

引用格式: 周玥, 李博, 徐伟伟, 等. 用于柔性后缘的零泊松比蜂窝结构力学性能[J]. 航空材料学报, 2025, 45(1): 91-99.
ZHOUE Yue, LI Bo, XU Weiwei, et al. Mechanical properties of honeycomb structure with zero Poisson's ratio for flexible trailing edge[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2025, 45(1): 91-99.

用于柔性后缘的零泊松比蜂窝结构力学性能

周玥, 李博, 徐伟伟, 文友谊*

(成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610073)

摘要: 为给新型无缝柔性后缘结构方案提供技术支撑, 通过理论分析和有限元仿真对正弦型、V型、分段正弦型及余弦型4种新型零泊松比蜂窝结构的弹性性能进行比较研究, 并对余弦蜂窝结构进行拉伸实验测试。据此设计基于二维变形零泊松比余弦蜂窝的柔性后缘, 并对余弦蜂窝后缘段的弯曲性能进行仿真分析。结果表明, 余弦蜂窝结构的内弹性和受载应力状态优于其他三种蜂窝结构, 其准线性应变可达27.8%; 通过参数调控可获得余弦蜂窝后缘段的优异弯曲性能, 实现柔性后缘结构的大幅度弯曲变形, 为新型柔性后缘结构的设计与分析提供参考。

关键词: 柔性蜂窝; 弹性性能; 柔性后缘; 结构变形; 应力分析

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2023.000223

中图分类号: V229.7; V224.5

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2025)01-0091-09

Mechanical properties of honeycomb structure with zero Poisson's ratio for flexible trailing edge

ZHOUE Yue, LI Bo, XU Weiwei, WEN Youyi*

(Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610073, China)

Abstract: To provide technical support for the design of new seamless flexible trailing edge structures, a comparative study of the elastic properties of four novel zero Poisson's ratio honeycomb structures (sinusoidal-type, V-type, segmented sinusoidal-type and cosine-type) is conducted through theoretical analysis and finite element simulation. A tensile test on the cosine honeycomb is also carried out. Based on this, a flexible trailing edge based on a two-dimensional deformable zero Poisson's ratio cosine honeycomb was designed, and the bending performance of the cosine honeycomb trailing edge section is simulated and analyzed. The results show that the in-plane elasticity and stress state of the cosine honeycomb structure are superior to other three honeycomb structures. The quasi-linear strain of the cosine honeycomb achieves 27.8%. Excellent bending performance of cosine honeycomb segment can be achieved by parameter adjustment, thereby achieving significant bending deformation of the flexible trailing edge structure. This study can provide references for the design and analysis of novel flexible trailing edge structures.

Key words: flexible honeycomb; elastic property; flexible trailing edge; structural deformation; stress analysis

传统的飞行器控制面, 如襟副翼、舵面等, 通常采用刚性开缝式结构, 其控制面与主翼面间的缝隙会影响翼面气流的流动, 从而对翼面整体的气动性能带来负面影响^[1-3]。与主翼面无缝连接的一体化柔性舵面(柔性后缘)可有效避免该问题, 近年来受到越来越多的关注。国内外研究机构对柔性舵面开展了大量研究工作。美国航空航天局(National

Aeronautics and Space Administration, NASA)的任务自适应机翼(mission adaptive wing, MAW)项目在F111飞机上进行了柔性后缘测试, 通过机械结构带动表面薄膜弯曲实现变形^[4]。在智能机翼(smart wing)项目中, 首先尝试了通过形状记忆合金作动的柔性蒙皮带动基板弯曲变形、实现机翼后缘弯曲的方案^[5], 后续又提出了基于偏心轴旋转作

动的柔性蜂窝后缘方案^[6],并开展了相关地面与风洞实验。杨智春等^[7]对柔性后缘自适应机翼的3种不同分段翼肋结构进行了深入的比较研究。雷朝晖等^[8]提出了一种柔性翼肋结构,可产生 $\pm 15^\circ$ 的后缘变形。徐钧恒等^[9]设计了一种交叉簧片式铰链的变弯度机翼结构,其后缘偏转角约 $\pm 13.5^\circ$ 。张盛等^[10]研究了偏心轴作动的一维变形零泊松比蜂窝后缘结构,实现了 $\pm 15^\circ$ 的后缘偏转。从上述研究可以看出,通过偏心轴带动后缘偏转是柔性后缘的可行方案,其中零泊松比柔性蜂窝结构性能对柔性后缘的变形特性具有重要影响。相比常规正泊松比结构(如正六边形蜂窝等),零泊松比蜂窝在单向受力变形时,其非受载方向不会产生附加应变,因此在约束状态下不会给变形方向引入额外附加应力,具有较低作动力需求,易于变形。此外,在面外弯曲变形时,非零泊松比结构会产生马鞍形(正泊松比)或双曲形(负泊松比)翘曲,而零泊松比蜂窝的变形均匀一致,可避免机翼外形翘曲对翼面气动性能带来的负面影响。因此,有必要对零泊松比蜂窝的力学性能开展深入研究,为柔性后缘结构提供可行方案。

当前对蜂窝结构的研究集中在构型、参数和材料对其强度特性、吸能特性的影响方面^[11-14],较少涉及蜂窝柔性变形的理论和应用^[15]。对适用于柔性翼面的零泊松比蜂窝结构,国内外学者也开展了部分探索性研究。Bubert等^[16]与Olympio等^[17]研究了数种一维变形零泊松比蜂窝结构。Gong等^[18]提出了一种V型梁二维变形零泊松比蜂窝结构,Liu等^[19-21]提出了数种曲线型梁二维变形零泊松比蜂窝结构,他们对上述蜂窝结构的面内等效弹性模量进行了理论建模和有限元验证,但其面内弹性性能未开展比较研究,具有不同梁结构的柔性蜂窝之间的面内弹性差异尚不明了。因此,有必要开展零泊松比蜂窝结构在统一参数下的面内弹性比较研究,在开发先进柔性翼面的工程实践中为柔性蜂窝构型的选择提供科学的参考。此外,在实际应用中,柔性后缘的变形主要是弯曲变形。而目前对柔性蜂窝的研究主要是面法向厚度蜂窝的面内拉压变形^[22-25],对其弯曲变形的研究较少。对面法向厚度跟随翼型渐变的零泊松比蜂窝结构的弯曲性能鲜见报道,这不利于新型高性能零泊松比蜂窝在柔性后缘中的推广应用。

为解决上述问题,本工作分析了4种二维变形零泊松比蜂窝结构的面内性能差异,为适用于柔性后缘的柔性蜂窝结构选型提供依据;对面法向厚度

渐变的二维变形柔性余弦蜂窝结构的弯曲性能进行了研究,为其在柔性后缘中的工程应用提供参考。本工作主要通过理论分析、有限元方法和实验测试对柔性蜂窝及其工程结构的拉伸和弯曲性能进行研究:首先,通过理论分析和有限元仿真对4种具有不同梁结构的二维变形零泊松比蜂窝的面内弹性进行比较研究;其次,对柔性余弦蜂窝结构的拉伸性能进行实验测试和分析;然后设计一种二维变形零泊松比蜂窝结构填充的柔性后缘;最后对用于柔性后缘的二维变形零泊松比柔性蜂窝段的弯曲性能开展有限元仿真分析。本工作的研究成果,可为新型高性能柔性蜂窝的性能分析及其在柔性后缘的工程应用提供参考。

1 零泊松比蜂窝结构面内弹性

1.1 理论分析

蜂窝结构的面内弹性可通过等效弹性模量进行表征。根据结构力学理论,给出蜂窝结构面内等效弹性模量的推导范式。此外,蜂窝结构在受拉压载荷时,其梁结构中最大应力亦可由受力分析导出。

4种蜂窝结构的胞元构型如图1(a)~(d)所示,其中图1(a)为正弦型蜂窝胞元,图1(b)为V型蜂窝胞元,图1(c)为分段正弦型蜂窝胞元,图1(d)为余弦型蜂窝结构胞元。胞元为正方形结构,其边长为 L ,梁结构曲线的最大高度为 H ,厚度为 t ,结构在面法向的深度为 b 。

对上述4种蜂窝结构进行受力分析可知,当蜂窝结构在承受单向拉压载荷时,沿载荷方向的梁结构会发生拉压变形;沿载荷法向的梁结构不受拉压载荷作用,仅跟随沿载荷方向梁结构的变形产生平移运动。因此,蜂窝结构在载荷法向不产生应变,结构表现出零泊松比特性。

结构的面内等效弹性模量为结构在受拉压载荷时等效应力与等效应变的比值。考虑到对称性,在面内有4条对称轴,因此可以取1/8结构进行研究。如图1(e)所示,设梁曲线方程为 $y=f(x)$,两端所受拉力为 F ,则等效应力为:

$$\sigma_x = \frac{F}{bL/2} \quad (1)$$

为获取等效应变,需要求解结构在受拉时的末端位移。由受力平衡可得:

$$M(x) = M + Ff(x) \quad (2)$$

由转角弯矩关系可知:

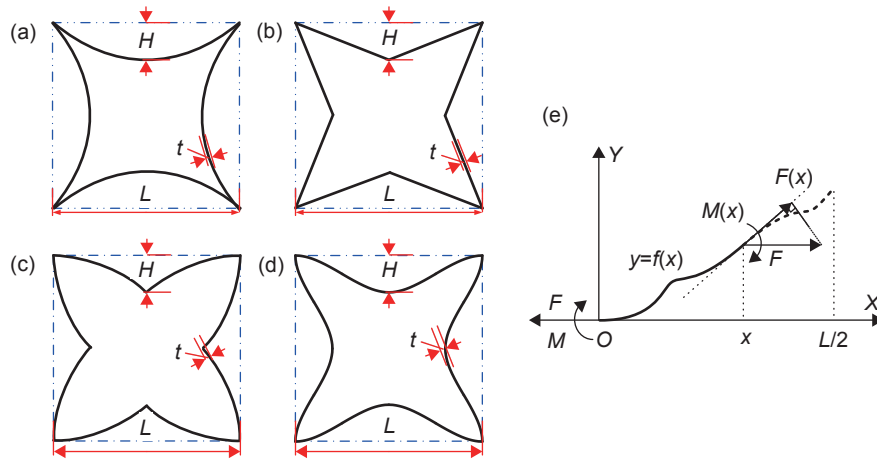


图 1 4 种蜂窝胞元构型、1/8 子结构 (a)正弦型; (b)V 型; (c)分段正弦型; (d)余弦型; (e)1/8 子结构

Fig. 1 Four configurations and 1/8 substructure of honeycomb cells (a) sinusoidal-type; (b) V-type; (c) segmented sinusoidal-type; (d) cosine-type; (e) 1/8 substructure

$$\theta(x) = \int \frac{M(x)}{EI} ds + C \quad (3)$$

式中: $ds = \sqrt{d^2x + d^2f(x)}$; E 为材料的弹性模量; $I = bt^3/12$, 为梁截面惯性矩; C 为常量。

转角边界条件为:

$$\begin{cases} \theta(0) = 0 \\ \theta(L/2) = 0 \end{cases} \quad (4)$$

联立式(2)~(4), 可求得梁截面 x 处内力弯矩 $M(x)$ 。

梁截面 x 处的内力轴力由内力分解可得:

$$F(x) = F \frac{dx}{ds} \quad (5)$$

相比结构内力弯矩和轴力, 内力剪力对末端位移的影响比前两者低几个数量级, 因此可只考虑内力弯矩和轴力对末端位移的影响。

根据求得的内力弯矩和轴力, 梁的应变能方程为:

$$U = \int \frac{M^2(x)}{2EI} ds + \int \frac{F^2(x)}{2EA} ds \quad (6)$$

式中: $A = bt$, 为梁截面面积。

根据卡氏第二定理, 可得梁结构末端位移:

$$\delta_x = \frac{\partial U}{\partial F} \quad (7)$$

因此, 结构等效应变为:

$$\varepsilon_x = \frac{\delta_x}{L/2} \quad (8)$$

根据式(1)和(8)可得结构等效弹性模量为:

$$E_{\text{eff}} = \frac{\sigma_x}{\varepsilon_x} = \frac{F}{b\delta_x} \quad (9)$$

弯矩导致的应力为:

$$\sigma_M = \frac{M(x)t}{2I} \quad (10)$$

轴力导致的应力为:

$$\sigma_F = \frac{F(x)}{A} \quad (11)$$

梁结构中的最大拉压应力为:

$$\sigma = \sigma_M + \sigma_F \quad (12)$$

由上述理论方法推导可获得蜂窝结构的面内弹性模量和内应力峰值方程, 但其中曲线型梁蜂窝结构的性能方程较为复杂, 甚至无法用初等函数描述, 可以通过数值计算方法进行求解。

1.2 有限元分析

利用 ANSYS Workbench 对 4 种不同的二维变形零泊松比蜂窝胞元结构进行仿真分析, 在仿真中, 蜂窝胞元的边长 $L=18 \text{ mm}$, 弯曲梁高 $H=4 \text{ mm}$, 蜂窝结构的深度 $b=3 \text{ mm}$ 。结构材料属性设置为 3D 打印尼龙 PA11 的材料属性, 其杨氏模量为 1800 MPa, 泊松比为 0.4。网格划分方法为 Workbench 程序自适应网格划分。蜂窝结构左端设置为固定支撑; 右端施加沿 X 方向的位移载荷, 大小为蜂窝在 X 方向尺寸的 1%(0.18 mm), Y 和 Z 方向的位移设置为 0。图 2 以余弦型蜂窝结构为例, 给出了蜂窝结构的参数、边界与载荷条件。

已有研究发现, 蜂窝结构刚度最敏感的参数是蜂窝壁厚, 结构刚度大致与壁厚的 3 次方成正比^[26], 因此在本研究分析中, 主要讨论结构刚度随蜂窝壁厚的变化关系。图 3 描述了 4 种蜂窝结构的变形反力和结构内部的最大等效应力与蜂窝壁厚的关系。从图 3 可以看出, 4 种蜂窝结构的变形反力和结构内部最大等效应力均与蜂窝壁厚正相

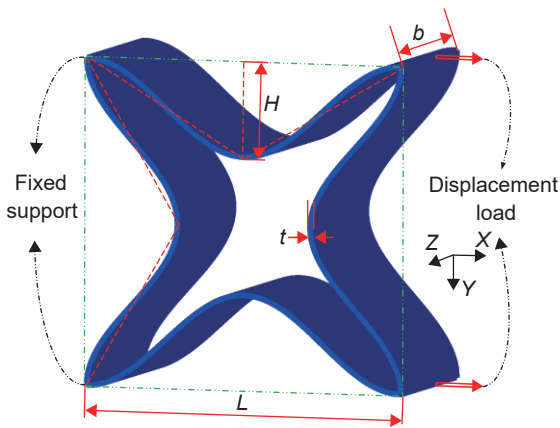


图2 蜂窝结构胞元的仿真设置

Fig. 2 Simulation settings of honeycomb cells

关。结构变形反力随着蜂窝壁厚增大呈非线性增长趋势,其增长速度随着壁厚增大而加快;而结构内部最大等效应力随蜂窝壁厚增大近似线性增长。在同样的轴向位移应变下,4种蜂窝结构中,V型和分段正弦型的变形反力和等效应力最大值

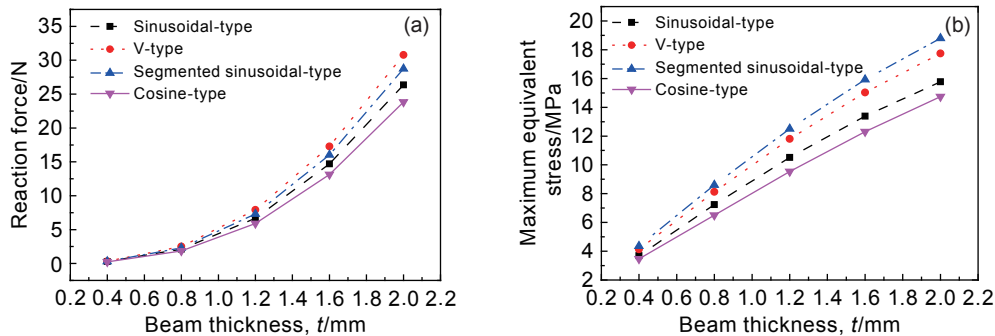


图3 4种零泊松比蜂窝结构面内拉伸性能 (a)结构反力随壁厚的变化;(b)等效应力峰值随壁厚的变化

Fig. 3 In-plane tensile properties of four honeycomb structures with zero Poisson's ratio (a) reaction force with beam thickness; (b) maximum equivalent stress with beam thickness

2 零泊松比蜂窝结构拉伸测试

2.1 测试方案

从第1节分析可以看出,在4种蜂窝结构中,余弦型蜂窝结构性能最优,因此选择余弦型蜂窝和V型蜂窝结构开展力学性能测试,并进行比较研究,见图4。考虑到单向拉伸下,只有拉伸方向的柔性梁受载荷作用,为控制测试成本,采用退化的蜂窝结构,将其非受载方向的柔性梁简化为直线梁,对其拉伸位移和载荷的关系开展测试。通过3D打印制造了蜂窝实验件,材料选用PA11,蜂窝结构参数设置为 $L=18$ mm, $H=8$ mm, $b=3$ mm,壁厚 t 设置为1 mm,如图4(a)所示。拉伸测试在MTS试验机上进行,拉伸实验见图4(e)。测试加

始终大于余弦型蜂窝结构。同样壁厚为1.2 mm的蜂窝结构,产生1%的应变,余弦型蜂窝结构需要5.90 N的力,正弦型、分段正弦型和V型蜂窝结构分别需要6.68、7.30 N和7.91 N。在同等结构参数和应变条件下,余弦型蜂窝在变形过程中所需的变形力和变形能量分别为正弦型、分段正弦型和V型蜂窝的88.32%、80.82%和74.59%。在等效应力方面,壁厚1.2 mm的蜂窝结构产生1%的应变时,余弦型蜂窝结构内部最大等效应力为9.53 MPa,正弦型、分段正弦型和V型蜂窝结构内部最大等效应力分别为10.52、12.50 MPa和11.80 MPa。余弦型蜂窝的内部最大等效应力分别为正弦型、分段正弦型和V型蜂窝的90.59%、76.24%和80.76%。由此可见,在4种蜂窝结构中,余弦型蜂窝面内刚度最低,最易于面内变形;在产生相同的大应变时,其内部应力水平最低,最难发生破坏。因此,在4种结构中,余弦型结构具有最佳的变形应用潜力。

载速度2 mm/min。对2种蜂窝分别采用3件蜂窝实验件进行拉伸测试,性能结果取其拉伸位移和载荷的平均值。

2.2 测试结果分析

图5为蜂窝结构载荷-位移曲线。图5(a)为余弦蜂窝结构载荷-位移曲线的测试和有限元分析结果。有限元分析设定为弹性小变形,因此其载荷-位移曲线是直线。可以看到,测试蜂窝结构的拉伸载荷与拉伸位移呈非线性变化趋势。在小变形时,基本是线性变化;当变形增加时,载荷增加趋势变缓;在大变形时,其载荷迅速增加,此时结构接近破坏。在小变形时,测试结果与有限元结果较为接近,如1 mm变形时,测试结果为3.24 N,有限元结果为4.23 N;在2 mm变形时,测试结果为6.10 N,

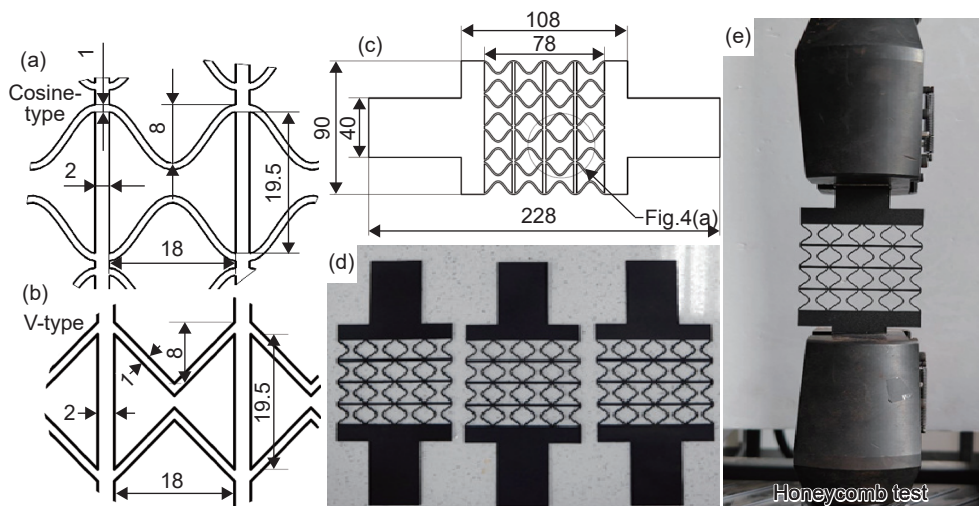


图 4 蜂窝结构及拉伸测试 (a)余弦蜂窝参数;(b)V型蜂窝参数;(c)余弦蜂窝结构;(d)余弦蜂窝样本;(e)拉伸测试
Fig. 4 Honeycomb structure and tensile test (a)parameters of cosine-type honeycomb; (b)parameters of V-type honeycomb; (c)cosine-type honeycomb structure; (d)samples of cosine-type honeycomb; (e)tensile test

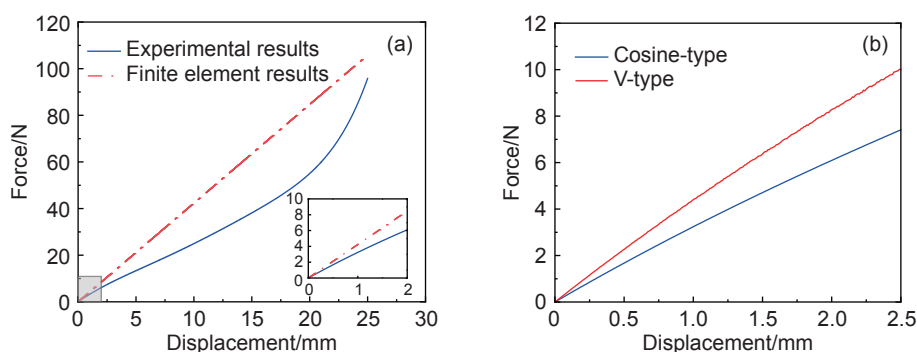


图 5 蜂窝结构载荷-位移曲线 (a)余弦蜂窝载荷-位移有限元和实验结果;(b)余弦蜂窝和 V 型蜂窝载荷-位移实验结果比较
Fig. 5 Force-displacement curves of honeycomb (a)force-displacement results of finite element and experimental results of cosine honeycomb; (b)experimental comparison force-displacement results between cosine honeycomb and V-type honeycomb

有限元结果为 8.47 N。在变形增大时,测试载荷与有限元载荷的差异增大。在整个变形过程中,测试载荷均小于有限元载荷。有限元分析和测试结果均表明,余弦蜂窝结构具有优秀的变形特性,尤其是测试结果验证了余弦蜂窝结构仅需要很小的载荷就可以实现大幅度变形,其准线性应变可达 27.8%(72 mm 跨度下准线性拉伸位移为 20 mm)。

图 5(b)所示为余弦和 V 型蜂窝载荷-位移曲线的实验结果比较。可以看出,在小变形弹性范围,两种结构的载荷与位移均呈线性关系。在拉伸至相同位移时,V 型蜂窝变形所需的拉力均大于余弦蜂窝,这与 1.2 节中有限元分析的结果一致。在 2 mm 变形时,余弦蜂窝所需拉力为 6.10 N,V 型蜂窝所需拉力为 8.28 N,超出余弦蜂窝结构 35.7%。有限元分析和实验结果均表明,相比其他三种结构,余弦蜂窝结构具有优秀的拉伸性能,在拉伸过程中对作动力的需求更低,更适用于柔性翼面的内

部变形支撑结构。

3 余弦蜂窝柔性后缘段结构方案

基于上述蜂窝性能研究,在柔性后缘段结构方案中,选用面内柔性最佳的余弦型蜂窝结构作为内部填充结构。基于零泊松比余弦蜂窝的柔性后缘段结构方案(不包含柔性蒙皮)如图 6 所示,柔性后缘段主要由 4 个部分组成:(1)余弦蜂窝;(2)腹板;(3)后缘尖端;(4)偏心轴。其中,余弦蜂窝用于维持柔性后缘段偏转变形时的翼面外形,作为外部柔性蒙皮的内部支撑;腹板用于保证柔性后缘段偏转时弦平面的连续性;后缘尖端与腹板固定连接,跟随腹板发生移动和转动;偏心轴在舵机带动下转动,为后缘偏转提供动力。在工程中,整体后缘可以由沿展向排布的柔性后缘段连接而成,每个柔性后缘段可独立进行扭转和弯曲变形,以此构成

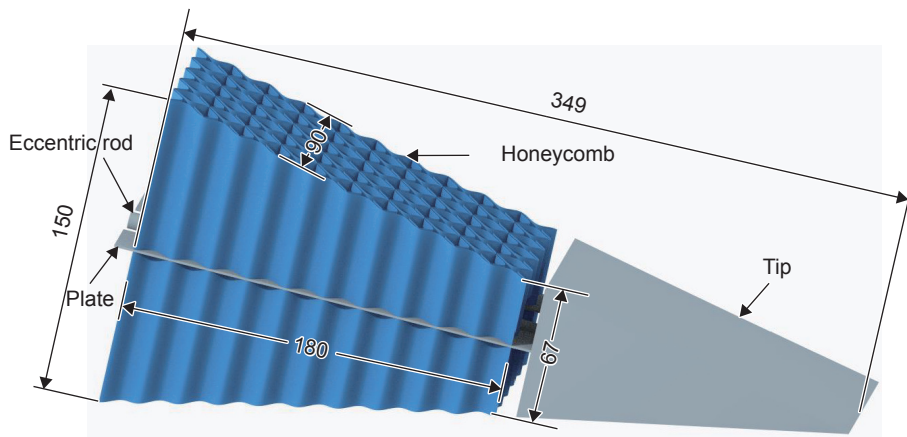


图6 柔性后缘段结构方案

Fig. 6 Structural scheme of the flexible trailing edge segment

可柔性变形的整体后缘结构。

为保证翼面气密性,柔性后缘表面,尤其是蜂窝段所在的位置,需要覆盖柔性蒙皮,柔性蒙皮可通过胶粘的方式,前端与后缘前部机身表面固定粘接,中部与蜂窝段表面固定粘接,后端与后缘尖端表面固定粘接。柔性蒙皮应当具有大应变能力,在变形过程中不发生破坏,以此保证翼面的光滑连续性。现有技术通常采用模量较低的高分子材料作为柔性蒙皮,但其正泊松比特性仍会给作动系统带来一定的负担。为降低作动需求,理想的柔性蒙皮也应当具有零泊松比效应,可以对其进行特殊设计,采用褶皱纤维(如尼龙、芳纶纤维等)与弹性体(如硅橡胶等)复合成型。

变体飞行器设计不仅需要考虑变形能力,其在法向的承载能力同样重要。本工作所用柔性后缘采用贯穿式蜂窝结构作为内部填充,气动载荷经由柔性蒙皮传递至蜂窝结构,并作用于蜂窝结构的面法向,而面法向承载能力强是蜂窝结构优异性能之一,可使后缘具备较强的法向载荷承载能力。

柔性后缘段的翼型主要参数为:弦向长度为349 mm,展向长度为90 mm,前端厚度为150 mm。其中,零泊松比余弦蜂窝段沿弦向蜂窝数量为10,弦向总长度为180 mm,沿展向蜂窝数量为5,展向总长度为90 mm,前端厚度为150 mm,末端厚度为67 mm。

4 余弦蜂窝段弯曲性能有限元分析

通过 ANSYS Workbench 对余弦蜂窝段的弯曲性能开展仿真分析。为简化模型,忽略余弦蜂窝结构中为安装腹板和偏心轴结构设置的缝隙和孔洞,

对完整的余弦蜂窝段进行分析。如图7所示,在仿真中,余弦蜂窝段的前端设置为固定支撑,末端施加Z轴方向的载荷。参考诺格公司对柔性后缘蜂窝结构的研究^[6],设置Z向载荷 $F_z = -67.5$ N。余弦蜂窝的材料设置为芳纶环氧复合材料,其模量与泊松比如表1所示。

图8(a)展示了在Z向载荷作用下,不同蜂窝

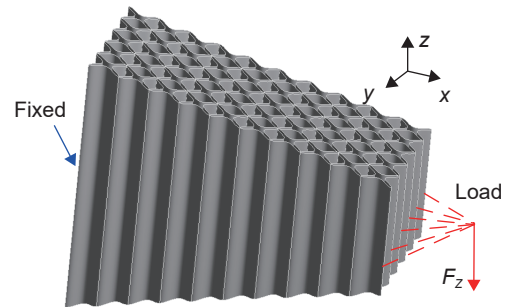


图7 柔性后缘段仿真设置

Fig. 7 Simulation setting of the flexible trailing edge segment

表1 余弦蜂窝材料性能

Table 1 Material properties of cosine honeycomb

Properties	Value
Young's modulus along X direction/MPa	76000
Young's modulus along Y direction/MPa	5500
Young's modulus along Z direction/MPa	5500
Poisson's ratio XY	0.3
Poisson's ratio YZ	0.3
Poisson's ratio XZ	0.3
Shear modulus XY/MPa	2300
Shear modulus YZ/MPa	2300
Shear modulus XZ/MPa	2300

梁高 H 的余弦蜂窝段末端的弯曲挠度(绝对值)与蜂窝梁壁厚 t 的关系。可以看到,在相同的载荷作用下,随着蜂窝梁高的增加,余弦蜂窝段的末端挠度增大,其增大速度随着梁高的增加而加快;余弦蜂窝段的末端挠度随着蜂窝壁厚的增大而减小,其减小速度随着壁厚的增大逐渐降低。在 67.5 N 的

载荷作用下,壁厚 $t \leq 0.05$ mm 时,若不考虑结构强度限制,余弦蜂窝段的末端挠度均超过 50 mm;在梁高 $H=6$ mm, $t=0.15$ mm 时,余弦蜂窝段的末端挠度也超过 35 mm,可以实现较大的变形。由此可见,余弦蜂窝结构具有很高的柔性,易于弯曲变形,非常适合用作柔性后缘的内部支撑。

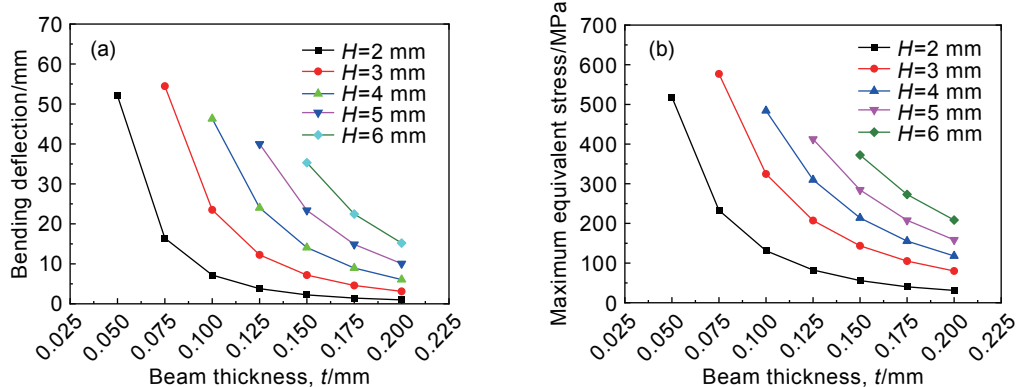


图8 余弦蜂窝段末端弯曲挠度(a)和等效应力峰值(b)与壁厚的关系

Fig. 8 Change of bending deflection at the end (a) and maximum equivalent stress of the cosine honeycomb segment (b) with beam thickness

图8(b)展示了在Z向载荷作用下,不同的蜂窝梁高 H 的余弦蜂窝段内部的等效应力峰值与蜂窝梁壁厚 t 的关系。可以看出,在相同载荷作用下,随着蜂窝梁高的增加,余弦蜂窝段内部等效应力峰值增大,其增大速度随着梁高的增加呈先降低后增加趋势,但总体趋势接近线性增长;余弦蜂窝段内部等效应力峰值随蜂窝壁厚的增加而减小,其减小速度随着壁厚的增大逐渐降低,这主要因为壁厚较大时,在同样载荷作用下,结构的变形和内部应变较小,导致结构内部相应的应力水平处于较低的状态。总体来看,在图示参数下,结构的内部应力远小于芳纶环氧材料的纵向抗拉伸强度(1930 MPa);但当结构弯曲挠度较大时,其内部应力会超过芳纶环氧材料的抗纵向压缩强度(258.7 MPa),蜂窝受压面存在破坏的风险^[27]。

值得注意的是,当余弦梁高 H 较大、蜂窝壁厚 t 较小时,余弦蜂窝结构弯曲后,相邻单元的蜂窝壁在受压侧会有相互接触挤压的可能,会对结构性能带来不利影响。图8所展示的数据中,余弦蜂窝结构变形后,均未发生相邻单元蜂窝壁接触挤压的现象。

图9所示为余弦梁高 $H=6$ mm,蜂窝壁厚 $t=0.15$ mm 时余弦蜂窝后缘结构的变形状态及内部应力分布状况。可以看到,应力峰值出现在靠近蜂窝前端且沿弦向(Y向)排列的余弦梁中部,这说明在

余弦蜂窝弯曲变形中,结构近前端位置的蜂窝受拉较为严重,此处的应力状态应该予以重点关注,以免发生破坏。

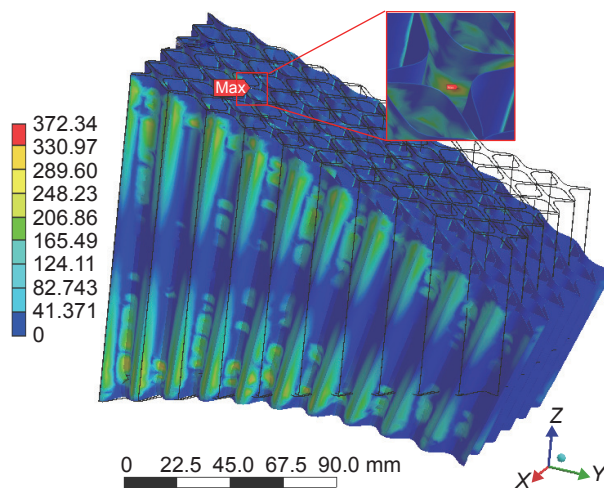


图9 柔性后缘段变形应力

Fig. 9 Deformation stress of the flexible trailing edge segment

5 结论

(1)在正弦型、V型、分段正弦型和余弦型4种蜂窝结构中,余弦型蜂窝结构具有最佳的面内拉压性能,其变形所需的作用力和内部应力最低。

(2)实验测试表明余弦蜂窝在拉伸过程中其载

荷随位移变化呈非线性趋势,其准线性应变达27.8%,具有优异的变形能力。

(3)余弦蜂窝段的弯曲性能仿真结果表明该结构在较小的外力作用下可发生较大幅度的弯曲变形,验证了柔性后缘段设计方案的可行性。

(4)余弦梁曲线高度和壁厚对余弦蜂窝结构变形时的末端弯曲挠度与内部应力峰值具有重要影响,在工程中应根据作动能力和变形需求综合考虑,选择合适的结构参数。

参考文献:

- [1] CHU L L, LI Q, GU F, et al. Design, modeling, and control of morphing aircraft: a review[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(5): 220-246.
- [2] SUN J, GUAN Q H, LIU Y J, et al. Morphing aircraft based on smart materials and structures: a state-of-the-art review[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2016, 27(17): 2289-2312.
- [3] 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.
- [4] DECAMP R W, HARDY R. Mission adaptive wing research programme[J]. *Aircraft Engineering & Aerospace Technology*, 1981, 53(1): 10-11.
- [5] KUDVA J, JARDINE P, MARTIN C. Overview of the ARPA/WL “smart structures and materials development—smart wing” contract[J]. *Proceedings of Spie the International Society for Optical Engineering*, 1996, 2721: 10-16.
- [6] BARTLEY-CHO J D, WANG D P, MARTIN C A. Development of high-rate, adaptive trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2004, 15(4): 279-291.
- [7] 杨智春, 解江. 柔性后缘自适应机翼的概念设计[J]. *航空学报*, 2009, 30(6): 1028-1034.
YANG Z C, XIE J. Concept design of adaptive wing with flexible trailing edge[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(6): 1028-1034.
- [8] 雷朝辉, 宋晨, 张桢锴, 等. 后缘柔性可变形翼肋模块设计分析与试验[J]. *工程与试验*, 2020, 60(4): 16-22.
LEI C H, SONG C, ZHANG Z K, et al. Design, analysis and test of morphing trailing edge flexible rib[J]. *Engineering & Test*, 2020, 60(4): 16-22.
- [9] 徐钧恒, 杨晓钧, 李兵. 基于交叉簧片式铰链的变弯度机翼机构设计[J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2022, 56(3): 444-451.
XU J H, YANG X J, LI B. Design of wing mechanism with variable camber based on cross-spring flexural pivots[J]. *Journal of Zhejiang University (Engineering Science)*, 2022, 56(3): 444-451.
- [10] 张盛, 杨宇, 王志刚, 等. 变弯度机翼后缘偏心梁设计与验证[J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 438-446.
ZHANG S, YANG Y, WANG Z G, et al. Design and validation of eccentric beam for variable camber trailing edge[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(6): 438-446.
- [11] 霍雨佳. 鸟撞复合材料蜂窝夹芯平板动响应分析[J]. *航空材料学报*, 2021, 41(6): 81-88.
HUO Y J. Dynamic response analysis on bird impacted composite honeycomb sandwich structure[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2021, 41(6): 81-88.
- [12] 王玉瑛, 吴荣煌. 蜂窝材料及孔格结构技术的发展[J]. *航空材料学报*, 2000, 20(3): 172-177.
WANG Y Y, WU R H. Development of honeycomb cell structure and materials[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2000, 20(3): 172-177.
- [13] 吴赛, 张有为, 陈猛, 等. 3D打印微波吸收材料研究进展[J]. *航空材料学报*, 2021, 41(6): 13-22.
WU S, ZHANG Y W, CHEN M, et al. Progress of 3D printed microwave absorbers[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2021, 41(6): 13-22.
- [14] 严效男, 王荣, 陈永雄, 等. 胞元尺寸对六边形聚氨酯蜂窝结构泊松比和吸收能量的影响[J]. *机械工程材料*, 2021, 45(3): 71-75.
YAN X N, WANG R, CHEN Y X, et al. Influence of size of honeycomb structure on Poisson's ratio and energy absorption[J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2021, 45(3): 71-75.
- [15] 赵剑, 谢宗蕪, 安学峰, 等. 蜂窝芯体材料面外等效弹性模量预测与分析[J]. *航空材料学报*, 2008, 28(4): 94-100.
ZHAO J, XIE Z H, AN X F, et al. Prediction and analysis of equivalent out-of-plane modulus of honeycomb core materials[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2008, 28(4): 94-100.
- [16] BUBERT E A, WOODS B K S, LEE K, et al. Design and fabrication of a passive 1D morphing aircraft skin[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2010, 21(17): 1699-1717.
- [17] OLYMPIO K R, GANDHI F. Zero Poisson's ratio cellular honeycombs for flex skins undergoing one-dimensional morphing[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2010, 21(17): 1737-1753.
- [18] GONG X B, HUANG J, SCARPA F, et al. Zero Poisson's ratio cellular structure for two-dimensional morphing applications[J]. *Composite Structures*, 2015, 134: 384-392.
- [19] LIU W D, LI H L, YANG Z D, et al. Mechanics of a

- novel cellular structure for morphing applications[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105479.
- [20] LIU W D, LI H L, ZHANG J, et al. In-plane mechanics of a novel cellular structure for multiple morphing applications[J]. *Composite Structures*, 2019, 207: 598-611.
- [21] LIU W D, LI H L, ZHANG J, et al. Tensile and shear properties of star-shaped cellular lattice structure[J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2021, 28(24): 2605-2617.
- [22] 沈元, 朱华, 刘卫东, 等. 三种柔性蒙皮支撑结构的力学特性[J]. *振动测试与诊断*, 2017, 37(1): 18-25.
SHEN Y, ZHU H, LIU W D, et al. Mechanical characteristics of three support structures of flexible skin[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2017, 37(1): 18-25.
- [23] 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与性能分析[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 structure with large deformation based on Ω -shaped honeycomb[J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2022, 43(4): 419-433.
- [24] 梁森, 陈花玲, 陈天宁, 等. 蜂窝夹芯结构面内等效弹性参数的分析研究[J]. *航空材料学报*, 2004, 24(3): 26-31.
LIANG S, CHEN H L, CHEN T N, et al. Analytical study of the equivalent elastic parameters for a honeycomb core[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2004, 24(3): 26-31.
- [25] 董鑫, 石晓朋, 常飞, 等. 蜂窝芯体厚度对 Nomex 蜂窝夹层复合材料压缩性能的影响[J]. *机械工程材料*, 2014, 38(10): 46-49.
DONG X, SHI X P, CHANG F, et al. Influence of honeycomb core thickness on compressive property of Nomex honeycomb sandwich composites[J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2014, 38(10): 46-49.
- [26] 刘卫东, 李虹林. 零泊松比手风琴蜂窝等效模量[J]. *固体力学学报*, 2018, 39(1): 100-112.
LIU W D, LI H L. Equivalent moduli of accordion honeycomb with zero Poisson's ratio[J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2018, 39(1): 100-112.
- [27] 邓杰. 芳纶/环氧树脂复合材料性能研究[J]. *高科技纤维与应用*, 2008, 33(2): 6-11.
DENG J. Study on the properties of aramid fibre/epoxy composites[J]. *Hi-Tech Fiber & Application*, 2008, 33(2): 6-11.

收稿日期: 2023-12-20; 录用日期: 2024-01-05

通讯作者: 文友谊(1963—), 男, 研究员, 研究方向为复合材料成型, 联系地址: 四川省成都市青羊区纬一路 88 号 (610073), E-mail: cfcontact@163.com

(本文责编: 张 琴)