Based on the Mohr's theory, a theoretical model of the relative elastic modulus and Poisson's ratio of the rotational re-entry metastructures along three directions in space was established. The finite element model of the rotational re-entry metastructures were established by ANSYS software, and five rotational re-entry metastructures prototypes were processed by 3D printer technology. The theoretical, simulation and experimental results were compared respectively. The maximum absolute relative error of Poisson's ratio along the x , y and z directions is 10.22%, indicating the accuracy of the theoretical model and the simulation model. The effects of geometric parameters on the elastic parameters of metastructures were analyzed, and it is found that the aspect ratio and the structural angle have a great influence on the mechanical parameters of Poisson's ratio, which can provide a theoretical basis for the application of morphing wing skeleton of aircraft.

Keywords: aircraft; morphing wing; metastructures; mechanical properties; Poisson's ratio; adjustable stiffness

变形翼通过几何外形的改变可以实现空天飞行器在多种环境下的最优飞行性能,与传统飞行器相比具有更好的环境适应性和生存能力^[1]。

机翼是变体飞行器改变飞行性能的关键部件,直接影响变体飞行器的飞行效率和飞行性能^[2],智能材料与结构的出现和迅猛发展为变体飞行器的

收稿日期:2025-01-13

基金项目:国家自然科学基金资助项目(52575036, 52375028, 52192631);河北省自然科学基金资助项目(E2024203052, E2024203105);河北省研究生创新基金资助项目(CXZZSS2024030)

第一作者:杨慧(1986—),女,安徽亳州人,副教授,博士,博士生导师,E-mail:huiyang_0431@163.com

*通信作者:王岩(1986—),男,哈尔滨双鸭山人,高级工程师,博士,硕士生导师,E-mail:wangyan_597@163.com

引用格式:杨慧,刘瀚孺,王岩,等.飞行器旋转重入变形超结构骨架力学特性分析[J].国防科技大学学报,2026,48(1): 262-273.

Citation: YANG H, LIU H R, WANG Y, et al. Analysis of mechanical properties of the rotational re-entry metastructures skeleton of the aircraft[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2026, 48(1): 262-273.

发展提供了良好的材料基础,超结构也被应用在机翼构造中^[3-4]。

超结构具有轻质、面内低刚度大变形、较高的面外刚度等优点,被广泛应用于航空航天领域^[5-6]。超结构根据横向变形倾向可分为:正泊松比、负泊松比和零泊松比。负泊松比和零泊松比超结构由于其独特的变形特性,展现出巨大的潜力。Prall 等^[7]首次提出了六韧带手性结构,其可以产生负泊松比,且可以提高承载能力。Hassan 等^[8]利用形状记忆合金制作成手性超结构形状,通过加热使其膨胀,可以用于卫星展开天线上。

目前对超结构飞行器的研究在二维结构上居多,Lin 等^[9]设计了三维内凹六边形超材料,推导了弹性模量和泊松比理论模型。Guo 等^[10]提出一种双鱼形超材料,对其面内结构参数进行分析,将面内变形与面外刚度联系在了一起。Pu 等^[11]提出一类基于负泊松比力学超材料启发的机器人皮肤,调整超材料皮肤中单胞的几何参数与排列方式,实现多种变形。Fu 等^[12]等提出了一种菱形结构的可重入六边形,对面内力学性能进行了分析,结果表明:采用菱形混合胞元的弹性模量和临界抗弯强度性能有了提高。这些研究为超结构的三维化设计提供了理论基础,在变体机翼中,超结构多采用二维结构对骨架与蒙皮进行填充,Woods 等^[13]根据鱼骨结构弦向刚度小的特点,设计了一种仿鱼骨结构的弯曲变形机翼。Heo 等^[14]基于可变形蜂窝结构设计了一种具有柔性胞元芯的被动变形翼,分别对三种超结构芯(手性、规则和凹入六边形)的翼型在静载下的变形进行了研究。宫晓博^[15]提出一种四角星形零泊松比的超结构,当超结构在一个方向变形时,不会因非约束方向的约束而导致超结构等效模量发生变化;当超结构在垂直两个方向上变形时,可以具有光滑的外形,并在超结构胞元之间采用充气单元的设定,使得机翼后缘实现上/下弯。魏兆栋等^[16]针对柔性蒙皮结构在变体机翼变形中需要光滑的气动外形以及承受表面气动载荷的要求,设计了一种基于 Ω 构型的超结构夹心构型,推导 Ω 构型的超结构柔性蒙皮结构的等效弹性性能预测。姜松成等^[17]提出了一种由内凹六边形与四角星形构成的混合超材料。Vos 等^[18]提出了一种压力自适应蜂窝 (pressure adaptive honeycomb, PAH), 依赖于胞元内的加压来改变结构的刚度和形状。

然而,这些二维结构内的变形机制相对有限。鉴于对多向变形能力的需求日益增加,迫切需要研究新型三维超结构和创新的变形机制,通过正

交变化、旋转和其他修改将二维蜂窝转化为三维蜂窝结构是创建能够多向变形的结构的常见方法。Jenett 等^[19]基于数字化设计并制造了一种模块化和可逆组装的主动扭转变形翼。Cramer 等^[20]提出了一种基于离散体素胞元块的方法,将超轻八面体晶格填充到机翼,明显降低了飞机的重量。Zhang 等^[21]提出一种模块化胞元结构的优化设计方法,将八面体晶格填充到变形机翼内部,并通过电机驱动扭矩杆实现机翼的扭转变形。Moon 等^[22]采用 3D Kagome 点阵、六方菱形和十字锥形结构,比较了具有高弹性性能值的点阵结构的压缩强度。

变体机翼中的超结构多为平面构型,弹性参数单一,变形能力受限,难以实现机翼区域刚度及各方向泊松比的独立调控,从而无法通过改变机翼形状实现柔顺变形并减小雷达反射面积。

超结构填充机翼具有变形大、刚度可调等优势。本文提出一种旋转重入超结构,由内凹八边形沿中心轴线旋转而成,基于莫尔定理,对多方向相对弹性模量和泊松比进行理论建模,并采用有限元仿真进行验证,通过打印实物模型进一步验证力学特性。

1 旋转重入超结构力学建模

提出一种内凹八边形旋转重入超结构,将其作为变形翼骨架的基本结构。变形翼旋转重入超结构骨架如图 1 所示。旋转重入超结构由内凹八边形作为基本结构,沿中心轴进行旋转 90° ,周期性拓扑旋转重入超结构如图 2 所示, m 、 n 和 o 分别为 x 、 y 和 z 方向的胞元数量,旋转重入超结构具有水平、垂直对称性质。

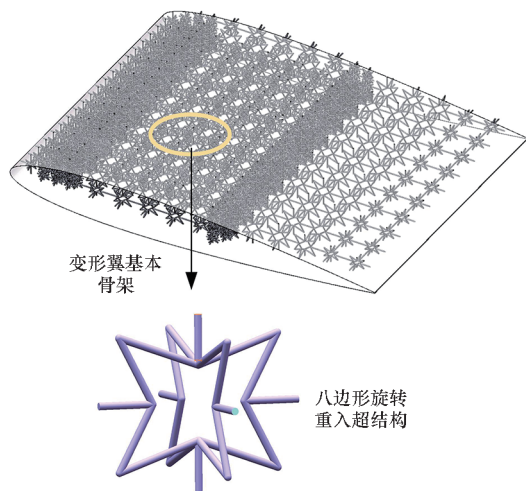


图 1 变形翼旋转重入超结构骨架

Fig. 1 Deformed wing rotational re-entry metastructures skeleton

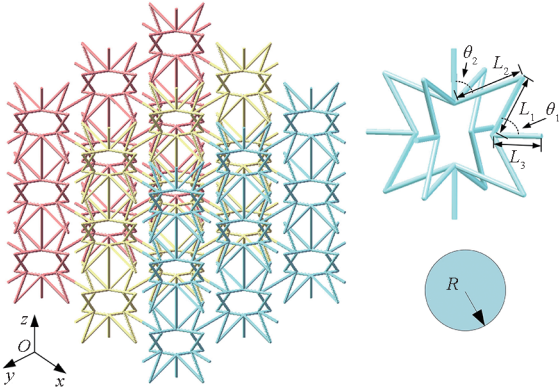


图 2 周期性拓扑旋转重入超结构

Fig. 2 Periodic topological rotation re-entrant metastructure

1.1 相对密度

为了保证超结构胞元的完整性,避免在初始阶段以及变形阶段时发生干涉,各参数需要满足的约束条件为

$$\begin{cases} L_1 \cos \theta_1 < L_2 \sin \theta_2 \\ L_1 \sin \theta_1 < L_2 \cos \theta_2 \\ L_1 \cos \theta_1 \leq L_3 \end{cases} \quad (1)$$

式中, L_1 、 L_2 分别为内凹八边形的倾斜臂长度, L_3 为伸出直臂韧带的长度。

假设芯体材料是均质的,则旋转重入超结构相对密度可表示为

$$\rho_r = \frac{\rho^*}{\rho_s} = \frac{V^*}{V_s} \quad (2)$$

式中, ρ^* 为超结构芯体等效密度, ρ_s 为超结构芯体材料密度, V^* 为超结构芯体材料实体体积, V_s 为表征胞元的等效体积。

$$\begin{cases} V^* = \pi R^2 (6L_3 + 8L_2 + 8L_1) \\ V_s = 8L_x^2 L_y \end{cases} \quad (3)$$

式中: R 为圆形截面半径; L_x 为旋转重入超结构 xy 平面等效边长, L_y 为旋转重入超结构 z 方向等效边长,由几何结构可知 $L_x = L_3 + L_2 \sin \theta_1 - L_1 \cos \theta_2$, $L_y = L_3 + L_1 \sin \theta_1 - L_2 \cos \theta_2$ 。结合式(2)~(3)得到混合结构的相对密度为

$$\rho_r = \frac{\rho^*}{\rho_s} = \frac{\pi R^2 (3L_3 + 4L_2 + 4L_1)}{4L_x^2 L_y} \quad (4)$$

1.2 力学特性建模

基于莫尔定理,认为旋转重入超结构是线弹性梁单元。单位虚力作用点沿单位虚力方向的位移为

$$\delta_F = \sum \int \frac{F_N(x) \overline{F_N(x)}}{EA} dx + \sum \int \frac{M(x) \overline{M(x)}}{EI} dx + K \sum \int \frac{F_S(x) \overline{F_S(x)}}{GA} dx \quad (5)$$

式中: $F_N(x)$ 、 $F_S(x)$ 分别为倾斜臂的轴力、压力, $\overline{F_N(x)}$ 、 $\overline{F_S(x)}$ 分别为单位力作用下轴力、压力; $M(x)$ 为内弯矩, $\overline{M(x)}$ 为单位力作用下内弯矩; E 为超结构芯基体材料的弹性模量; A 为胞臂截面积, $A = \pi R^2$; I 为倾斜臂的惯性矩, $I = \pi d^4/64$, d 为圆截面直径; G 为剪切模量; K 为考虑剪切应变在截面面积分布不均匀时的剪切修正系数,对于圆形截面, $K = 10/9$ 。

以单个超结构胞元为研究对象,在面内方向上施加均匀载荷 σ_1 时,超结构胞元可等效成在两端施加拉力 F_1 的弹簧,如图 3 所示。

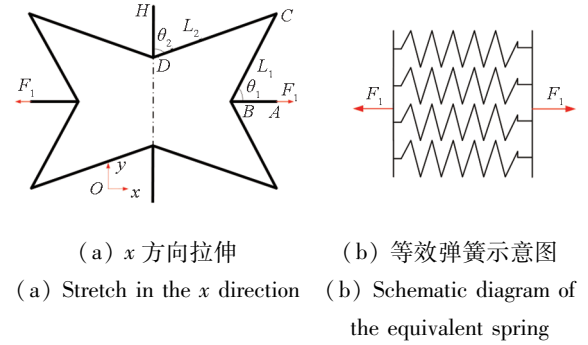
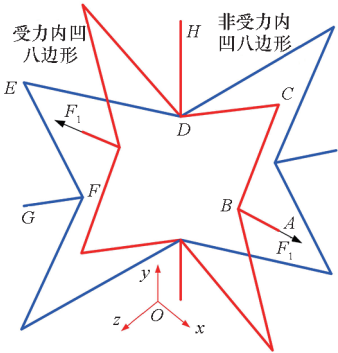


图 3 拉伸和等效弹簧示意图

Fig. 3 Schematic diagram of stretch and equivalent spring

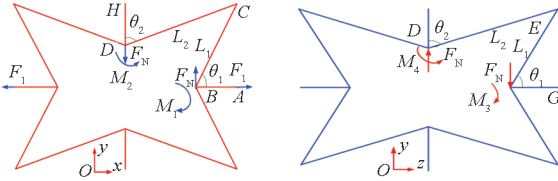
1.3 单胞相对弹性模量和泊松比

由于内凹八边形旋转重入超结构关于 x 、 y 和 z 轴对称,故取胞元的 $1/8$ 胞臂进行受力分析。当超结构受到沿着 x 方向的力均匀拉伸时,其受力示意图如图 4(a) 所示。在拉力 F_1 的作用下,使得内凹八边形旋转重入超结构发生拉涨效应,由于非受力内凹八边形的存在,在拉涨的过程中,非受力与受力内凹八边形一样发生拉涨效应。因此,在 D 处,非受力内凹八边形对受力胞臂将产生抑制其拉涨的力 F_N ,在拉伸示意图中,红色为受力内凹八边形(如图 4(b) 所示),蓝色为非受力内凹八边形(如图 4(c) 所示)。



(a) x 方向拉伸受力示意图

(a) Schematic diagram of tensile force in the x direction



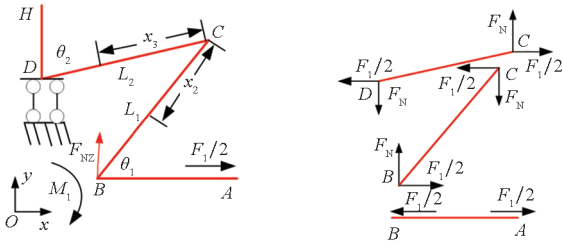
(b) 受力内凹八边形 (b) Stressed concave octagon
(c) 非受力内凹八边形 (c) Non-stressed Concave octagon

图4 受力与非受力内凹八边形受力分析示意图
Fig.4 Schematic diagram of force analysis of stressed and non-stressed concave octagon

受力平面 1/4 如图 5 所示,胞臂在 B 处受到力和弯矩作用,根据胞臂的力平衡条件及几何结构可得

$$\begin{cases} M_1 + F_1 \varphi_{1x} + F_N \varphi_{2x} + M_2 = 0 \\ F_1 = 2\sigma_1 \varphi_{3x} \varphi_{4x} \end{cases} \quad (6)$$

式中, $\varphi_{1x} = L_1 \sin \theta_1 - L_2 \cos \theta_2$, $\varphi_{2x} = L_2 \sin \theta_2 - L_1 \cos \theta_1$, $\varphi_{3x} = L_1 \sin \theta_1 + L_3 - L_2 \sin \theta_2$, $\varphi_{4x} = L_2 \sin \theta_2 + L_3 - L_1 \sin \theta_1$ 。



(a) 受力八边形 1/4 示意图 (a) Schematic diagram of 1/4 of a stressed octagon
(b) 内力示意图 (b) Schematic diagram of internal forces

图5 受力平面 1/4 示意图

Fig.5 Schematic diagram of 1/4 of the stressed plane

胞臂连接处 B 的相对转角和 z 方向相对位移为 0,根据变形协调条件得

$$\begin{cases} \delta_{11} X_1 + \delta_{12} X_2 + \delta_{13} X_{F_1} = 0 \\ \delta_{21} X_1 + \delta_{22} X_2 + \delta_{23} X_{F_1} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中,在 B 处, δ_{11} 是在反作用力 $F_{NZ} = 1$ 下沿着 F_N 的方向发生的位移, δ_{12} 是在弯矩 $M_1 = 1$ 下沿着 F_N 的方向发生的位移, δ_{13} 是在 $F_1/2 = 1$ 下沿着 F_N 的方向发生的位移, δ_{21} 是在 $F_{NZ} = 1$ 下的相对转角, δ_{22} 是在弯矩 $M_1 = 1$ 下的相对转角, δ_{23} 是在外力 $F_1/2 = 1$ 下的相对转角。

B 处受到的反作用力 M_1 与 F_{NZ} 分别为:

$$\begin{cases} M_1 = 2F_1 L_1 L_2^2 \cos(\theta_1 + \theta_2) \cdot \\ [L_1^2 \cos \theta_1 - L_2(2L_1 + L_2) \sin \theta_1] / \eta \\ F_{NZ} = F_1 [L_1^3 (L_1 + 4L_2) \sin(2\theta_1) - \\ 6L_1^2 L_2^2 \cos(\theta_1 - \theta_2) + L_2^3 (4L_1 + L_2) \sin(2\theta_2)] / \eta \end{cases} \quad (8)$$

式中, $\eta = L_1^4 + L_1^3 (L_1 + L_2) \cos(2\theta_1) + 4L_1^3 L_2 - 12L_1^2 L_2^2 \cos \theta_1 \sin \theta_2 - L_2^3 (4L_1 + L_2) \cos(2\theta_2) + 4L_1 L_2^3 + L_2^4$ 。

内凹八边形旋转重入超结构在 AB 边受到拉伸载荷 F_1 的作用下发生形变,沿 AB 方向的位移由 AB、BC、CD 三部分在 AB 上的投影组成,利用莫尔积分计算各段的位移,进而得到沿 AB 方向的总位移,以 x_1 、 x_2 和 x_3 分别作为 AB、BC 和 CD 段自变量,建立对应弯矩函数分别为

$$\begin{cases} M_1(x_1) = 0 \\ M_2(x_2) = x_2 \sin \theta_1 F_1 / 2 - M_1 - F_N x_2 \cos \theta_1 \\ M_3(x_3) = L_1 x_3 (\sin \theta_1 - \sin \theta_2) F_1 / 2 - \\ M_2 - F_N (L_1 \cos \theta_1 + x_3 \cos \theta_2) \end{cases} \quad (9)$$

式中, $0 \leq x_1 \leq L_3$, $0 \leq x_2 \leq L_1$, $0 \leq x_3 \leq L_2$ 。

将 $F_1/2 = 1$ 代入,分别得到在单位力作用下的各弯矩与内力。结合式(5)和式(9),根据莫尔定理,由图 5 可知在 F_1 作用下端点 B 在 x 方向上的变形量 δ_{Ax-x} ,同时根据几何关系可知应变 ε_{Ax-x}

$$\begin{cases} \delta_{Ax-x} = \frac{U_{10} + AG(U_{14} - 6U_{15}) + U_{16}}{36AEFGI} \\ \varepsilon_{Ax-x} = \frac{\delta_{Ax-x}}{\varphi_{4x}} \end{cases} \quad (10)$$

式中, F 为施加外力, $U_{10} = U_9 + 24AGL_2^3 F_{NZ}^2 \sin^2 \theta_1 - IF^2 (10EU_2 - 9GEU_3)$, $U_{14} = L_1^3 (4F_{NZ}^2 \cos^2 \theta_1 + F^2 \sin^2 \theta_1)$, $U_{15} = 6M_1 U_7 + 2FF_{NZ} U_6 - 3U_{13}$, $U_{16} = -F_{NZ} IF (10EU_4 - 9GU_5)$ 。其中, $U_1 = L_1 + L_2$, $U_2 = L_1 \cos(2\theta_1) + L_2 \cos(2\theta_2)$, $U_3 = L_1 \cos(2\theta_1) - L_2 \cos(2\theta_2)$, $U_4 = L_1 \sin(2\theta_1) - L_2 \sin(2\theta_2)$, $U_5 = L_1 \sin(2\theta_1) + L_2 \sin(2\theta_2)$, $U_6 = L_1^3 \sin(2\theta_1) + L_2^3 \sin(2\theta_2)$, $U_7 = FL_1^2 \sin \theta_1 - L_2^2 (F \cos \theta_2 - 2F_{NZ} \sin \theta_2)$, $U_8 = U_1 (10EIF^2 + AGM_1^2)$, $U_9 = U_8 + F^2 G (9IU_1 + 6AL_2^3 \cos^2 \theta_1) + 24AGF_{NZ}^2 L_2^2 \sin^2 \theta_1$, $U_{11} = L_2 (2F_{NZ} \cos \theta_1 - \sin \theta_1 F)^2 + 4M_1 F_{NZ} \cos \theta_1$, $U_{12} = U_{11} - L_2^2 (F^2 \cos^2 \theta_2 \sin \theta_1 + 4F_{NZ}^2 \sin \theta_2 \cos \theta_1)$, $U_{13} = 4L_1 L_2 M_1 (F_{NZ} \cos \theta_1 - F \sin \theta_1) + 2L_1 L_2 FF_{NZ} (\cos \theta_2 \cos \theta_1 + \sin \theta_2 \sin \theta_1) + L_1^2 U_{12}$ 。

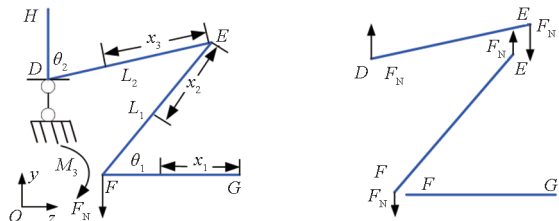
根据式(6)、式(10)及弹性模量的定义 $E_x = \sigma_1 / \varepsilon_{Ax-x}$,可求出内凹八边形旋转重入超结构的相对弹性模量 E_x/E_s , E_s 为材料的弹性模量。

$$\frac{E_x}{E_s} = \frac{36F_1 AEFGI}{2\varphi_{3x} [U_{10} + AG(U_{14} - 6U_{15}) + U_{16}]} \quad (11)$$

由图 4(a) 可知,在受到 x 方向拉伸时,受力内凹八边形和非受力内凹八边形在 F 处沿 y 轴方

向膨胀具有一致性,采用莫尔定理计算在 AB 边受到拉力 F_1 的作用下,受力内凹八边形旋转重入超结构在 F 处沿着 y 方向的应变以及非受力内凹八边形在 G 处沿着 z 方向的应变,以此计算内凹八边形旋转重入超结构在 F_1 作用下的泊松比 ν_{x-y}, ν_{x-z} 。由图 6 可知,胞臂在 F 处受到力和弯矩作用,根据胞臂的力平衡条件及几何结构可得

$$M_3 + F_N \varphi_{2x} + M_4 = 0 \quad (12)$$



(a) 非受力八边形 1/4 示意图

(b) 内力示意图

(a) Schematic diagram of 1/4 of a non-stressed octagon

(b) Schematic diagram of internal forces

图 6 非受力平面 1/4 示意图

Fig. 6 Schematic diagram of 1/4 of the non-stressed plane

根据变形的一致性,可以通过变形协调条件求出实际超静定结构在 F 处受到的弯矩与力的作用。根据力的平衡方程可知实际结构在 D 处的力与 F_N 大小相等,且方向相反,在 D 处的相对转角为 0。由变形协调条件得到变形协调方程为

$$\delta_{11} X_3 + \Delta_{1F_N} = 0 \quad (13)$$

式中: δ_{11} 是多余弯矩 $M_3 = 1$ 时在 F 处的相对转角, Δ_{1F_N} 是在力 F_N 作用下在 F 处的转角。得到弯矩 M_3 :

$$M_3 = \frac{\varphi_{2y} \sin \theta_2 - \varphi_{1y} \cos \theta_1 + 2\varphi_{3y} \sin \theta_2}{2(L_1 + L_2)} \quad (14)$$

式中, $\varphi_{1y} = F_N L_1^2$, $\varphi_{2y} = F_N L_2^2$, $\varphi_{3y} = F_N L_1 L_2$ 。

同理,释放 F 端可得非受力内凹八边形在 D 处弯矩 M_4 ,非受力平面胞臂弯矩与内力的函数为

$$\begin{cases} M_4(x_2) = x_2 F_N \sin \theta_2 - M_3 \\ M_5(x_1) = (F_N L_2 \sin \theta_2 - x_3 \cos \theta_1) - M_3 \\ F_S(x_2) = F_N \cos \theta_1 \\ F_N(x_2) = F_N \sin \theta_1 \\ F_S(x_3) = F_N \sin \theta_2 \\ F_N(x_3) = F_N \cos \theta_2 \end{cases} \quad (15)$$

式中, $0 \leq x_2 \leq L_1$, $0 \leq x_3 \leq L_2$ 。

对非受力平面 1/4 胞臂进行受力分析,如图 6 所示,在直臂胞臂 AB 受到拉伸时,直臂胞臂 FG 和直臂胞臂 DH 分别产生的变形量 δ_{Gx-y} 、 δ_{Gx-z} 和应变 ε_{Gx-y} 、 ε_{Gx-z} 为

$$\begin{cases} \delta_{Gx-y} = \frac{AGU_{y1} + 6GU_{y2} + 24EU_{y3}}{24EAIG} \\ \delta_{Gx-z} = \frac{3AGU_{z1} + 38GIU_{z2} + 40EIU_{z2}}{144EAIG} \\ \varepsilon_{Gx-y} = \frac{\delta_{Gx-y}}{\varphi_{3x}} \\ \varepsilon_{Gx-z} = \frac{\delta_{Gx-z}}{\varphi_{4x}} \end{cases} \quad (16)$$

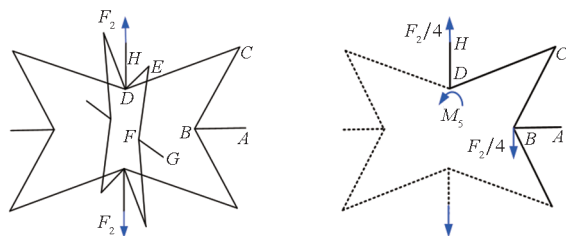
式中: $U_{y1} = F_{NZ} [(L_1^4 + 4L_1^3 L_2) \cos^2 \theta_1 - 6 \sin \theta_2 L_1^2 L_2^2 \cos \theta_1 - (L_2^4 + 4L_1 L_2^3) \cos^2 \theta_2 + 4L_1 L_2^3 + L_2^4] / (L_1 + L_2)$, $U_{y2} = -2F_{NZ} L_2 \cos^2 \theta_2 + 2F_{NZ} L_1 \cos^2 \theta_1 + FL_1 \sin(2\theta_1) + FL_2 \sin(2\theta_2)$, $U_{y3} = -5(F_{NZ} L_1 \cos^2 \theta_1 - FL_1 \sin \theta_1 \cos \theta_1 + F_{NZ} L_2 \sin^2 \theta_2 - FL_2 \cos \theta_2 \sin \theta_2) / 9$, $U_{z1} = F_{NZ} [(L_1^4 + 4L_1^3 L_2) \sin(2\theta_1) - 6L_1^2 L_2^2 \cos(\theta_1 - \theta_2) - (L_2^4 + 4L_1 L_2^3) \sin(2\theta_2)] / (L_1 + L_2)$, $U_{z2} = F_{NZ} (L_1 \sin(2\theta_1) + L_2 \sin(2\theta_2))$ 。

由式(10)和式(16)得到内凹八边形旋转重入超结构泊松比分别为

$$\begin{cases} \nu_{x-y} = \frac{3\varphi_{4x} F_1 (AGU_{y1} + 6GU_{y2} + 24EU_{y3})}{2\varphi_{3x} [U_{10} + AG(U_{14} - 6U_{15}) + U_{16}]} \\ \nu_{x-z} = \frac{F(3AGU_{z1} + 38GIU_{z2} + 40EIU_{z2})}{4[U_{10} + AG(U_{14} - 6U_{15}) + U_{16}]} \end{cases} \quad (17)$$

内凹八边形旋转重入超结构 y 方向理论建模与 x 方向同理,由于旋转重入超结构中心对称,故在 xy 平面对 1/8 结构进行受力分析,如图 7 所示。由几何结构可知倾斜臂 CD 所受拉力为

$$F_2 = \sigma_2 \varphi_{4x}^2 \quad (18)$$



(a) y 方向受力 (b) xy 平面 1/8 受力分析
(a) Force in the y direction (b) xy plane 1/8 force analysis

图 7 y 方向受力示意图

Fig. 7 Schematic diagram of the force in the y direction

在 xy 平面 y 方向上,受力内凹八边形为一次超静定结构,与非受力八边形分析一致,即在 D 处弯矩 M_5 为

$$M_5 = \frac{\varphi_{5y} \sin \theta_2 - \varphi_{4y} \cos \theta_1 + 2\varphi_{6y} \sin \theta_2}{2(L_1 + L_2)} \quad (19)$$

式中: $\varphi_{4y} = F_2 L_1^2 / 4$, $\varphi_{5y} = F_2 L_2^2 / 4$, $\varphi_{6y} = F_2 L_1 L_2 / 4$ 。

在竖直方向受力时, xy 平面胞臂弯矩与内力的函数为

$$\begin{cases} M_7(x_2) = F_2x_2\sin\theta_2/4 - M_5 \\ M_8(x_1) = F_2(L_2\sin\theta_2 - x_1\cos\theta_1)/4 - M_5 \\ F_S(x_2) = F_2\cos\theta_1/4 \\ F_N(x_2) = F_2\sin\theta_1/4 \\ F_S(x_3) = F_2\sin\theta_2/4 \\ F_N(x_3) = F_2\cos\theta_2/4 \end{cases} \quad (20)$$

与非受力平面分析时同理, y 方向胞臂 DH 受力时,结合式(19)和式(20)可得胞臂 AB 沿着 x 方向的变形量 δ_{Ay-x} 和应变 ε_{Ay-x} 以及 δ_{Ay-y} 和 ε_{Ay-y} 。

$$\begin{cases} \delta_{Ay-x} = \frac{AGV_{y1} + 12IGV_{y2} + 24AIV_{y3}}{24EIAG} \\ \delta_{Ay-y} = \frac{AGV_{y4} + 12IGV_{y5} + 12AIV_{y6}}{12EIAG} \\ \varepsilon_{Ay-x} = \frac{\delta_{Ay-x}}{\varphi_{4x}} \\ \varepsilon_{Ay-y} = \frac{\delta_{Ay-y}}{\varphi_{3x}} \end{cases} \quad (21)$$

式中: $V_{y1} = F_2[(L_1^4 + 4L_1^3L_2)\sin(2\theta_1) - 4\sin(2\theta_1) \cdot L_1^3L_2 - 6L_1^2L_2^2\cos(\theta_1 - \theta_2) + 4\sin(2\theta_1)L_1L_2^3 + \sin(2\theta_1)L_2^4]/(L_1 + L_2)$, $V_{y2} = F_2[L_1(1 - \cos(2\theta_1)) + L_2\sin(2\theta_2)]$, $V_{y3} = 5F_2(L_2\sin(2\theta_2) + EAL_1\sin(2\theta_1))/(9A^2)$, $V_{y4} = F_2[(L_1^4 + 4L_1^3L_2)\cos^2\theta_1 - 6L_1^2L_2^2\sin\theta_2\cos\theta_1 - (L_2^4 + 4L_1L_2^3)\cos^2\theta_2 + 4L_1L_2^3 + L_2^4]/(L_1 + L_2)$, $V_{y5} = F_2(L_2^2\cos^2\theta_2 + L_1^2\cos^2\theta_1)$, $V_{y6} = 10F_2(AEL_1\cos^2\theta_1 + L_2\cos^2\theta_2)/(9A^2)$ 。

结合式(18)和式(21)可以得到内凹八边形旋转重入超结构 y 方向相对弹性模量 E_y/E_s :

$$\frac{E_y}{E_s} = \frac{12EIAGF_2\varphi_{3x}}{\varphi_{4x}^2(AGV_{y4} + 12IGV_{y5} + 12AIV_{y6})} \quad (22)$$

2 有限元分析与实验验证

2.1 有限元建模

为了验证模型弹性参数的正确性,采用商用有限元软件 ANSYS 对旋转重入超结构进行建模与静态仿真分析,整体模型采用 R4600 树脂材料。材料参数为 $E_s = 2\,589\text{ MPa}$,材料泊松比 $\nu_s = 0.4$,仿真模型几何参数为 $L_1 = 22.63\text{ mm}$, $L_2 = 26.51\text{ mm}$, $L_3 = 25\text{ mm}$, $\theta_1 = 62.06^\circ$, $\theta_2 = 70.53^\circ$ 。采用 BEAM188 建立 $3\text{ mm} \times 3\text{ mm}$ 混合单元。单元尺寸为 1.1 mm ,整体模型包含 $3\,313\,243$ 个节点和 $2\,090\,998$ 个单元。为计算相对弹性模量 E_x/E_s ,即沿 x 方向的相对弹性模量,将面 A 进行固

定,面 B 加载位移条件 $u_x = \varepsilon_x \cdot x_0$, $u_y = 0$ 和 $u_z = 0$,其中 ε_x 为 x 方向拉伸应变, x_0 为拉伸方向长度,面 D 的 y 方向自由度为 0 ,面 C 为自由边界(如图 8(a)所示)。与拉伸 x 方向加载条件同理,得到 y 方向相对弹性模量 E_y/E_s ,如图 8(b)所示,在 C 表面加载位移条件 $u_y = \varepsilon_y \cdot x_1$,其中 ε_y 为 y 方向拉伸应变, x_1 为 y 方向拉伸长度,将 D 表面进行固定,面 A 的 z 方向自由度为 0 , B 为自由边界。

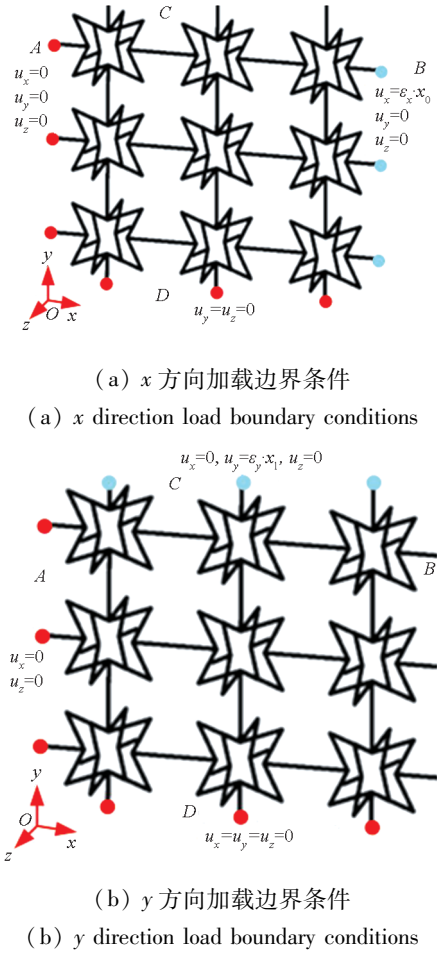


图 8 有限元仿真边界条件
Fig. 8 Finite element simulation boundary conditions

2.2 仿真验证

有限元仿真模型求解得到的分析结果如图 9 所示。在 x 、 y 方向分别施加 $u_x = u_y = 1\text{ mm}$,其旋转自由度均被限制,通过边界载荷提取反作用力,分别计算相对弹性模量,提取耦合边界的位移,计算泊松比。由图 9 可知,在已知位移作用下,模型边界位移均匀,耦合边界的位移变形均匀性良好。

在 L_1 、 θ_2 的值不变的情况下,以将 θ_1 的值从 54° 增加到 86° (每次增加 8°)的方式进行多次仿真,主要为了考察在较大角度下,理论值和仿真值拟合情

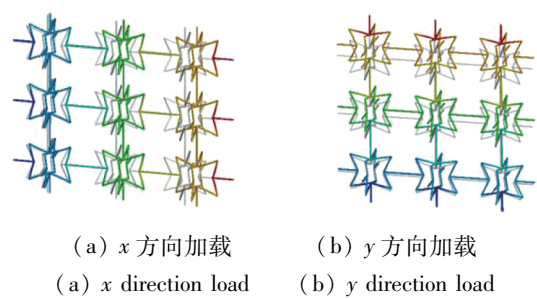


图 9 拉伸载荷作用下的位移分析结果
Fig. 9 Displacement analysis results under tensile load

况,且相对误差是否在可接受的范围内。结合理论公式和仿真分析得到相对弹性模量和泊松比,进行误差分析,仿真值和理论值的相对误差定义为

$$E_r = \frac{x_{\text{sim}} - x_{\text{the}}}{x_{\text{sim}}} \times 100\%$$

(23)

式中, x_{sim} 为仿真值, x_{the} 为理论值。通过式(23)计算得到相对弹性模量 E_x/E_s 、 E_y/E_s 与泊松比的相对误差,结果如表 1 和表 2 所示,相对弹性模量 E_y/E_s 和泊松比 ν_{y-x} 的相对误差绝对值分别不大于 4.03% 和 10.22%,相对弹性模量 E_x/E_s 、泊松比 ν_{x-y} 和泊松比 ν_{x-z} 的相对误差绝对值分别不大于 9.32%、9.32% 和 9.99%。这表明使用 BEAM188

单元仿真结果与理论结果具有很好的拟合性。误差出现的原因主要是 BEAM188 单元是经过简化的单元,不能很好地模拟实际结构中在连接处的复杂情况,所以理论模型会表现出更高的刚度和较大的相对弹性模量。

表 1 竖直方向理论与仿真结果比较
Tab. 1 Comparison of theoretical and simulation results of the vertical direction

$\theta_1/$ (°)	相对弹性模量 E_y/E_s			泊松比 ν_{y-x}		
	理论值	仿真值	$E_r/\%$	理论值	仿真值	$E_r/\%$
54	1.37×10^{-5}	1.33×10^{-5}	-3.01	-0.269 0	-0.266 0	-1.13
62	1.20×10^{-5}	1.17×10^{-5}	-2.56	-0.161 7	-0.159 9	-1.13
70	9.99×10^{-6}	9.74×10^{-6}	-2.57	-0.052 2	-0.055 5	5.95
78	7.99×10^{-6}	7.81×10^{-6}	-2.30	0.044 2	0.040 1	-10.22
86	6.19×10^{-6}	6.45×10^{-6}	4.03	0.114 0	0.110 8	-2.89

表 2 水平方向理论与仿真结果比较
Tab. 2 Comparison of the theoretical and simulation results of the horizontal direction

$\theta_1/$ (°)	相对弹性模量 E_x/E_s			泊松比 ν_{x-y}			泊松比 ν_{x-z}		
	理论值	仿真值	$E_r/\%$	理论值	仿真值	$E_r/\%$	理论值	仿真值	$E_r/\%$
54	1.76×10^{-5}	1.61×10^{-5}	-9.32	-3.52×10^{-1}	-3.22×10^{-1}	-9.32	-9.58×10^{-2}	-8.71×10^{-2}	-9.99
62	1.25×10^{-5}	1.21×10^{-5}	-3.31	-1.78×10^{-1}	-1.69×10^{-1}	-5.33	-2.97×10^{-2}	-2.83×10^{-2}	-4.95
70	1.00×10^{-5}	9.94×10^{-6}	-6.04	-5.98×10^{-2}	-5.67×10^{-2}	-5.47	-3.19×10^{-3}	-3.198×10^{-3}	0.25
78	8.95×10^{-6}	8.90×10^{-6}	-5.62	4.25×10^{-2}	4.57×10^{-2}	7.00	-1.90×10^{-3}	-1.97×10^{-3}	3.55
86	8.73×10^{-6}	8.55×10^{-6}	-2.11	1.50×10^{-1}	1.51×10^{-1}	0.66	-1.7×10^{-2}	-1.80×10^{-2}	5.56

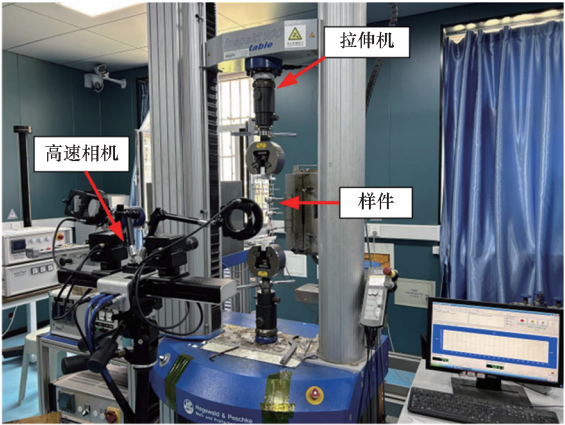
2.3 实验验证

实验样件由 R4600 树脂制成,R4600 树脂的弹性性能根据美国材料实验协会 (American society of testing materials, ASTM) 标准制作哑铃形样品测得。在本研究中样件材料参数为:弹性模量 2 589 MPa,泊松比 0.44,密度 1.12 g/cm³。

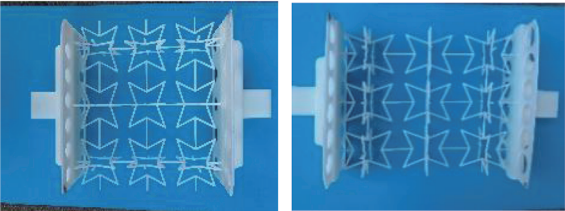
以 3 mm/min 的速率对内凹八边形旋转重入超结构的力学参数进行样件拉伸测试,拉伸机试验设备如图 10(a)所示。数字图像相关 (digital image correlation, DIC) 系统放置在拉伸机之前,用于跟踪和测量放置在样品上的目标的位置。该拉伸机是一个闭环伺服控制系统,由负载传感器、位

移传感器、延伸计和计算机组成。在试样表面喷涂黑色散射层,系统测量试样在拉伸过程测量标定点中的位移如图 10 所示。

实验样件的结构参数为 $\theta_1 = 62^\circ$, $\theta_2 = 70^\circ$, $a_1 = 1.2$, $a_2 = 0.7$ ($a_1 = L_2/L_1$, $a_2 = L_3/L_1$),实验结果与理论结果比较如表 3 所示,内凹八边形旋转重入超结构相对弹性模量 E_x/E_s 、 E_y/E_s 的实验与理论模型相对误差分别为 -5.91% 和 9.01%,仿真与理论的相对误差分别为 -3.74% 和 10.52%。泊松比 ν_{y-x} 、 ν_{x-y} 和 ν_{x-z} 实验与理论相对误差分别为 8.15%、-0.24% 和 3.93%,仿真与理论相对误差分别 5.36%、-3.69% 和 1.01%,表明理论模型的准确性。



(a) 拉伸试验机
(a) Tensile testing machine



(b) 样件 a
(b) Sample a

(c) 样件 b
(c) Sample b

图 10 实验拉伸机与样件

Fig. 10 Experimental stretching machine and sample

表 3 实验结果与理论结果比较

Tab. 3 Comparison of experimental and theoretical results

参数结果	E_x/E_s	E_y/E_s	ν_{y-x}	ν_{x-y}	ν_{x-z}
理论结果	$1.726\ 3 \times 10^{-5}$	$1.556\ 3 \times 10^{-5}$	-0.158 9	-0.205 3	-0.029 3
仿真数据	$1.664\ 3 \times 10^{-5}$	$1.739\ 3 \times 10^{-5}$	-0.167 9	-0.198 0	-0.029 6
实验结果	$1.630\ 3 \times 10^{-5}$	$1.710\ 3 \times 10^{-5}$	-0.173 0	-0.204 8	-0.030 5
实验误差 $E_{r1}/\%$	-5.91	9.01	8.15	-0.24	3.93
仿真误差 $E_{r2}/\%$	-3.74	10.52	5.36	-3.69	1.01

3 参数研究

本节研究结构参数 L_1 、 L_2 、 L_3 、 θ_1 和 θ_2 对内凹八边形旋转重入超结构相对弹性模量和泊松比的影响。研究长宽比 a_1 、 a_2 对力学性能的影响时, $\theta_1 = 60^\circ$; 研究内凹角度 θ_1 、 θ_2 对力学性能的影响时, $a_1 = 1$, $a_2 = 0.5$ 。

3.1 x 方向力学参数

θ_1 变化时 x 方向弹性参数随内凹角度 θ_2 变

化如图 11 所示,由图 11(a)可知,内凹八边形旋转重入超结构在 x 方向的弹性模量随着 θ_1 、 θ_2 的增大而逐渐减小,且随着 θ_1 增大,该影响逐渐减小。 θ_2 对旋转重入超结构 x 方向相对弹性模量影响非常大,随着内凹角度 θ_2 增大,相对弹性模量 E_x/E_s 降幅最大为 52.81%。

由图 11(b) ~ (c)可知,旋转重入超结构在 $x-y$ 方向的负泊松比效应随着内凹程度增大而更加显著。旋转重入超结构在 $x-y$ 方向的泊松比随着 θ_2 的增大而逐渐增大,即上侧胞臂越趋于平直时泊松比越大。 ν_{x-y} 将从负泊松比到零泊松比再到正泊松比,随着 θ_1 的增大,旋转重入超结构的负泊松比效应逐渐消失,表现为正泊松比结构时所需 θ_2 越小。 $60^\circ \leq \theta_1 < 70^\circ$ 时,随着 θ_2 的增大,

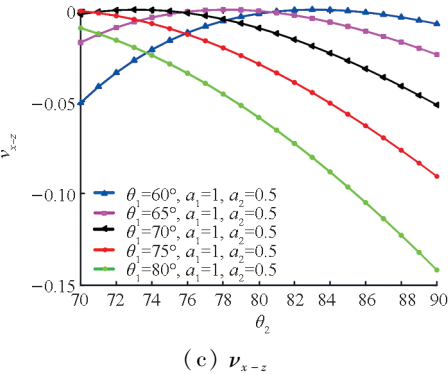
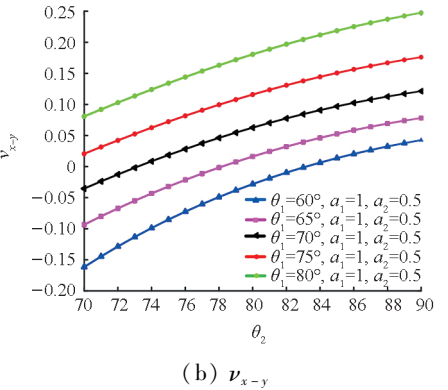
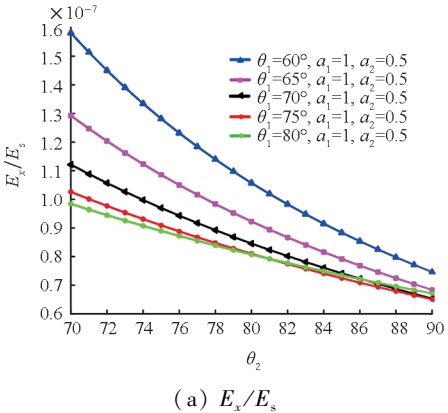


图 11 θ_1 变化时 x 方向弹性参数随内凹角度 θ_2 变化
Fig. 11 The elastic parameters in the x direction vary with the concave angle θ_2 when θ_1 changes

旋转重入超结构在 $x-z$ 方向的负泊松比效应先逐渐消失后又出现。70°≤ θ_1 ≤80°时, ν_{x-z} 随着 θ_2 的增大而减小,且减幅加快。

长宽比 a_1 、 a_2 变化时 x 方向弹性参数随内凹角度 θ_2 变化如图12所示。由图12(a)可知随着 a_1 、 a_2 的增大,在 x 方向的相对弹性模量 E_x/E_s 逐渐减小,且随着 θ_2 的增大,相对弹性模量 E_x/E_s 减小较为平缓。由图12(b)可知,随着 a_1 、 a_2 的增大,旋转重入超结构泊松比 ν_{x-y} 增大。但在70°≤ θ_2 <80°时体现为负泊松比特性,在80°≤ θ_2 ≤90°时体现为正泊松比特性。由图12(c)可知,与 ν_{x-y} 不同的是随着 a_1 、 a_2 的增大,在70°≤

θ_2 <80°时,旋转重入超结构泊松比 ν_{x-z} 增大,至 θ_2 =80°时达到零泊松比结构,当 θ_2 >80°时,泊松比 ν_{x-z} 减小,继续体现为负泊松比结构。

3.2 y 方向力学参数

θ_1 变化时 y 方向弹性参数随内凹角度 θ_2 变化如图13所示。由图13(a)可知,当60°≤ θ_2 ≤80°时,随着胞元内角 θ_2 增大,即上侧胞臂趋于平直状态,旋转重入超结构相对弹性模量 E_y/E_s 逐渐减小,当 θ_2 >80°时相对弹性模量 E_y/E_s 逐渐增大。随着胞元内角 θ_1 增大,即侧方胞臂趋于平直状态,相对弹性模量 E_y/E_s 逐渐减小,胞元内角 θ_1 对相对弹性模量 E_y/E_s 的影响程度不依赖于胞元内角 θ_2 ,这表现在不同胞元内角 θ_2 时,相对弹性模量 E_y/E_s 随着胞元内角 θ_1 变化呈现相近的敏感度。相对于胞元内角 θ_2 ,胞元内角 θ_1 对结构的相对弹性模量 E_y/E_s 影响更大。由图13(b)可知随着胞元内角 θ_1 增大,旋转重入超结构泊松比 ν_{y-x} 逐渐增大,相对于胞元内角 θ_1 、 θ_2 对结构的泊松比 ν_{y-x} 影响更大。长宽比 a_1 、 a_2 变化时 y 方向弹性参数随内凹角度 θ_2 变化如图14所示。由图14(a)可知,当长宽比 a_1 、 a_2 增大时,旋转重入超结构相对弹性模量 E_y/E_s 迅速减小,减小幅度最

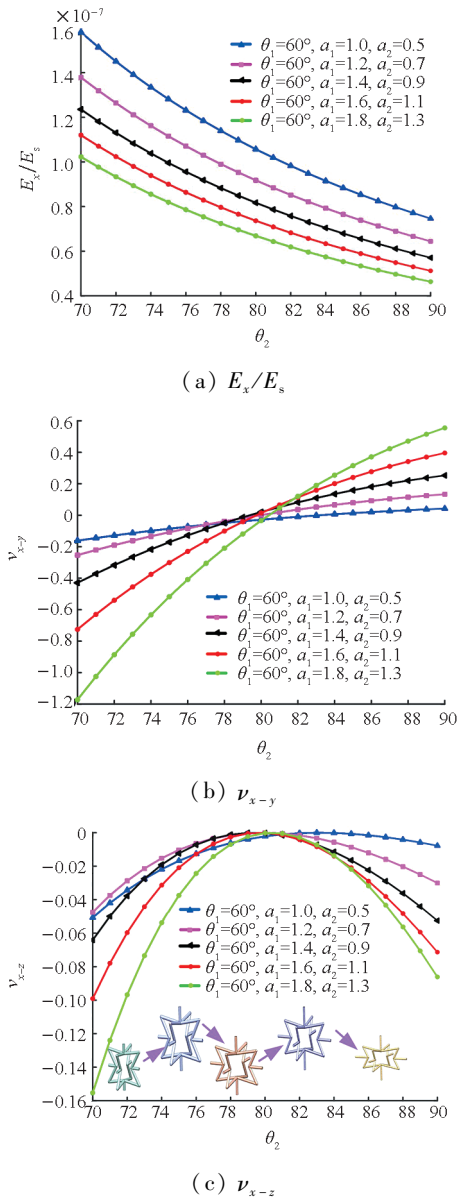


图 12 长宽比 a_1 、 a_2 变化时 x 方向弹性参数随内凹角度 θ_2 变化

Fig. 12 The elastic parameters in the x direction vary with the concave angle θ_2 when the aspect ratio a_1 , a_2 change

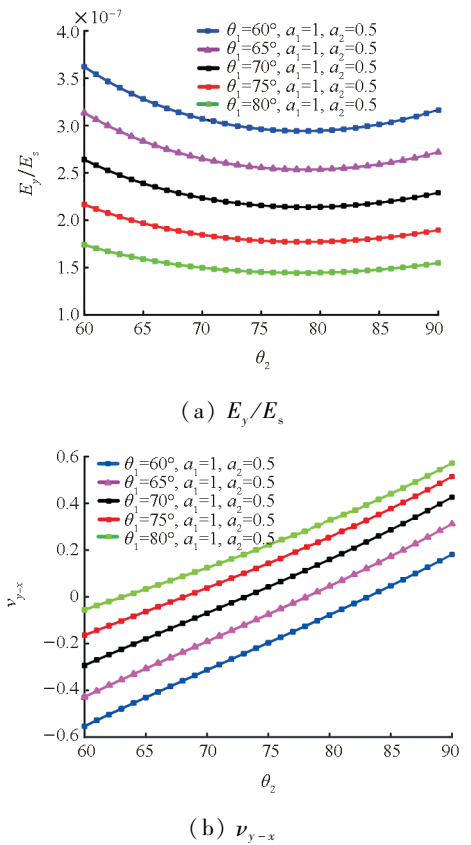


图 13 θ_1 变化时 y 方向弹性参数随内凹角度 θ_2 变化

Fig. 13 The elastic parameters in the y direction vary with the concave angle θ_2 when θ_1 changes

大达到 67.62%,随后减小幅度逐渐降低,且随着胞元内角 θ_2 的增大旋转重入超结构相对弹性模量 E_y/E_s 出现先减后增的趋势。由图 14(b)可知,随着长宽比 a_1 、 a_2 增大,旋转重入超结构泊松比 ν_{y-x} 总体呈现逐渐增大的趋势。在 $\theta_2 \leq 80^\circ$ 时, ν_{y-x} 会有较为明显汇集的变化,在 $\theta_2 > 80^\circ$ 时,差异逐渐消失。

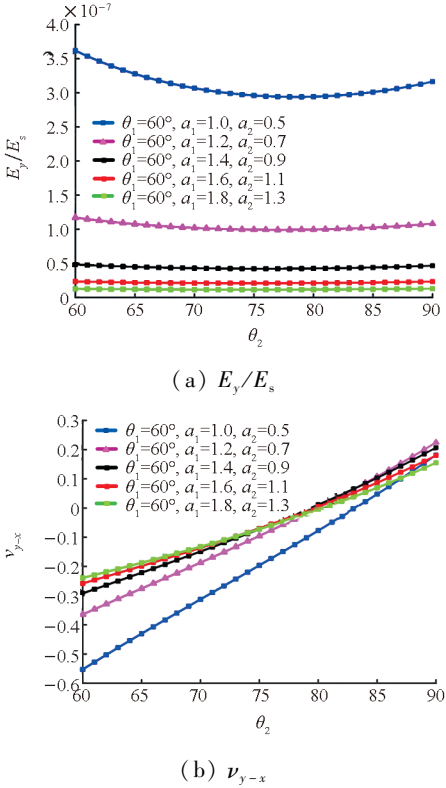


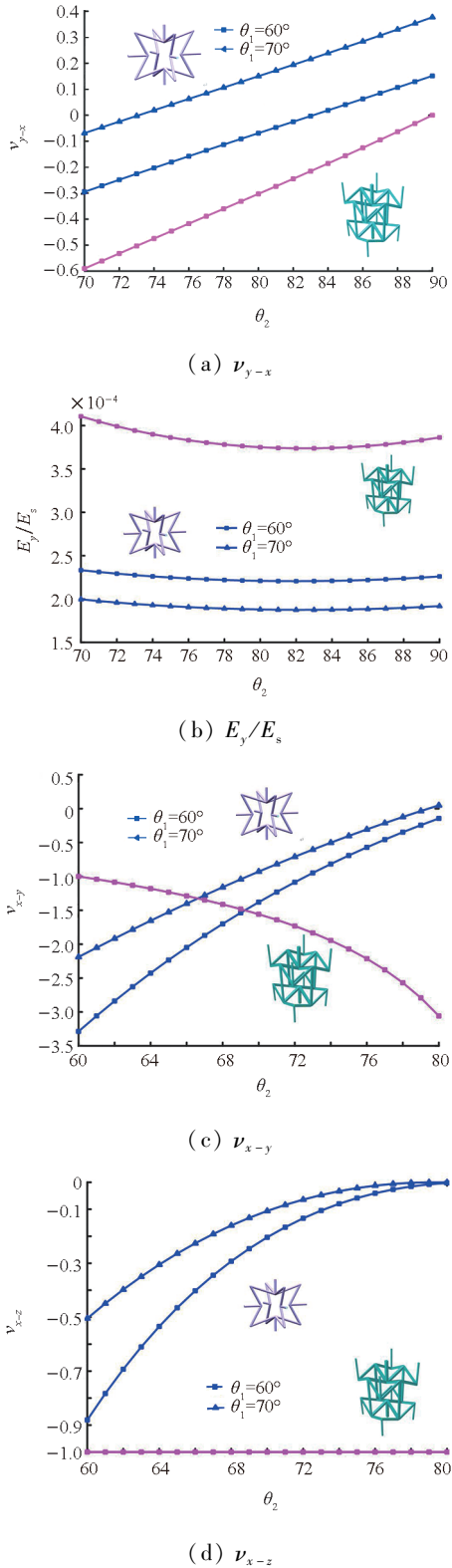
图 14 长宽比 a_1 、 a_2 变化时 y 方向弹性参数随内凹角度 θ_2 变化

Fig. 14 The elastic parameters in the y direction vary with the concave angle θ_2 when the aspect ratio a_1 and a_2 change

综上所述,旋转重入超结构的两条侧边的内凹角度对于整个结构的力学性能都有非常大的影响。在机翼进行拓扑时,若该超结构的 x 方向沿机翼弦长布置, z 方向沿机翼翼展布置,则在机翼实现上下弯过程中,翼展方向较小的刚度可以减小变形所需的驱动力、驱动力矩,实现机翼较大变形,满足大变形的任务需要。构建一系列可调结构参数超结构选择空间、可变结构参数和胞壁厚度来实现机械可调超结构,以胞臂进行连接,旋转重入超结构周期性排布构成完整机翼骨架,通过改变连接胞元的结构特性,达到刚度调节的效果,满足变形翼精确变形的需要。

将旋转重入超结构与三维拉胀蜂窝结构(3D re-entrant auxetic cellular structures)进行对比,结

果如图 15 所示,其中玫红色曲线为三维拉胀蜂窝结构的结果,蓝色曲线为旋转重入超结构的结果,旋转重入超结构($L_1 = L_2 = l, L_3 = h, \theta_2 = \theta$)与三维拉胀蜂窝结构相比,旋转重入超结构具有更多可设计参数,可通过调节 θ_1 使竖直方向泊松比 ν_{y-x} 具有负泊松比、正泊松比、零泊松比的三重特性。将 $L_2 = 2l$,其水平泊松比 ν_{x-y} 相较于三维拉胀蜂窝结构具有更大的调节空间,三维拉胀蜂窝



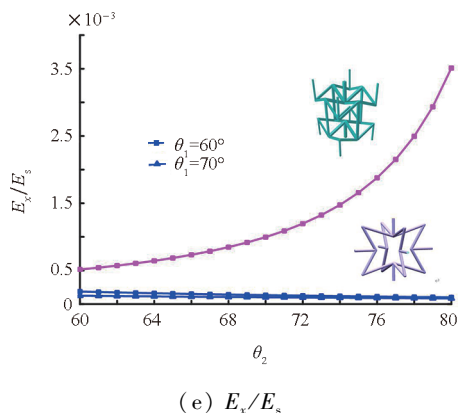


图 15 力学参数对比

Fig. 15 Comparison of mechanical parameters

结构的水平泊松比 ν_{x-z} 固定为 -1 , 旋转重入超结构在此方向具有可调节性能, 旋转重入超结构两个方向的相对弹性模量较小, 但是可设计参数增加, 意味着具有更多的可能性, 当作为变形翼骨架时, 多种泊松比特性使得对蒙皮的要求降低, 可满足大变形的需要。

4 结论

针对空天飞行器变形翼变形问题, 提出一种用于变形翼的旋转重入超结构, 该结构具有可调泊松比特性, 对其力学特性进行理论建模、仿真分析和参数研究, 主要研究内容和结论如下:

1) 提出一种旋转重入超结构, 该结构由平面内凹八边形绕轴旋转构成, 具有多泊松比、可调弹性模量特性, 能够应用于空天飞行器变形翼骨架填充, 解决大尺度变形、变形翼区域刚度调节问题。

2) 基于莫尔定理建立超结构胞元的多方向弹性模量 (E_x/E_s 、 E_y/E_s) 与泊松比 (ν_{x-y} 、 ν_{x-z} 、 ν_{y-x}) 的理论模型。其中, 实验与理论的相对弹性模量 E_x/E_s 、 E_y/E_s 偏差分别为 -5.91% 和 9.01% , 泊松比 ν_{y-x} 、 ν_{x-y} 、 ν_{x-z} 偏差分别为 8.15% 、 -0.24% 、 3.93% 。实验样件的仿真与理论的 E_x/E_s 、 E_y/E_s 偏差分别为 -3.74% 、 10.52% , ν_{y-x} 、 ν_{x-y} 、 ν_{x-z} 偏差分别为 5.36% 、 -3.69% 、 1.01% 。

3) 通过参数研究, 发现几何参数中角度 θ_1 显著影响泊松比的调控特性, ν_{x-y} 呈现负、零、正泊松比三重特性, ν_{x-z} 呈现负泊松比和零泊松比二重特性, 随着角度 θ_1 的增大, 旋转重入超结构的泊松比 ν_{x-y} 的负泊松比效应逐渐消失, 且实现正泊松比所需 θ_2 阈值降低。长宽比增大时, 在 $70^\circ \leq \theta_2 < 80^\circ$ 时, 旋转重入超结构泊松比 ν_{x-y} 增大, 但仍表现出负泊松比特性; 在 $80^\circ \leq \theta_2 \leq 90^\circ$ 时, 旋转重入超结构泊松比 ν_{x-y} 增大, 表现出正泊

松比特性。与 ν_{x-y} 不同的是, 随着 α_1 和 α_2 的增大, 在 $70^\circ \leq \theta_2 < 80^\circ$ 时, 旋转重入超结构泊松比 ν_{x-z} 增大, 至 $\theta_2 = 80^\circ$ 时达到零泊松比结构, 当 $\theta_2 > 80^\circ$ 时, 泊松比 ν_{x-z} 减小, 继续体现为负泊松比结构特性。利用多重泊松比的特性, 可以为机翼填充区域单独设计超结构填充单元, 为变体机翼设计提供了兼具多向变形能力与刚度可调性的新方法, 理论模型与参数化规律对超结构的力学设计具有参考价值。

参考文献 (References)

- [1] MAJID T, JO B W. Status and challenges on design and implementation of camber morphing mechanisms [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2021, 2021(1): 6399937.
- [2] 段富海, 初雨田, 关文卿, 等. 变形机翼的发展现状综述[J]. 机电工程技术, 2021, 50(1): 12-18.
DUAN F H, CHU Y T, GUAN W Q, et al. A review of development status of morphing wing [J]. Mechanical & Electrical Engineering Technology, 2021, 50(1): 12-18. (in Chinese)
- [3] GIBSON L J, ASHBY M F. Cellular solids: structure and properties[M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [4] QLYMPIO K R, GANDHI F. Flexible skins for morphing aircraft using cellular honeycomb cores [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2010, 21(17): 1719-1735.
- [5] WANG Z G. Recent advances in novel metallic honeycomb structure[J]. Composites Part B Engineering, 2019, 166: 731-741.
- [6] 王佳铭, 李志刚, 梁方正, 等. 面向直升机抗坠毁的新型夹心八边形蜂窝设计、仿真和理论研究[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 225244.
WANG J M, LI Z G, LIANG F Z, et al. Design, simulation and theoretical study on novel cored octagon honeycomb for helicopter crashworthiness [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 225244. (in Chinese)
- [7] PRALL D, LAKES R S. Properties of a chiral honeycomb with a poisson's ratio of -1 [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 1997, 39(3): 305-307, 309-314.
- [8] HASSAN M R, SCARPA F, RUZZENE M, et al. Smart shape memory alloy chiral honeycomb[J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 481/482: 654-657.
- [9] LIN W J, LI M Z, LI P, et al. Study of mechanical properties of three dimensional framed plate protective structures with negative Poisson's ratio [J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2023, 11(12): 2261.
- [10] GUO R H, FENG N, BICZO A, et al. A double fish-shaped metamaterial with variable bending stiffness and damping under elastic tension [J]. Physica Status Solidi: Rapid Research Letters, 2025, 19(1): 2400185.

[11] PU Y C, ZHENG S W, HU X J, et al. Robotic skins inspired by auxetic metamaterials for programmable bending of soft actuators[J]. *Materials & Design*, 2024, 246: 113334.

[12] FU M H, CHEN Y, HU L L. A novel auxetic honeycomb with enhanced in-plane stiffness and buckling strength[J]. *Composite Structures*, 2017, 160: 574 – 585.

[13] WOODS B K S, FRISWELL M I, WERELEY N M. Advanced kinematic tailoring for morphing aircraft actuation[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(4): 788 – 798.

[14] HEO H, JU J, KIM D M. Compliant cellular structures; application to a passive morphing airfoil [J]. *Composite Structures*, 2013, 106: 560 – 569.

[15] 宫晓博. 基于变刚度蒙皮和零泊松比蜂窝的变弯度机翼结构研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.

GONG X B. Research on variable camber morphing wing structure based on variable stiffness morphing skin and zero Poisson's ratio cellular structure [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)

[16] 魏兆栋, 高仁璟, 刘书田, 等. 基于 Ω 形蜂窝的夹芯式大变形柔性蒙皮结构设计 with 性能分析[J]. *固体力学学报*, 2022, 43(4): 419 – 433.

WEI Z D, GAO R J, LIU S T, et al. Design and performance analysis of sandwich flexible skin structure with large deformation based on Ω -shaped honeycomb [J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2022, 43(4): 419 – 433. (in Chinese)

[17] 姜松成, 杨慧, 王岩, 等. 变形翼可调泊松比柔性蒙皮力学特性分析[J]. *航空学报*, 2023, 44(13): 227748.

JIANG S C, YANG H, WANG Y, et al. Analysis of mechanical characteristics of flexible skin with tunable Poisson's ratio for morphing wing [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(13): 227748. (in Chinese)

[18] VOS R, BARRETT R. Mechanics of pressure-adaptive honeycomb and its application to wing morphing[J]. *Smart Materials and Structures*, 2011, 20(9): 094010.

[19] 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.

[20] CRAMER N B, KIM J, GREGG C, et al. Modeling of tunable elastic ultralight aircraft [C]//*Proceedings of AIAA Aviation 2019 Forum*, 2019: 3159.

[21] ZHANG H B, ZHANG Z K, SONG C, et al. A morphing wing with cellular structure of non-uniform density[J]. *Smart Materials and Structures*, 2021, 30(10): 105005.

[22] MOON S K, TAN Y E, HWANG J, et al. Application of 3D printing technology for designing light-weight unmanned aerial vehicle wing structures[J]. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing-Green Technology*, 2014, 1: 223 – 228.