

DOI:10.11918/202307016

# 可调负泊松比蜂窝结构在变面积机翼上的应用

胡启华<sup>1</sup>, 聂瑞<sup>2</sup>, 张超<sup>1</sup>, 裘进浩<sup>1</sup>, 张宇鹏<sup>3</sup>, 季宏丽<sup>1</sup>

(1. 航空航天结构力学及控制全国重点实验室(南京航空航天大学), 南京 210016; 2. 中国民用航空飞行学院航空工程学院, 四川 广汉 618307; 3. 中国航天科工飞航技术研究院, 北京 100074)

**摘要:** 为提高变面积机翼的性能, 实现光滑柔性的无缝变形, 提出了一种新型的基于负泊松比蜂窝结构的变面积机翼设计。首先, 通过将负泊松比蜂窝结构单元运用到变面积机翼的设计中, 利用负泊松比单元的拉胀特性, 可以使机翼结构在发生展向变形的同时, 发生弦向上的变形, 由此实现更大的面积变化。然后, 为实现对变面积机翼结构的变形轮廓控制, 设计了一种新型的局部负泊松比可调的蜂窝结构单元, 通过有限元仿真对其相对弹性模量和泊松比的调控规律进行了分析。最后, 通过对机翼结构中的蜂窝结构单元参数优化设计, 验证了其对于变面积机翼结构的变形轮廓控制能力。研究结果表明, 当机翼结构沿展长方向变形量为 10.0% 时, 变面积机翼实现了 23.9% 的面积变化, 且机翼结构变形后轮廓与目标轮廓吻合较好, 形状误差仅为 1.09%。同时机翼结构具有良好的承载性能, 对于使用 7075 铝合金材料的变面积机翼结构, 在承受 15 kPa 的气动载荷时, 最大面外位移为 0.645 mm。初步验证了基于负泊松比蜂窝结构的变面积机翼设计的可行性, 为变面积机翼结构的设计提供了一种新思路。

**关键词:** 反手性蜂窝结构; 变体飞行器; 拉胀结构; 变形控制; 可调负泊松比

中图分类号: V224

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2024)08-0024-10

## Application of adjustable negative Poisson's ratio honeycomb structure on variable-area wing

HU Qihua<sup>1</sup>, NIE Rui<sup>2</sup>, ZHANG Chao<sup>1</sup>, QIU Jinhao<sup>1</sup>, ZHANG Yupeng<sup>3</sup>, JI Hongli<sup>1</sup>

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. College of Aviation Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, Sichuan, China; 3. China Aerospace Institute of Science and Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** To improve the performance of variable area wing and realize smooth and flexible deformation, a new variable area wing design based on negative Poisson's ratio honeycomb structure is proposed. Firstly, the negative Poisson's ratio honeycomb structure element is applied to the design of variable area wing. By using the auxetic characteristics of the negative Poisson's ratio element, the wing structure undergoes both span direction and chord direction deformation, so as to achieve greater area change. Then, in order to realize the deformation control of variable area wing structure, a new type of honeycomb structure unit with local negative Poisson's ratio adjustable is designed. The control rules for its relative elastic modulus and Poisson's ratio are analyzed by finite element simulation. Finally, by optimizing the parameters of the honeycomb structure unit in the wing structure, the deformation control ability of honeycomb structure unit is validated. The results show that when the deformation of the wing structure along the span direction is 10.0%, the variable-area wing achieves a 23.9% area change. Furthermore, the deformed contour of the wing structure matches the target contour well, with a shape error of only 1.09%. The wing structure also exhibits good bearing performance. For a variable area wing structure made of 7075 aluminum alloy, the maximum out-of plane-displacement is 0.645 mm under the aerodynamic load of 15 kPa. The feasibility of variable area wing design based on negative Poisson's ratio honeycomb structure is preliminarily validated, which provides a new idea for the design of variable area wing structures.

**Keywords:** anti-chiral honeycomb structure; morphing aircraft; auxetic structure; deformation control; adjustable negative Poisson's ratio

收稿日期: 2023-07-04; 录用日期: 2023-09-13; 网络首发日期: 2024-06-28

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20240628.0903.002>

基金项目: 国家自然科学基金(51921003); 国家重点研发计划项目(2021YFB3400100); 江苏省自然科学基金(BK20220133); 航空航天结构力学及控制全国重点实验室开放基金(MCMS-E-0521Y02)

作者简介: 胡启华(1998—), 男, 硕士研究生; 张超(1988—), 男, 副教授, 博士生导师; 裘进浩(1963—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 张超, zc0619@nuaa.edu.cn

固定翼飞行器面对飞行过程中的各种情况,难以一直保持其气动外形为飞行过程中的最优解。在飞行过程中如果能够实现飞机机翼的面积变化,将会给飞机的气动效益带来显著的提升<sup>[1-3]</sup>。早期的变体飞行器设计,主要采用伸缩翼、折叠翼、变后掠翼等基于机械结构的变形方式,但是机械驱动机构会占用大量的空间和质量,并且会导致在固定翼段和变形段的连接处出现气动台阶,影响气动性能<sup>[4]</sup>。因此自上世纪八十年代以来,人们就对光滑无缝隙的柔性变体机翼进行了大量研究。

蜂窝结构作为一种周期性结构,具有优秀的面外承载能力和轻质的特性<sup>[5]</sup>,因此蜂窝结构在变体飞行器上的应用,也成为了研究热点。Vocke 等<sup>[6]</sup>采用零泊松比蜂窝结构作支撑芯子,设计了可变展长机翼,其可在弦长不变的情况下,实现展长方向上的大变形。陈以金<sup>[7]</sup>对反手性四韧带蜂窝结构的弹性模量、剪切模量和负泊松比等力学性能进行了分析,论证了其作为变体机翼结构蒙皮骨架的可行性。Airolidi 等<sup>[8-9]</sup>提出一种基于六韧带手性蜂窝结构的变弯度机翼,研究发现具有负泊松比的手性六韧带蜂窝结构对于机翼的弯度变化具有更好的协调效果。黄健<sup>[10]</sup>对于零泊松比结构进行了拓扑优化,并与气动纤维驱动器相组合,形成了一种新的变弯度机翼结构设计。Dayyani 等<sup>[11-12]</sup>提出了具有双向零泊松比的鱼胞结构,并且对于鱼胞结构的节点位置使用遗传算法进行了优化,设计了变弯度机翼。上述研究将蜂窝结构用作翼肋的支撑结构或者机翼的蒙皮结构,可以解决柔性变体飞行器在变形和承载上的内在矛盾。在蜂窝结构的设计上,大多采用了整体调节单元结构参数的设计方法,对采用局部单元结构参数可调的蜂窝结构实现变形控制的研究较少。

本文提出了一种使用负泊松比蜂窝结构的变面积机翼设计方案。使用负泊松比蜂窝结构作变面积机翼结构的骨架,可以利用负泊松比材料的拉胀特性<sup>[13]</sup>,实现更大的面积变化。同时提出了一种新型可调负泊松比蜂窝结构,通过对机翼结构各部分单元负泊松比值的调节,实现了对变面积机翼形状的精确控制。

1 可调负泊松比超材料结构单元的设计

反手性四韧带(anti-tetrachiral)蜂窝结构,是一

种典型的负泊松比结构。当该结构单元在承受拉伸载荷时,会导致与中心圆相切的韧带,绕结构中心发生旋转,在垂直于拉伸方向上结构将会出现膨胀,这是结构负泊松比出现的原因<sup>[14-16]</sup>。为实现蜂窝结构单元的弹性模量和负泊松比的可调节,本文提出了一种反手性四圆弧韧带蜂窝结构。

图 1(a)为反手性四韧带蜂窝结构单元,反手性四韧带蜂窝结构由一个中心圆环和与之相切的 4 条直线韧带组成。图 1(b)为反手性四圆弧韧带蜂窝结构单元,该结构将反手性四带蜂窝结构的直线韧带用圆弧韧带取代,圆弧韧带的圆心位于结构的边界线上,并且圆弧韧带和与结构中心距离为  $d$  的参考线以及中心圆同时相切。参考线与结构中心的距离  $d$  应该大于中心圆的半径  $r$ ,当距离  $d$  与  $r$  相等时圆弧韧带将重新退化为直线韧带。

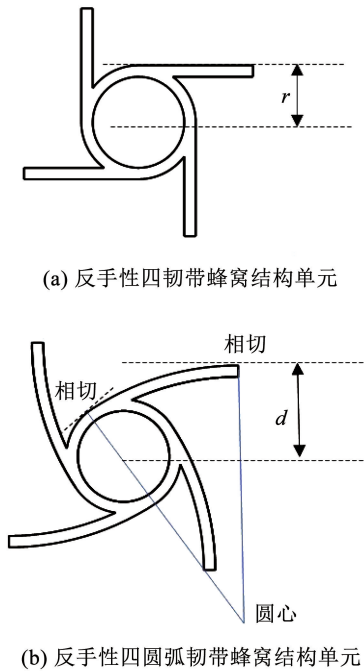
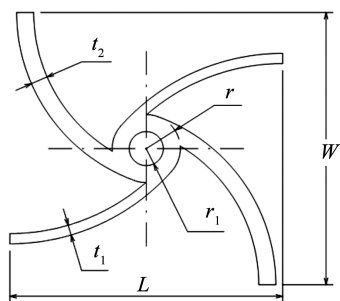


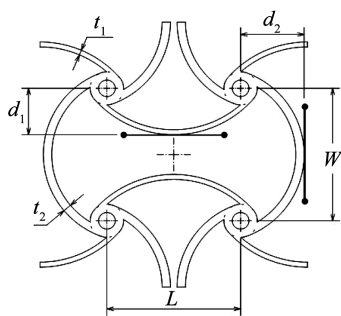
图 1 蜂窝单元结构

Fig.1 Honeycomb unit structure diagram

图 2(a)为蜂窝结构单元的结构参数图,图 2(b)为 4 个蜂窝结构单元组成的一个蜂窝结构胞元的结构参数图,反手性蜂窝结构的胞元可以进行阵列操作。该蜂窝结构具有 8 个可调参数,分别为单元长度  $L$ 、单元宽度  $W$ 、水平方向韧带切线距离  $d_1$ 、水平方向韧带厚度  $t_1$ 、垂直方向韧带切线距离  $d_2$ 、垂直方向韧带厚度  $t_2$ 、基准圆半径  $r$ 、基准圆内径  $r_1$ 。在单元尺寸、壁厚确定时,可以通过调整参数  $d_1$ 、 $d_2$ 、 $r$  改变结构的弹性模量、泊松比。



(a) 蜂窝结构单元结构参数



(b) 蜂窝结构胞元结构参数

图 2 新型蜂窝结构单元结构参数

Fig. 2 Structural parameters of new honeycomb structure unit

## 2 反手性四圆弧韧带蜂窝结构单元力学性能分析

为研究新型蜂窝结构单元的力学性能与结构参数之间的关系,运用 ABAQUS 软件对其力学性能进行有限元分析。有限元模型选取  $4 \times 6$  个反手性蜂窝结构的胞元,组成一个蜂窝结构平板,平板的厚度设置为 1 mm,如图 3 所示。对于蜂窝结构单元设置如下参数:单元长度  $L$  为 20 mm、单元宽度  $W$  为 20 mm、单元壁厚  $t_1, t_2$  为 1 mm、基准圆壁厚  $r - r_1$  为 1 mm。有限元仿真中设置蜂窝结构的材料为尼龙材料,弹性模量  $E_s$  为 1 700 MPa,泊松比  $\nu_s$  为 0.42,网格大小为 0.5 mm,仿真设置的单元类型为 C3D8R。

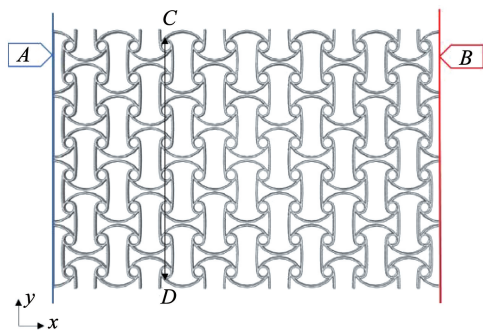


图 3 反手性四圆弧韧带蜂窝结构有限元模型

Fig. 3 Finite element model for anti-tetrachiral circular ligament honeycomb structure

对于  $A$  边界,设置  $x$  方向位移为 0,  $y$  方向为自由边界,在  $B$  边界施加沿  $x$  方向上的位移载荷  $u_x$ ,  $y$  方向为自由边界。模型中,结构在  $x$  方向上初始长度为  $l$ ,则结构整体在  $x$  方向上的等效应变  $\bar{\epsilon}_x$  为

$$\bar{\epsilon}_x = \frac{u_x}{l} \quad (1)$$

蜂窝结构沿  $x$  方向的等效应力  $\bar{\sigma}_x$  为

$$\bar{\sigma}_x = \bar{\sigma}_{xx} - \nu_s (\bar{\sigma}_{yy} + \bar{\sigma}_{zz}) \quad (2)$$

式中  $\nu_s$  为基体材料的泊松比,运用有限元均匀化方法对蜂窝结构平板进行分析,蜂窝结构沿  $i$  ( $i = x, i = y, i = z$ ) 方向的平均应力为

$$\bar{\sigma}_{ii} = \frac{1}{V} \iiint \sigma_{ii}(x, y, z) dV \quad (3)$$

等效弹性模量  $E_x$  为

$$E_x = \frac{\bar{\sigma}_x}{\bar{\epsilon}_x} \quad (4)$$

式中:  $\sigma_x$  为  $x$  方向上的等效应变,由施加的位移载荷所确定。

相应的,相对弹性模量为  $E_x/E_s$ 。结构的泊松比为

$$\nu_{xy} = - \frac{\bar{\epsilon}_y}{\bar{\epsilon}_x} \quad (5)$$

其中

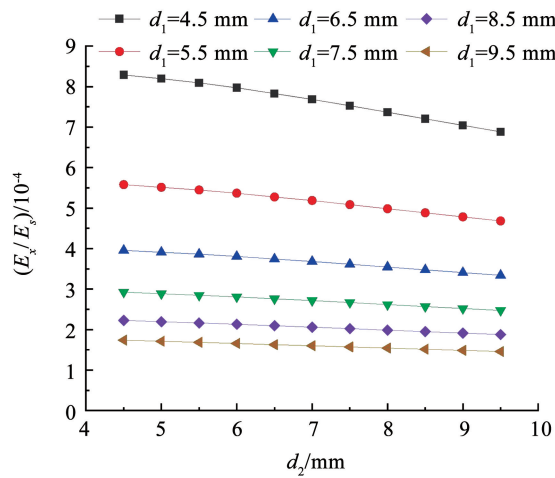
$$\bar{\epsilon}_y = \frac{\Delta y - \Delta y_0}{\Delta y_0}$$

式中:  $\bar{\epsilon}_x$  为等效应变,设置为 1%;  $\epsilon_y$  为横向应变;  $\Delta y$  为图 3 中参考点  $C$  和  $D$  之间变形后的距离;  $\Delta y_0$  为  $C$  和  $D$  两点的初始距离。 $C, D$  两点为蜂窝结构单元空心圆环最外侧参考点,位于蜂窝结构沿  $x$  轴方向的 1/4 处。蜂窝结构板的横向变形沿  $x$  轴方向上存在一定差异,在 1/2 处横向变形最大,两端横向变形较小。选取 1/4 处的  $C, D$  两点处作为横向变形的参考点,可以较好地反映整体的横向变形。

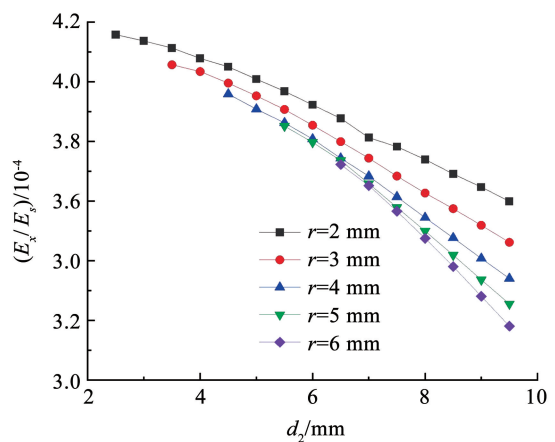
根据上述定义,研究水平方向韧带切线距离  $d_1$ 、垂直方向韧带切线距离  $d_2$ 、基准圆半径  $r$ 、对于结构泊松比  $\nu_{xy}$  和  $x$  方向相对弹性模量  $E_x/E_s$  的影响。由此可以得到结构  $x$  方向弹性模量  $E_x$  和蜂窝结构参数  $d_1, d_2, r$  之间的关系,如图 4 所示。

结果表明当  $r = 4$  mm 时,  $d_1$  的改变对于结构的相对弹性模量  $E_x/E_s$  有着较大的影响,  $E_x/E_s$  会随着  $d_1$  的增加而减小。例如  $d_2$  为 6.5 mm 时,  $d_1$  从 4.5 mm 变化到 9.5 mm,  $E_x/E_s$  则由  $7.82 \times 10^{-4}$  减小为  $1.63 \times 10^{-4}$ , 减小了 79.1%。  $d_2$  的改变对于结构的  $E_x/E_s$  影响较小,  $E_x/E_s$  会随着  $d_2$  的增加而减小。例如  $d_1$

为 6.5 mm 时,  $d_2$  从 4.5 mm 变化到 9.5 mm,  $E_x/E_s$  则由  $3.95 \times 10^{-4}$  减小为  $3.34 \times 10^{-4}$ , 减小了 15.4%。 $r$  的改变对于结构的  $E_x$  改变影响较小, 当  $d_1 = 6.5$  mm、 $d_2 = 6.5$  mm 时,  $r$  从 2 mm 变化到 6 mm,  $E_x/E_s$  仅仅减少了 3.87%。



(a) 当  $r=4$  mm 时,  $d_1$ 、 $d_2$  与相对弹性模量的关系



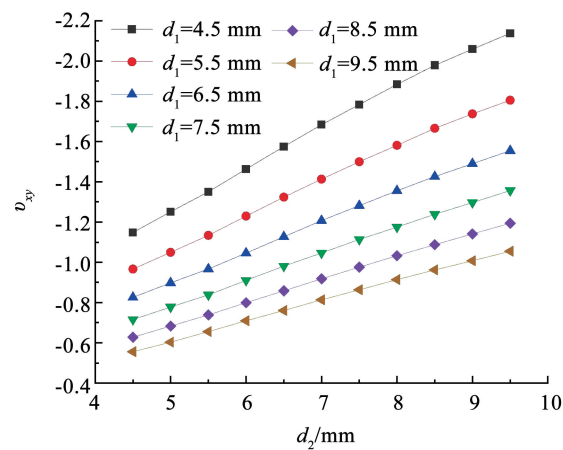
(b) 当  $d_1=6.5$  mm 时,  $r$ 、 $d_2$  与相对弹性模量的关系

图 4 结构参数与相对弹性模量关系

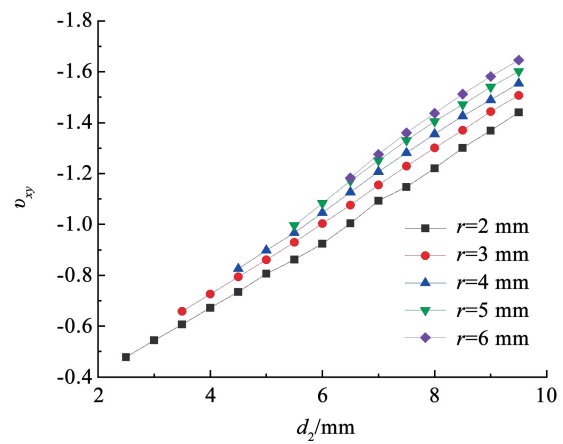
Fig. 4 Relationship between structural parameters and relative elastic modulus

泊松比值  $\nu_{xy}$  和蜂窝结构参数  $d_1$ 、 $d_2$ 、 $r$  之间的关系, 如图 5 所示。

结果表明当  $r=4$  mm 时,  $d_1$  和  $d_2$  的改变都会影响对结构的泊松比  $\nu_{xy}$  产生影响。例如  $d_2$  为 6.5 mm 时,  $d_1$  从 4.5 mm 变化到 9.5 mm,  $\nu_{xy}$  则从 -1.57 变化到 -0.76, 减少了 51.5%。 $d_1$  为 6.5 mm 时,  $d_2$  从 4.5 mm 变化到 9.5 mm,  $\nu_{xy}$  则从 -0.82 变化到 -1.55, 增加了 89.0%。可以发现,  $d_1$  的增加会减小结构的负泊松比值,  $d_2$  的增加会增加结构的负泊松比值。结构的基准圆半径  $r$  对负泊松比值存在一定影响, 当  $d_1 = 6.5$  mm、 $d_2 = 6.5$  mm 时,  $r$  从 2 mm 变化到 6 mm,  $\nu_{xy}$  从 -1.44 变化到 -1.64, 增加了 13.8%。



(a) 当  $r=4$  mm 时,  $d_1$ 、 $d_2$  与  $\nu_{xy}$  的关系



(b) 当  $d_1=6.5$  mm 时,  $r$ 、 $d_2$  与  $\nu_{xy}$  的关系

图 5 结构参数与泊松比关系

Fig. 5 Relationship between structural parameters and Poisson's ratio

### 3 变面积机翼的负泊松比分布与形状控制

#### 3.1 变面积机翼的总体设计

将负泊松比蜂窝结构单元运用到变面积机翼的设计中, 可以在机翼结构发生展向变形时, 利用负泊松比效应, 让弦向同时发生变形, 使机翼结构实现更大的面积变化。同时为了使得机翼结构在弦长方向的变形可控, 能与变形的目标轮廓相吻合, 需要一种局部参数可调的负泊松比蜂窝结构单元, 通过调节局部结构参数的方式实现对机翼结构的变形控制。

为研究反手性四圆弧韧带蜂窝结构单元在变面积机翼设计中的应用, 验证该蜂窝结构通过调节局部结构参数实现变形控制的能力。设计了一种变面积机翼结构, 机翼结构变形的初始轮廓和目标轮廓如图 6(a) 所示, 机翼结构由变面积梯形翼部分和平直翼部分组成。平直翼部分不发生变形, 变面积梯形翼部分可以通过变形为一个梯形翼, 实现机翼面积的增加, 同时保持整个机翼结构气动外形的光滑柔顺。

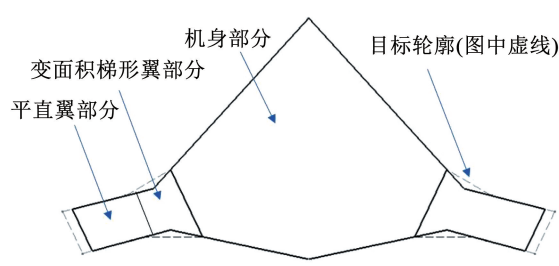
3.2 变面积梯形翼的结构设计

变面积机翼结构如图 6(b) 所示,其中翼根处弦长为  $L_1 = 350\text{ mm}$ ,总体展长为  $L_2 = 320\text{ mm}$ ,梯形部分的展长为  $L_3 = 160\text{ mm}$ ,上、下翼面的蜂窝结构厚度为  $10\text{ mm}$ ,机翼结构梢根比为  $w$ 。机翼结构梢根比不同,完成目标变形所需要的弦向位移就不同。为充分研究局部参数可调蜂窝结构对变面积机翼变形的控制能力,对梢根比  $w$  为  $0.7$ 、 $0.6$ 、 $0.5$ 、 $0.4$  的变面积机翼设计都进行研究。为增加机翼结构的承载能力,且不影响机翼结构的变形能力,在若干单元的中心圆环处添加圆柱支撑结构。

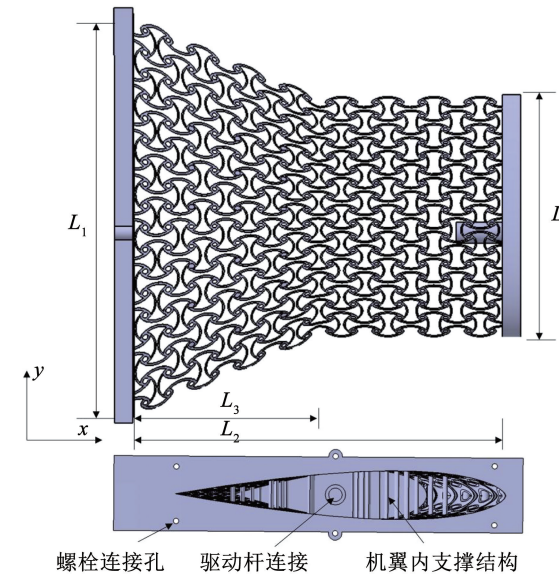
变面积机翼结构骨架由蜂窝结构单元组成。对于组成变面积机翼的蜂窝结构单元,需要通过改变沿展长方向上的负泊松比值分布来实现对变面积机翼的变形控制。考虑蜂窝结构胞元之间的连接关系,对于同一列的蜂窝结构胞元, $d_2$  和  $t_2$  应相同,对于同一行的蜂窝结构胞元, $d_1$  和  $t_1$  应相同。因此可以通过调节沿展长方向分布的每一列胞元的  $d_2$  和  $r$  来实现对局部负泊比值的控制。同时因为蜂窝结构的连接关系, $d_1$  和  $t_1$ 、 $t_2$  等结构参数在整个结构中保持不变。另外为保证整个机翼结构变形前后在边界上的连续性,在上下边界处分别增加一排边缘单元,边缘单元的结构参数  $r$  也保持不变。

变面积机翼结构由  $8 \times 8$  个蜂窝结构胞元及边缘单元组成,为使蜂窝结构排布与变形前的机翼结构相同,且保证单元排布的连续性,对蜂窝结构单元的  $y$  方向坐标进行放缩变换,放缩前后的形状如

图 7(b) 所示。



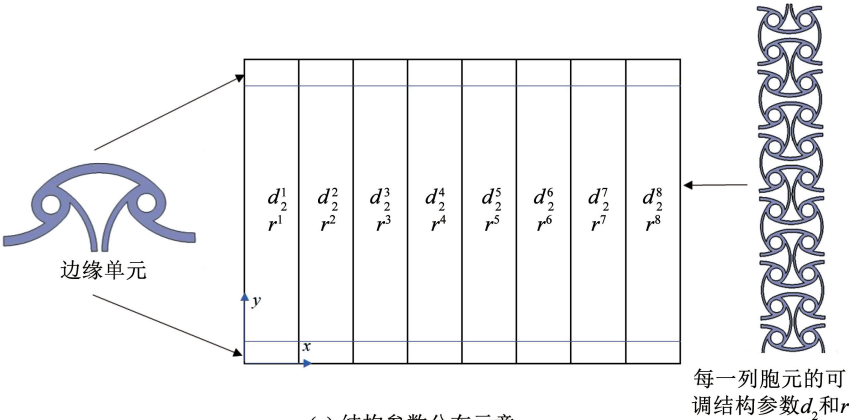
(a) 变面积机翼整体示意



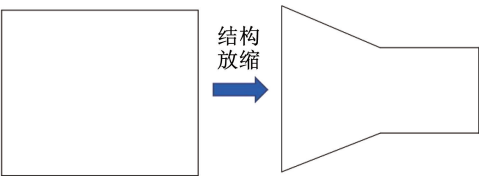
(b) 机翼结构尺寸

图 6 机翼结构示意图

Fig. 6 Schematic diagram of wing structure



(a) 结构参数分布示意



(b) 结构放缩示意

图 7 结构参数分布示意

Fig. 7 Schematic diagram of structural parameter distribution

以机翼结构左下方为零点,缩放变换后的  $y$  方向坐标  $\bar{y}$  如下:

$$\bar{y} = \begin{cases} (y - \frac{L_1}{2})(1 - \frac{x}{L_3} + \frac{wx}{L_3}) + \frac{L_1}{2}, x < L_3 \\ (y - \frac{L_1}{2})w + \frac{L_1}{2}, x \geq L_3 \end{cases} \quad (6)$$

3.3 变面积机翼的参数优化设计

为研究机翼结构的外形变化,将边缘单元空心圆环最外侧点取为参考点,在机翼边缘共选取 32 个参考点,通过有限元分析计算参考点变形后的坐标为  $x_i, y_i$ 。根据  $x_i$  计算变形目标的  $y$  轴坐标值为  $Y_i$ ,根据下式,定义变形后的机翼轮廓与目标轮廓的形状误差  $K$ ,其中  $n$  为参考点个数。

$$K = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i - Y_i)^2}{n \left(\frac{L_1}{2}\right)^2}} \quad (7)$$

同时定义机翼结构的面积变化率为  $b$ ,表示机翼面积的增加量。

$$b = \frac{A}{A_0} - 1 \quad (8)$$

式中: $A$  为机翼变形后的面积, $A_0$  为机翼变形前的面积。

优化设计的目标是让变形后的机翼轮廓接近目标轮廓,减小形状误差  $K$ 。变面积机翼,沿展长方向共有 8 列蜂窝结构单元,因此结构的主要可调参数为  $\{d_2^1, d_2^2, \dots, d_2^8\}$  和  $\{r^1, r^2, \dots, r^8\}$ 。根据结构单元的仿真分析可知, $d_2$  的增加会提高结构的负泊松比值, $r$  的增加也会提高结构的负泊松比值,而负泊

松比值的大小将直接影响到结构的  $y$  方向位移。因此根据结构  $y$  方向位移后坐标  $y_i$  与目标坐标  $Y_i$  之间的差值来调整  $d_2$  和  $r$ ,是实现机翼结构变形控制的有效方法。

本文优化设计运用 CATIA 软件对于单元结构进行参数化建模,使用 ABAQUS 软件划分网格完成后,对网格单元的节点坐标进行修改,完成对模型的放缩。之后进行结构的变形仿真,在后处理中将参考点的位移值与变形前的坐标值相加,得到变形后的坐标值。

优化算法的步骤如图 8 所示。先对初始结构参数建立机翼结构模型,并进行有限元分析,得到形状误差  $K$  和  $y_i - Y_i$  序列,判断形状误差  $K$  是否小于目标值  $K_0$ ,如果  $K$  过大,则对  $d_2$  进行修正,其中  $\alpha$  为修正系数,可以决定参数优化的步长。之后判断  $d_2$  是否在允许的范围内,当  $d_2$  超出范围后,会将参数的上限或者下限赋值给  $d_2$ ,之后进行对  $r$  的优化。直到  $K < K_0$ ,或迭代次数超出最大迭代次数。

将机翼结构在展长方向的变形量设置为 10.0%,修正系数  $\alpha$  设置为 0.04,目标值  $K_0$  为 0.5%,最大迭代次数设置为 40 次,为实现机翼结构的较大变形,令  $d_1 = 8.5 \text{ mm}$ 。因为蜂窝结构在放缩后,沿展长方向的韧带壁厚会变薄,为了使放缩后的结构壁厚满足加工工艺的最小壁厚需求,令壁厚  $t_1 = 2.0 \text{ mm}$ 、 $t_2 = 1.2 \text{ mm}$ 、 $r - r_1 = 1.2 \text{ mm}$ 。将结构参数  $\{d_2^1, d_2^2, \dots, d_2^8\}$  的初始值均设置为 6.5 mm,  $\{r^1, r^2, \dots, r^8\}$  的初始值均设置为 4 mm,分别研究梢根比  $w$  为 0.7, 0.6, 0.5, 0.4 时的蜂窝结构变面积机翼的单元结构参数优化。

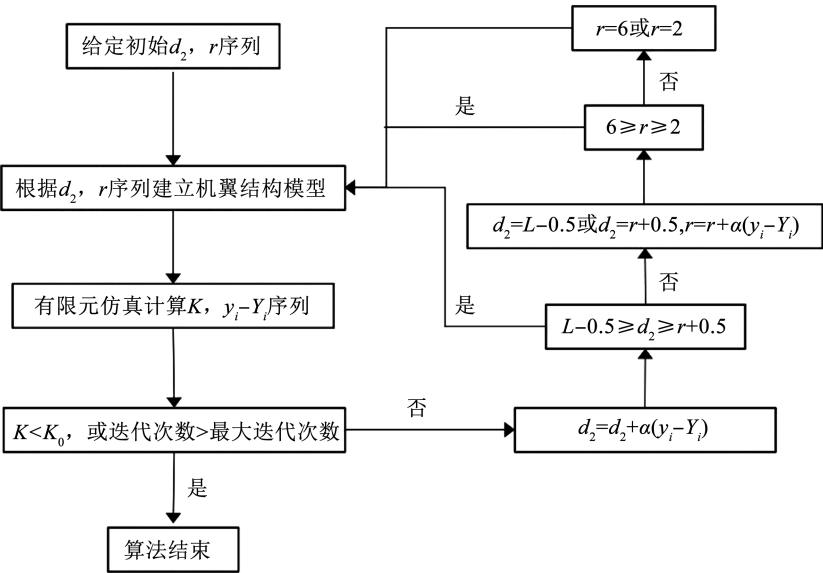


图 8 变面积机翼结构参数优化算法流程

Fig. 8 Flow chart of variable area wing structure parameter optimization algorithm

图 9 表示结构的形状误差  $K$  和面积变化率  $b$  与迭代次数的关系,图 10 表示不同  $w$  下不同迭代次数时参考点位置。当  $w \leq 0.5$  时,机翼结构完成变形所需要的沿弦向变形较大,通过 40 次参数迭代,变形误差  $K$  始终大于 1%,说明实现目标变形所需的

负泊松比值超过了结构自身的负泊松比上限。对于  $w=0.7$  和  $w=0.6$  时,对结构参数进行迭代可以有效改善机翼结构变形与目标变形的吻合程度,并且让机翼结构的面积变化率  $b$  趋近理论值。

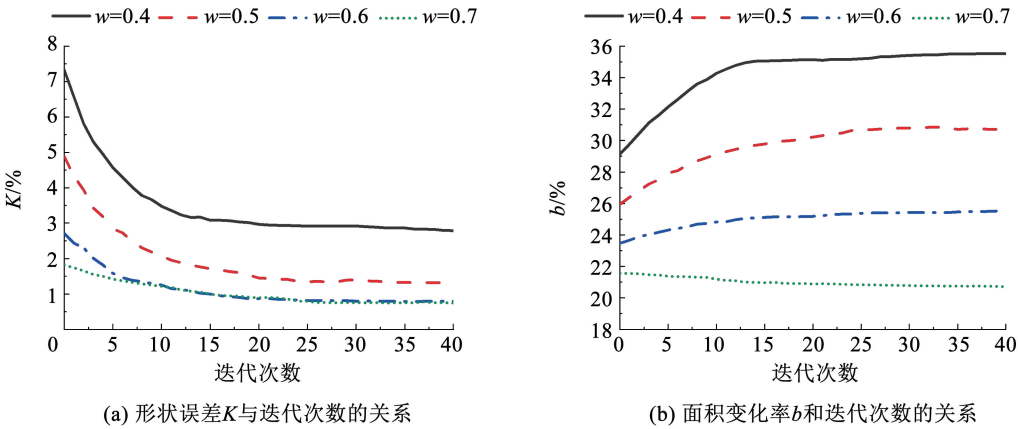


图 9 形状误差  $K$  和面积变化率  $b$  与迭代次数之间的关系

Fig. 9 Relationship between shape error  $K$ , area change rate  $b$  and iteration times

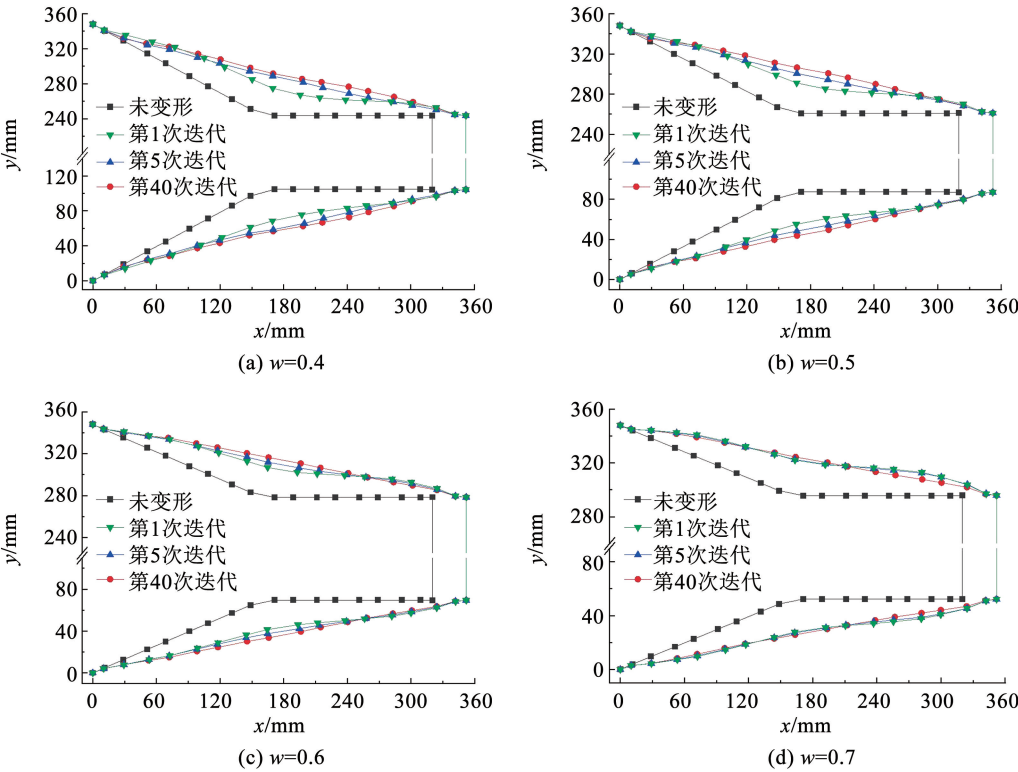


图 10 不同  $w$  下不同迭代次数时参考点位置

Fig. 10 Position of marker points before and after iteration under different  $w$

优化后的结构参数见表 1,结果表明在中间处蜂窝结构单元的  $d_2$  和  $r$  较大,其原因是在变形过程中该处需要实现较大的弦向变形。从中间处到翼根处和翼尖处的过渡过程中,蜂窝结构单元的  $d_2$  和  $r$  逐渐减小。但是在机翼结构的翼根处和翼尖处,受到边界条件的影响,难以实现弦向的变形,因此又需要蜂窝结构单元具有较大的  $d_2$  和  $r$ 。由此可见,蜂

窝结构在实现目标变形的过程中,不同位置所需的弦向变形不同,需要的结构参数也不同。如使用整体调节蜂窝结构参数的方法,难以在单向拉伸的过程中实现可控的目标变形。本文所提出的新型蜂窝单元则能够在保持结构连续性的前提下,通过调节局部结构参数,实现对机翼结构变形的控制。

表 1 优化后的结构参数序列

Tab. 1 Optimized structural parameter sequence

| $w$ | $d_2^1$ | $d_2^2$ | $d_2^3$ | $d_2^4$ | $d_2^5$ | $d_2^6$ | $d_2^7$ | $d_2^8$ |
|-----|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 0.7 | 7.68    | 4.72    | 6.00    | 7.69    | 7.10    | 5.27    | 4.50    | 5.07    |
| 0.6 | 9.50    | 8.08    | 8.27    | 9.13    | 8.41    | 7.43    | 5.01    | 6.22    |
| 0.5 | 9.50    | 9.50    | 9.50    | 9.50    | 9.50    | 8.76    | 7.07    | 7.26    |
| 0.4 | 9.50    | 9.50    | 9.50    | 9.50    | 9.50    | 9.50    | 7.90    | 8.32    |
| $w$ | $r^1$   | $r^2$   | $r^3$   | $r^4$   | $r^5$   | $r^6$   | $r^7$   | $r^8$   |
| 0.7 | 4.00    | 4.00    | 4.00    | 4.00    | 4.00    | 4.00    | 2.49    | 4.00    |
| 0.6 | 4.98    | 4.00    | 4.00    | 4.00    | 4.00    | 4.00    | 4.00    | 4.00    |
| 0.5 | 4.75    | 5.21    | 5.38    | 5.94    | 4.26    | 4.00    | 4.00    | 4.00    |
| 0.4 | 6.00    | 6.00    | 6.00    | 6.00    | 6.00    | 5.34    | 4.00    | 4.00    |

3.4 变面积机翼的承载能力分析

为分析该变面积机翼结构对气动载荷的承载能力,以雷诺数为 $1 \times 10^6$ ,机翼攻角为 $6.75^\circ$ 为例。对NACA 0018翼型进行气动形分析可知,此时机翼表面的压力系数分布如图 11 所示,翼型的升力系数为 0.873。考虑到目前在飞机结构上实际进行应用的蜂窝结构多为铝材料或复合材料<sup>[17]</sup>,其具有良好的承载性能。因此将变面积机翼结构材料设置为 7075 铝合金,弹性模量为 70 GPa,泊松比为 0.33,密度为 $2.85 \text{ g/cm}^3$ 。此时变面积机翼结构的质量为 1.64 kg。

根据不同承载需求,分别向机翼结构施加 5, 10, 15 kPa 的气动载荷,对应可以产生的结构升力为 63.5, 127.0, 190.0 N。承受气动载荷的机翼表面与蜂窝结构表面的面积比为 3.62,因此对蜂窝结构表面施加的气动载荷应为机翼表面承受气动载荷的

3.62 倍。在翼根处施加固定约束,在驱动杆与翼尖的连接处设置面外位移为 0。施加 15 kPa 气动载荷后,机翼结构的面外位移和应力云图如图 12 所示。

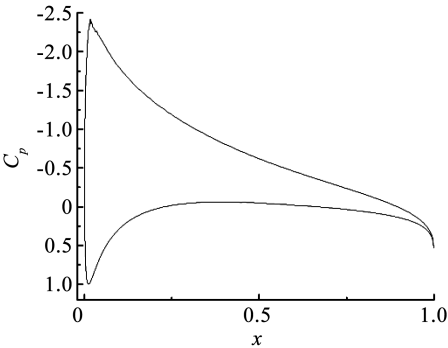


图 11 NACA 0018 翼型在攻角为 $6.75^\circ$ 时的压力系数分布图  
Fig. 11 Pressure coefficient distribution of NACA 0018 airfoil at an attack angle of  $6.75^\circ$

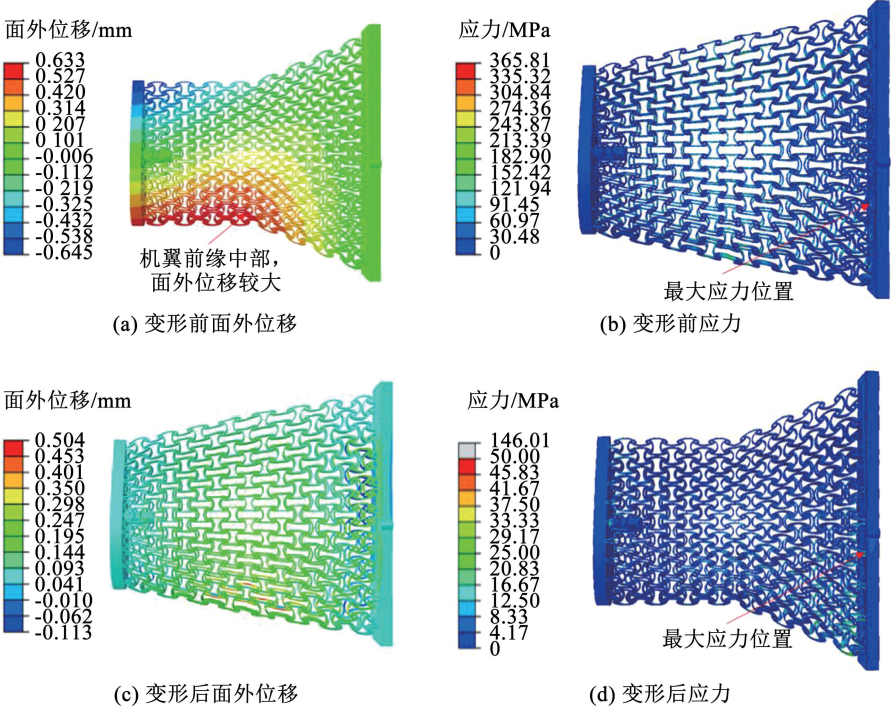


图 12 承受气动载荷后的面外位移和应力

Fig. 12 Out-of-plane displacement and stress under aerodynamic load

根据压力系数分布图可知机翼结构在前缘处承受的气动载荷较大,因此导致在机翼前缘中部出现了较大的面外位移,机翼整体结构出现了一定的扭转变形。承受气动载荷后的最大面外位移和最大应

力可见表 2,在承受 15 kPa 的气动载荷时,结构的最大面外位移为 0.645 mm,最大应力为 366 MPa,说明应用了反手性蜂窝结构单元的机翼结构具有一定的气动载荷承受能力。

表 2 承受气动载荷后的最大面外位移和最大应力

Tab.2 Maximum out of plane displacement and maximum stress under aerodynamic load

| 气动载荷/kPa | 变形前       |          | 变形后       |          |
|----------|-----------|----------|-----------|----------|
|          | 最大面外位移/mm | 最大应力/MPa | 最大面外位移/mm | 最大应力/MPa |
| 5        | 0.229     | 49       | 0.162     | 338      |
| 10       | 0.457     | 99       | 0.364     | 349      |
| 15       | 0.645     | 146      | 0.503     | 366      |

3.5 变面积机翼变形控制的实验验证

为进行机翼的拉伸变形实验,使用光敏树脂材料,按照优化后的单元结构参数,对  $w$  为 0.6 的机翼模型进行了加工。图 13 为变面积机翼结构拉伸变形的实验图,如图 13(a)所示,在翼根固定板上安装

直线轴承,通过螺栓将翼根处和翼根固定板连接起来,并将翼根固定板固定到型架上。使用碳纤维驱动杆穿过直线轴承和机翼中的支撑结构,一端与翼尖处相连,另一端与驱动电机相连。

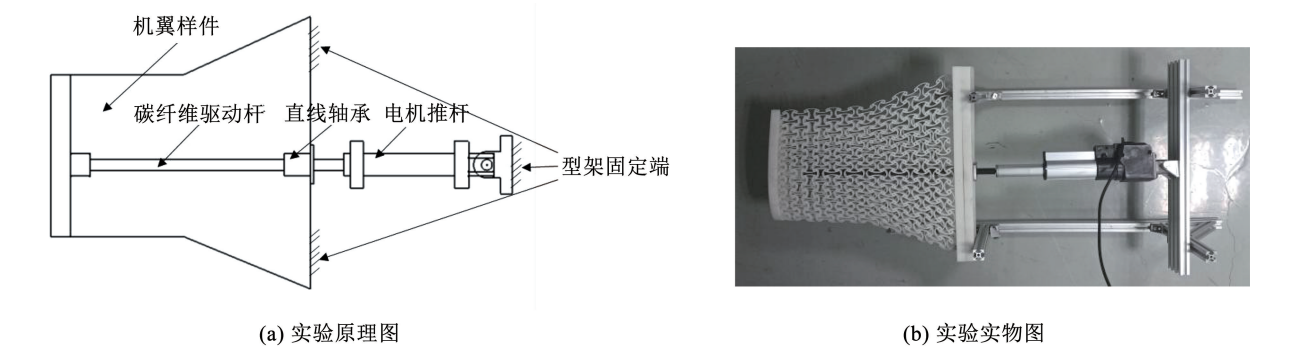


图 13 变面积机翼结构实验图

Fig.13 Experimental diagram of variable area wing structure

通过电机驱动,进行机翼的变形实验,翼尖处的水平位移为 32 mm,通过提取像素点,得到参考点的坐标,计算标记点围成图形的面积,变面积机翼可以实现大约 23.9% 的面积变化,与仿真中得到的面积

变化 24.6% 相近,形状误差为 1.09%,较好的实现了目标变形。机翼结构变形前、后的状态如图 14(a)、14(b)所示,实验中机翼结构上参考点的位置如图 14(c)所示。

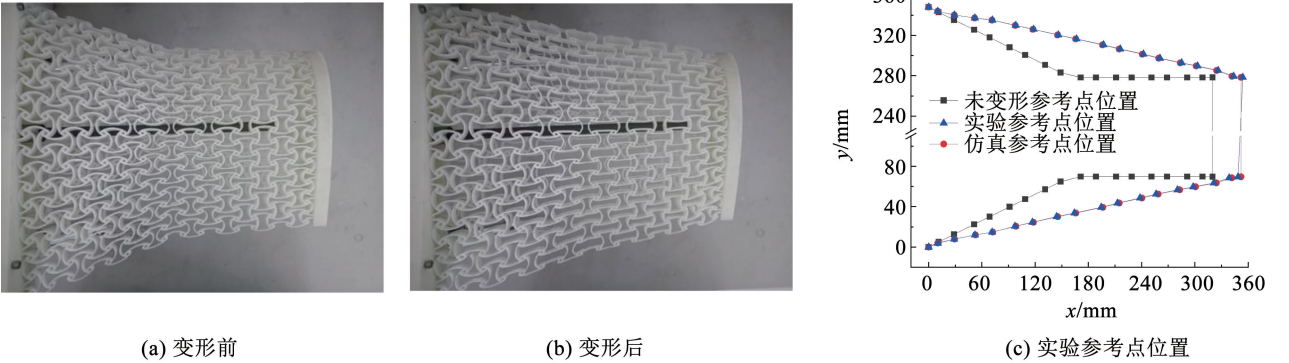


图 14 变面积机翼实验图

Fig.14 Experimental diagram of variable area wing

4 结 论

1) 通过有限元分析研究了该蜂窝结构参数与

负泊松比和弹性模量之间的关系。可以在保证蜂窝结构整体连续性的前提下,通过改变局部结参数,可使相对弹性模量减小 79.1%,负泊松比从 -0.82 增

加到 − 1.55。

2)将负泊松比蜂窝结构单元运用到了变面积机翼的设计上,充分利用蜂窝结构的负泊松比特性,可以在发生 10.0% 的展向变形时,实现 23.9% 的面积变化。并初步验证了该蜂窝结构的面外承载能力。

3)通过优化算法调节蜂窝结构局部参数,实现了对不同梢根比变面积机翼结构的变形控制。变面积机翼结构变形后的形状误差仅为 1.09% ,保持了整个机翼结构气动外形的光滑柔顺。

参考文献

[1]冯文正,于菲,关玉明,等. 变形翼面内变形的研究现状及关键技术[J]. 航空工程进展,2023, 14(3): 1  
FENG Wenzheng, YU Fei, GUAN Yuming, et al. Research status and key technologies of in-plane deformation of morphing wing surface[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 1. DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.03.01

[2]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. DOI: 10.1177/1045389X1141408

[3]王彬文,杨宇,钱战森,等. 机翼变弯度技术研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 024943  
WANG Binwen, YANG Yu, QIAN Zhansen, et al. Technical development of variable camber wing: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 024943. DOI: 10.7527/S1000-6893.2020.24943

[4]张祖豪. 具有连续机翼表面的伸缩式变形翼研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019  
ZHANG Zuhao. Study on telescopic morphing wing with continue skin[D] Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. DOI: 10.27061/d.cnki.ghgdu.2019.001236

[5]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): 79  
JIANG Songcheng, YANG Hui, WANG Yan, 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): 79. DOI: 10.7527/S1000-6893.2022.27748

[6]VOCKE R D III, KOTHERA C S, WOODS B K S, et al. Development and testing of a span-extending morphing wing[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 879. DOI: 10.1177/1045389x11411121

[7]陈以金. 变体飞行器柔性蒙皮及支撑结构性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014  
CHEN Yijin. Study on flexible skin and supporting substructure of

morphing aircraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014

[8]AIROLDI A, CRESPI M, QUARANTI G, et al. Design of a morphing airfoil with composite chiral structure[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(4): 1008. DOI: 10.2514/1.c031486

[9]AIROLDI A, BETTINI P, PANICHELLI P, et al. Chiral topologies for composite morphing structures – Part I: Development of a chiral rib for deformable airfoils[J]. Physica Status Solidi (b), 2015, 252(7): 1435. DOI 10.1002/pssb.201451689

[10]黄建. 新型零泊松比蜂窝结构力学性能及其变弯度机翼应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018  
HUANG Jian. Mechanical performances of a novel honeycomb design with zero poisson's ratio and its application in camber morphing wings[D] Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018

[11]JHA A, DAYYANI I. Shape optimisation and buckling analysis of large strain zero Poisson's ratio fish-cells metamaterial for morphing structures[J]. Composite Structures, 2021, 268: 113995. DOI: 10.1016/j.compstruct.2021.113995

[12]NAGHAVI ZADEH M, DAYYANI I, YASAEI M. Fish Cells, a new zero Poisson's ratio metamaterial –Part I: Design and experiment[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2020, 31(13): 1617. DOI: 10.1177/1045389x20930079

[13]REN Xin, DAS R, TRAN P, et al. Auxetic metamaterials and structures: a review[J]. Smart Materials and Structures, 2018, 27(2): 023001. DOI: 10.1088/1361-665x/aaa61c

[14]ALDERSON A, ALDERSON K L, ATTARD D, et al. Elastic constants of 3 -, 4 - and 6 - connected chiral and anti-chiral honeycombs subject to uniaxial in-plane loading[J]. Composites Science and Technology, 2010, 70(7): 1042. DOI:10.1016/j.compscitech.2009.07.009

[15]MOUSANEZHAD D, HAGHPANAH B, GHOSH R, et al. Elastic properties of chiral, anti-chiral, and hierarchical honeycombs: a simple energy-based approach [J]. Theoretical and Applied Mechanics Letters, 2016, 6(2): 81. DOI: 10.1016/j.taml.2016.02.004

[16]GONG Ming, TAO Chongcong, ZHANG Chao, et al. A method for regulating negative Poisson's ratio by a reentrant anti-tetrachiral structure[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2022, 29(28): 7399. DOI:10.1080/15376494.2021.2000076

[17]魏贺冉,闫联生,孙建涛. 蜂窝夹层结构的制备与应用进展[J]. 航天制造技术, 2022(4): 43  
WEI Heran, YAN Liansheng, SUN Jiantao. Progress in preparation and application of honeycomb sandwich structure[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2022(4): 43. DOI: 10.3969/j.issn.1674-5108.2022.04.010

(编辑 张 红)