

基于零泊松比蜂窝的中空式柔性后缘结构

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 为提升柔性后缘变形能力并减轻结构重量,提出了一种基于零泊松比蜂窝的中空式柔性后缘结构,其上下翼面采用一维变形零泊松比余弦蜂窝结构作为外部柔性蒙皮的支撑。首先,通过 ANSYS Workbench 软件对柔性后缘结构进行了仿真分析,探讨了关键结构参数对结构弯曲性能的影响,给出了结构参数选择的建议;其次,设计并加工了柔性后缘工程样机;最后,对柔性蜂窝段的弯曲性能开展了测试。结果表明:蜂窝壁厚增加至 2.5 倍时,结构弯曲刚度提升约 9 倍,应力峰值提升约 2 倍;蜂窝单元数量、蜂窝法向高度和中心弦线高度对结构弯曲刚度和应力峰值也有显著影响;柔性后缘结构末端在低于 20 N 拉力作用下可实现预设的 ± 110 mm 大偏转位移。

关键词 零泊松比;蜂窝结构;柔性后缘;结构设计;有限元分析;实验测试

中图分类号 V224;TH122

引 言

柔性变体后缘与翼面主体可形成一体化无缝结构,避免传统翼面与刚性操纵面之间由于间隙导致的流动损失,具有优越的气动性能,日益受到国内外研究的关注^[1-4]。从 20 世纪 80 年代起,美国国家航空航天局就开展了对无缝式柔性后缘的研究,但由于翼面柔性变形的收益难以抵消附加机械结构带来的重量与操纵损失,研究一度被搁置^[5]。近年来,基于偏心轴作动的柔性后缘方案被认为是较为合理且收益较高的结构形式,学者们对此方案进行了探索性研究^[6]。Li 等^[7]改进了偏心轴结构,通过偏心轴与曲面盘带动前后缘偏转。王宇等^[8]采用偏心轴-平面盘机构带动 V 型零泊松比蜂窝进行偏转,并对翼面结构开展了多学科优化。张盛等^[9]对偏心梁作动的特殊设计零泊松比蜂窝后缘结构进行了驱动点优化设计研究,改善了柔性后缘偏转外形。从上述研究可以看出,柔性变形结构作为柔性后缘内部关键的变形和承载结构,其性能对柔性后缘的变化外形具有重要的影响,需要对其进行科学合理的设计与探讨。

传统的柔性后缘方案通常采用正六边形蜂窝结构在翼面内部进行贯穿式填充^[10-11],但由于其正泊松比效应,正六边形蜂窝在弯曲时会发生面外翘曲现象,影响翼面气动性能^[12-14]。近几年有学者提出采用零泊松比蜂窝结构进行后缘填充^[15-18],可避免

翼面弯曲时的翘曲问题,但目前基于纤维复合材料的零泊松比蜂窝结构的加工制造需要独立开模,成本高昂。通过 3D 打印进行零泊松比蜂窝结构的制造会大大降低成本,但受现有打印技术的限制,零件壁厚通常不能小于 0.8 mm,若采用贯穿式填充,会给后缘结构的变形能力和重量带来巨大挑战。

为提升结构的变形能力,减轻蜂窝结构重量,笔者提出一种基于零泊松比蜂窝的中空式柔性结构,该轻质一体化结构可用于柔性后缘的内部支撑。首先,对基于零泊松比蜂窝的中空式柔性后缘结构方案进行了设计;其次,对柔性后缘结构进行了弯曲变形仿真分析,探讨了结构参数对柔性后缘弯曲性能的影响,给出了柔性后缘结构参数的设置建议;最后,设计并加工了基于零泊松比蜂窝的中空式柔性后缘工程样机,对柔性蜂窝段的弯曲性能开展了实验测试,为无缝式柔性后缘结构研究提供参考。

1 结构方案

本研究方案中的零泊松比蜂窝采用一维变形余弦型结构^[19],该结构在变形方向具有较低的等效弹性模量,易于产生拉压变形。将余弦蜂窝设置在柔性后缘的上下表面,在后缘弯曲时,蜂窝结构随后缘变形产生相应的拉伸或压缩变形。为使柔性蜂窝结构具有较强的面法向承载能力,将一维变形余弦蜂窝胞元的直梁部分向翼型内部延伸,形成腹板状支

撑结构(后缘结构前端需放置作动机构,仅在后缘中部设置5块腹板,且相邻腹板间设置2组胞元),支撑腹板中部设置有偏心轴作动的运动轨道。为保证后缘变形一致且连续,在翼型厚度中间位置设有连接腹板结构的中心弦线。为缓解中心弦线与支撑腹板交错位置处的应力集中,在弦线与腹板相接处设置有圆形倒角。

柔性后缘结构方案如图1所示。柔性后缘结构段的固定参数包括:蜂窝胞元长度 $L=18\text{ mm}$;余弦梁高度 $H=8\text{ mm}$;腹板和蜂窝直梁厚度 $t_w=2\text{ mm}$;关键结构参数蜂窝壁厚 t (初始设置为 1 mm);弦向和展向分布的余弦梁数量 $N_c \times N_s$ (初始设置为 13×10);蜂窝面法向高度 H_m (初始设置为 3 mm);中心弦线高度 H_z (初始设置为 3 mm)。

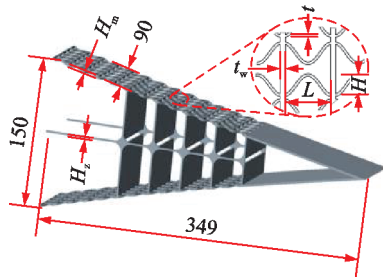


图1 柔性后缘结构方案(单位:mm)

Fig.1 Scheme of the flexible trailing edge structure (unit:mm)

2 仿真设置

在ANSYS Workbench软件中采用Static Structural模块对柔性后缘结构进行了静力学分析,材料设置为3D打印尼龙PA11材料,其弹性模量为 $1\ 800\text{ MPa}$,泊松比为 0.4 。结构计算网格通过程序自适应划分。

柔性后缘边界与载荷条件如图2所示。后缘前端平面设置为固定约束,后缘末端中部施加一个沿 z 轴方向的定向位移,其大小为 110 mm , x 轴和 y 轴方向不添加任何约束。

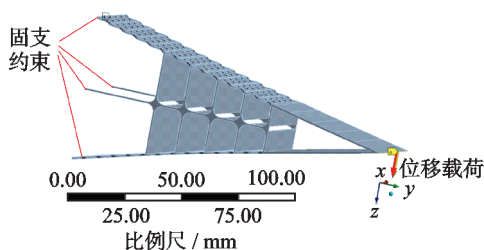


图2 柔性后缘边界与载荷条件

Fig.2 Boundary and load conditions of the flexible trailing edge

本研究仿真目的是计算当后缘末端偏转至固定位移时,结构偏转所需的偏转力(末端反力)和结构中的等效应力峰值,以此作为结构弯曲性能的考量依据,并为结构参数设置提供参考。

3 结构分析

3.1 蜂窝壁厚

考虑到现有3D打印技术能够实现的最小壁厚为 0.8 mm ,因此蜂窝壁厚从 0.8 mm 开始。柔性后缘结构力学性能随蜂窝壁厚的变化如图3所示。由图可知:蜂窝壁厚对后缘结构变形所需的力影响较大,当蜂窝壁厚从 0.8 mm 增加到 2.0 mm ,增长至 2.5 倍时,在 110 mm 的定向位移下,变形所需的力从 15.33 N 增加到 137.91 N ,以非线性的方式增长约 9 倍,结构刚度大幅提升;后缘结构内等效应力峰值从 45.28 MPa 增加到 81.17 MPa ,增长约 2 倍。

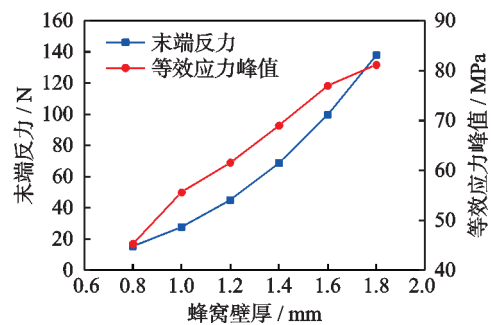


图3 柔性后缘结构力学性能随蜂窝壁厚的变化

Fig.3 Mechanical properties of the flexible trailing edge with beam thickness of the honeycomb

由于尼龙PA11材料的抗拉强度约为 50 MPa ,3D打印最小细节为 0.8 mm ,综合考虑下,建议蜂窝结构壁厚选取为 1 mm 。

3.2 余弦梁数量

为分析不同数量蜂窝梁后缘结构的弯曲性能,通过增加沿弦向梁数量或减少展向梁数量,对默认值 13×10 进行适当调整。柔性后缘结构力学性能随余弦梁数量的变化如图4所示。由图可以看出:随着余弦梁弦向数量的增加,在 110 mm 的定向位移下,柔性后缘结构末端反力不断减小, 13×10 结构的末端反力为 27.71 N ,而 15×10 结构末端反力仅为 19.88 N ,降低约 28.26% ;对于不同展向余弦梁数量的后缘结构, $N_c \times 8$ 结构比 $N_c \times 10$ 的结构末端反力有明显降低,其中 13×8 结构中的末端反力为

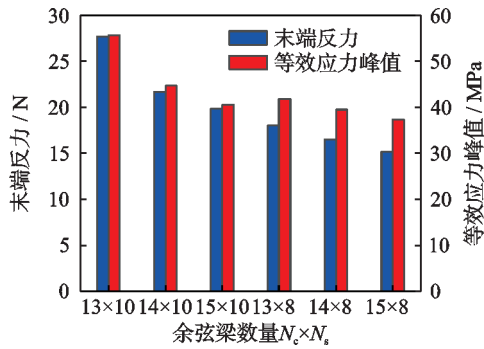


图4 柔性后缘结构力学性能随余弦梁数量的变化

Fig.4 Mechanical properties of the flexible trailing edge with number of the cosine beams

18.03 N, 相比 13×10 结构降低约 34.93%; 随着余弦梁弦向数量的增加, 在 110 mm 的定向位移下, 柔性后缘结构中等效应力峰值不断减小, 其中 13×10 结构的应力峰值为 55.62 MPa, 而 15×10 结构的应力峰值仅为 40.61 MPa, 降低约 26.99%; 对于不同展向蜂窝梁数量的后缘结构, $N_c \times 8$ 结构比 $N_c \times 10$ 结构的等效应力峰值也有较为明显的降低, 如 13×8 结构中应力峰值为 41.86 MPa, 相比 13×10 结构降低约 24.74%。

在同样的位移量下, 余弦梁的数量会对后缘弯曲性能产生较大影响, 弦向梁数量越多, 展向梁数量越少, 则结构刚度越低, 单位变形下所需要的力更小, 后缘结构更易弯曲变形。综合考虑结构性能和作动需求, 余弦梁数量 $N_c \times N_s$ 选择为 15×8 。

3.3 蜂窝面法向高度

柔性后缘结构力学性能随蜂窝面法向高度的变化如图 5 所示。由图可知: 柔性后缘结构末端反力与蜂窝面法向高度 H_m 近似线性正相关, H_m 自 1.0 mm 增加至 6.5 mm 时, 结构末端反力自 4.85 N 增大至 30.38 N; 柔性后缘内部应力峰值随 H_m 的变化有小幅波动, 当 H_m 在 1.0~4.5 mm 范围时, 随着

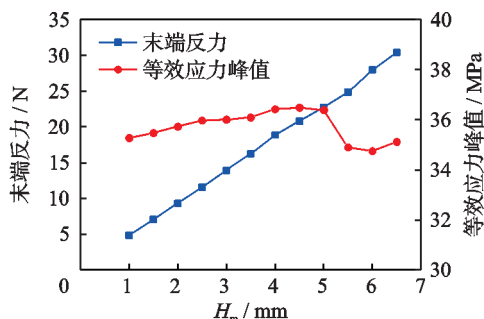


图5 柔性后缘结构力学性能随蜂窝面法向高度的变化

Fig.5 Mechanical properties of the flexible trailing edge with normal height of the honeycomb

H_m 的增加, 等效应力峰值呈近似线性上升趋势; 当 H_m 增加至 4.5 mm 后, 等效应力峰值从 36.48 MPa 逐渐降低, 直至 H_m 为 6.0 mm 时达到最低值 34.75 MPa, 而后随 H_m 的增加而上升。

可以看出, 柔性后缘结构的整体刚度随蜂窝面法向高度 H_m 的增加而增大。为避开应力峰值波动区对结构性能的不利影响, 选择蜂窝高度 $H_m = 4.0$ mm 进行后续分析。

3.4 中心弦线高度

柔性后缘结构力学性能随中心弦线高度的变化如图 6 所示。由图可知: 末端反力随中心弦线 H_z 的增加有小幅提升, 当 $H_z = 1.0$ mm 时末端反力为 18.28 N, $H_z = 6.0$ mm 时末端反力为 20.36 N; 随着中心弦线高度 H_z 的增加, 柔性后缘结构等效应力峰值以近似分段线性趋势逐渐下降, 当 H_z 在 1.0~4.0 mm 范围时, 等效应力峰值下降速度较快, 当 H_z 大于 4.0 mm 后, 其下降速度变缓。

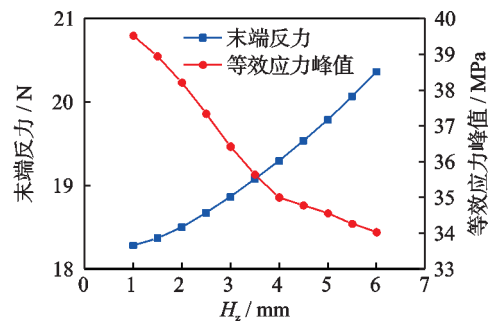


图6 柔性后缘结构力学性能随中心弦线高度的变化

Fig.6 Mechanical properties of the flexible trailing edge with height of the central chord line

综合考虑材料特性与变形驱动力条件限制(等效应力峰值低于材料强度极限 50 MPa, 柔性后缘结构末端反力不超过 20 N), 中心弦线高度 H_z 设定为 3.0 mm 较为适宜。

4 结构应用与测试

4.1 柔性后缘工程结构

柔性后缘结构的设计参数以某型飞机的刚性偏转舵面为参考, 舵面设计参数见表 1。

由表 1 可知, 舵面展长为 939 mm。考虑到偏转角度 20° 的变形和作动需求, 并保证舵面变形的连续性, 柔性后缘采用分布式布局, 沿展向分为 10 段, 每段结构包括作动器、驱动器、减速器、偏心轴及变翼型的蜂窝段, 每段结构均可独立变形。

表1 舵面设计参数

Tab.1 Design parameters of the rudder

舵面参数	数值
展长/mm	939
根弦长/mm	424
梢弦长/mm	424
高度/mm	150~71渐变
偏转角度/(°)	±20

柔性后缘结构如图7所示。作动器采用TRUM60型超声电机,每台超声电机配置1台减速器,均通过螺钉固定安装至电机安装梁。电机输出轴与减速器输入孔锁紧,偏心轴通过螺钉固定安装至减速器,超声电机通过减速器带动偏心轴转动,驱动对应的柔性蜂窝段变形。电机驱动器通过连接板固定安装至电机安装梁,安装梁与翼面刚性前缘固定连接。柔性蜂窝段通过内部腹板间的滑槽套装在偏心轴上,通过螺栓与翼面刚性前缘固定连接,并将驱动结构完全纳入内部空间。后缘连接件插入柔性蜂窝段后缘内部,通过螺栓将10段柔性蜂窝段串接为一体。翼侧封边卡入侧边柔性蜂窝段的侧面,且与侧边柔性蜂窝段和后缘连接件通过螺栓固定连接。图8为加工装配后的柔性后缘工程样机。

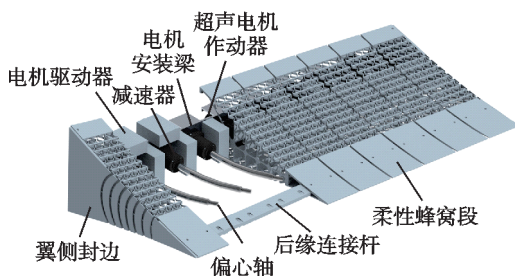


图7 柔性后缘结构

Fig.7 Flexible trailing edge structure

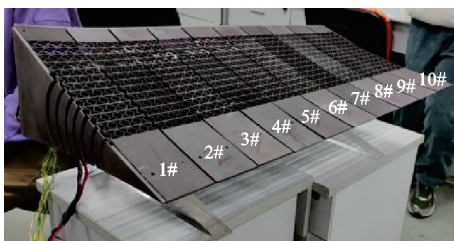


图8 柔性后缘工程样机

Fig.8 Prototype of the flexible trailing edge

柔性后缘蜂窝段宽为90 mm,相邻间距设置为5 mm。根据仿真结果和分析,柔性后缘蜂窝段的结构参数设置如下:蜂窝壁厚为1 mm;蜂窝网格数量为 15×8 ;蜂窝面法向高度 H_m 为4.0 mm;中心弦线

高度 H_z 为3.0 mm。考虑到蜂窝结构外部还需要粘接柔性蒙皮,将柔性后缘的前部表面设置为实体面板结构。此外,为保证结构的稳定性,蜂窝前部两侧面均增设2段杆结构,用于连接实体面板结构和中心弦线。蜂窝段工程结构如图9所示。

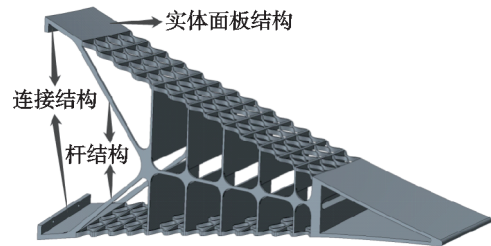


图9 蜂窝段工程结构

Fig.9 Engineering structure of the honeycomb segment

4.2 蜂窝段变形测试

为验证柔性蜂窝段的变形能力和所需变形力,对柔性蜂窝段开展了拉弯变形测试,以测试柔性蜂窝结构末端位移达到设计偏转位移时在其端部所需施加的拉力大小。图10为拉力测试示意图。主要操作步骤如下:

1) 组装好蜂窝段,在其末端系上细绳;

2) 保持拉力器垂直于地面,将蜂窝段末端用拉力器向上或向下拉升110 mm,并保持位置,将电子拉力器归零;

3) 缓慢释放拉力器,使得蜂窝结构回归初始状态,待数据稳定时,记录拉力器数据。



图10 拉力测试示意图

Fig.10 Stretching force test diagram

4.3 结果与讨论

由于参考舵面的翼型截面厚度沿展向渐变,每个蜂窝段的翼型厚度有所差异,但相邻蜂窝段的厚度变化不大,因此挑选部分蜂窝段(1、3、5、7和10段)进行研究。柔性蜂窝段弯曲实验与仿真结果见表2。

表2 柔性蜂窝段弯曲实验与仿真结果

Tab.2 Experimental and simulation results of flexible trailing edge bending

蜂窝 序号	偏转位移/ mm	所需拉力/N		误差/%
		实验结果	仿真结果	
1	110	18.963	24.190	21.6
	-110	18.963	24.220	21.7
3	110	14.994	17.356	13.6
	-110	14.761	17.368	15.0
5	110	12.005	14.175	15.3
	-110	12.311	14.174	13.1
7	110	8.489	10.690	20.6
	-110	9.531	10.680	10.8
10	110	5.292	5.296	0.1
	-110	5.308	5.284	-0.5

由表2可以看出:随着翼型厚度的不断减小,1~10号蜂窝段弯曲所需的拉力逐渐降低,表明结构的弯曲刚度与翼型厚度是正相关关系;实验测试得到的拉力结果略小于仿真计算得到的末端反力,且两者差异随翼型厚度的减小而逐渐降低;翼型厚度最大的1号蜂窝,其测试与仿真结果误差最大,为21.7%;翼型厚度最小的10号蜂窝,其测试与仿真结果非常接近,误差仅为0.5%。产生误差的原因如下:①测试采用的拉绳测试方式会给实验值引入一定误差;②结构加工质量与测试装置也会引入相应的误差。实验测试结果验证了仿真的有效性和准确性,表明本研究设计的柔性蜂窝段具有弯曲大变形能力,可以实现末端的大位移(± 110 mm)偏转。

5 结 论

1) 蜂窝结构壁厚对后缘结构变形所需的力影响较大,当蜂窝壁厚增长至2.5倍时,后缘变形所需的力以非线性的方式增长约9倍,结构刚度大幅提升。同时,蜂窝结构内等效应力峰值也增长约2倍。

2) 蜂窝的单元数量会对后缘弯曲性能产生较大影响,弦向蜂窝数量越多,展向蜂窝数量越少,则结构刚度越低,更易变形,而结构内部等效应力峰值也有所降低。

3) 蜂窝法向高度对后缘结构弯曲性能的影响较为复杂。蜂窝法向高度增加时,后缘结构弯曲变形所需的力也增加,后缘结构弯曲刚度增加,不易变形。但是,蜂窝法向高度的增加会降低后缘结构内部的等效应力峰值。

4) 中心弦线高度的增加会降低后缘结构的弯曲变形能力,也会降低后缘结构应力峰值。中心弦线高度与后缘结构末端反力线性正相关,与后缘结构内部应力峰值分段线性负相关。

5) 柔性蜂窝段具有弯曲大变形能力,其弯曲刚度与翼型厚度正相关。测试结果表明,其末端可以在小于20 N拉力下实现 ± 110 mm的大位移偏转。

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] LI Y Z, GE W J, ZHOU J, et al. Design and experiment of concentrated flexibility-based variable camber morphing wing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(5): 455-469.
- [3] THILL C, ETCHES J, BOND I P, et al. Morphing skins[J]. Aeronautical Journal, 2008, 112 (1129): 117-139.
- [4] 田静怡, 张玉玲, 尹丹妮, 等. 变体飞行器头锥的运动控制性能分析[J]. 振动、测试与诊断, 2024, 44(2): 345-352.
TIAN Jingyi, ZHANG Yuling, YIN Danni, et al. Analysis of motion control performance of morphing aircraft nose cone[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2024, 44(2): 345-352. (in Chinese)
- [5] DECAMP R W, HARDY R. Mission adaptive wing research programme[J]. Aircraft Engineering & Aerospace Technology, 1981, 53(1): 10-11.
- [6] JAYANTH N K, PETER J A, CHRISTOPHER M A, et al. 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.
- [7] LI D C, GUO S J, XIANG J W. Modeling and nonlinear aeroelastic analysis of a wing with morphing trailing edge[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers (Part G): Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(G4): 619-631.
- [8] 王宇, 黄东东, 郭士钧, 等. 变体机翼后缘多学科设计与优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(3): 415-424.
WANG Yu, HUANG Dongdong, GUO Shijun, et al. Multidisciplinary design and optimization of trailing edge of morphing wing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(3): 415-

424. (in Chinese)
- [9] 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): 431-439.
ZHANG Sheng, YANG Yu, WANG Zhigang, et al. Design and validation of eccentric beam for variable camber trailing edge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 431-439. (in Chinese)
- [10] BARTLEY C J, 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.
- [11] 杜赛娜, 郭彦峰, 王冬梅. 考虑结构因素的蜂窝纸板等效模型适用性研究[J]. 振动、测试与诊断, 2023, 43(1): 31-36.
DU Saina, GUO Yanfeng, WANG Dongmei. Applicability of equivalent model of paper honeycomb sandwich structure considering structural factors[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2023, 43(1): 31-36. (in Chinese)
- [12] 阚文广, 尹维龙. 可变形蜂窝结构设计与力学分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2017, 38(9): 1406-1412.
KAN Wenguang, YIN Weilong. Design and mechanical analysis of deformable honeycomb structures[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2017, 38(9): 1406-1412. (in Chinese)
- [13] 侯运优, 张婕. 3D打印弹性蜂窝结构的实验和数值模拟研究[J]. 机械强度, 2023, 45(5): 1259-1264.
HOU Yunyou, ZHANG Jie. Experimental and numerical simulation of elastic honeycomb structures by 3D printing [J]. Journal of Mechanical Strength, 2023, 45(5): 1259-1264. (in Chinese)
- [14] 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.
- [15] 艾森, 郭瑜超, 聂小华, 等. 零泊松比蜂窝结构一维变形行为[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(4): 629-636.
AI Sen, GUO Yuchao, NIE Xiaohua, et al. One dimensional deformation behavior of a honeycomb structure with zero poisson's ratio[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(4): 629-636. (in Chinese)
- [16] 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 Weidong, LI Honglin. Equivalent moduli of accordion honeycomb with zero poisson's ratio [J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2018, 39(1): 100-112. (in Chinese)
- [17] 王婷婷, 高军鹏, 许虎, 等. 零泊松比蜂窝面内拉伸力学响应的有限元模拟[J]. 航空科学技术, 2023, 34(6): 66-76.
WANG Tingting, GAO Junpeng, XU Hu, et al. Finite element simulation of in-plane tensile mechanical response of honeycombs with a zero poisson's ratio [J]. Aeronautical Science and Technology, 2023, 34(6): 66-76. (in Chinese)
- [18] LIU W D, ZHU H, ZHOU S Q, et al. In-plane corrugated cosine honeycomb for 1D morphing skin and its application on variable camber wing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4): 935-942.
- [19] LIU W D, LI H D, ZHANG J. Elastic properties of a cellular structure with in-plane corrugated cosine beams [J]. Composite Structures, 2017, 180: 251-262.



第一作者简介:周玥,男,1994年9月生,博士、工程师。主要研究方向为复合材料结构设计与性能测试。曾发表《Rapid near-infrared light responsive shape memory polymer hybrids and novel chiral actuators based on photothermal $W_{18}O_{49}$ nanowires》(《Advanced Functional Materials》2019, Vol.29, No.33)等论文。

E-mail: chengduzhouyue@sina.com

通信作者简介:文友谊,男,1963年5月生,本科、研究员。主要研究方向为复合材料成型。

E-mail: cfcontact@163.com