

零泊松比胞状结构力学性能研究

唐伟豪

(南昌航空大学, 江西 南昌 350063)

摘要 目的: 为了满足变体机翼的实际需要, 建立两种单胞结构, 均具有零泊松比特性, 基于积分法推导出结构面内拉伸指标, 即等效弹性模量, 并通过仿真计算加以验证。方法: 利用有限元软件 Workbench 进行模拟计算, 对比分析了两种不同的零泊松比胞状结构在不同材料属性、不同的位移量下的力学特性。结果: 公式推导与模拟仿真值高度吻合, 可以作为关键结构, 为未来变体机翼设计开辟思路, 且两种结构的各项尺寸驱动参数对面内力学行为均有所影响。

关键词 零泊松比; 面内指标; 积分法; 单胞; 力学特性

中图分类号: V21

文献标志码: A

文章编号: 2097-3365(2024)05-0001-03

1 研究背景

胞状结构材料因具备稳定、轻质的优异性能, 成为变体机翼研究的又一大热点, 其中学者的研究工作主要围绕六边形胞状结构材料展开^[1-2], 许多研究者对其面内面外力学性能进行了深入探索。随着变体飞行器与变体机翼技术的发展渐渐成熟, 使得机翼结构形式需要予以改进以满足更多元化的飞行要求, 传统变体技术具有许多短板尚待解决。值得一提的是, 随着研究团队的不懈努力, 结构设计制造技术不断趋于完善, 智能材料的并行出现也促使现有变体飞行器设计方案的总体收益大大提升^[3], 形式多样、发展迅速的胞状结构材料可以为机翼的变体功能及一系列相关飞行任务提供新的设计思路支持。在面外性能指标考量方面, 变体机翼蒙皮需要能够承受一定气动载荷, 在面内力学表现上也要兼顾到大变形情况, 柔性胞状材料结构自身的优异特性恰好可以同时满足机翼面内面外的需求。据此, 张平、程文杰^[4]等人研究评估了一种十字形混合蜂窝柔性蒙皮结构, 阐述了结构的变形原理, 并开展了参数相关性分析。由于结构具有零泊松比的特点, 因而当机翼展向方向受到载荷作用发生伸缩变形时, 与展向垂直即机翼弦向方向上尺寸可以维持恒定, 以满足变体机翼多元化的飞行任务。零泊松比胞状结构形式丰富多样, 具体来说, 其原始周期性单元主要是由标准六边形组成, 在其基础上衍生出单侧内凹、双侧内凹六边形形式, 不同周期性单元通过一定组合排列成具体的结构化模型^[5]。为了满足变体机翼在实际中的各种不同变形需求, 需要对零泊松比胞状结构性能展开详细研究, 研究方向主要是评估材料实际应用过程中的力学行为表现, 具体来说, 力学

性能指标包括面内和面外两个层面, 围绕等效弹性模量、剪切过程弹性模量开展指标评估与变形机理研究工作。许多学者基于一定的模型工况, 设计并考虑结构的面内面外等效弹性模量, 并通过材料力学及其相关理论推导出面内面外性能指标对应参数的函数表达式。随着研究的不断深入, 发现如果在胞壁弯曲过程中, 边界条件忽略轴力的影响效应, 那么当标准周期性六边形单胞斜边与竖边夹角为零时, 整体模型结构的等效弹性模量将趋向于无穷大, 这与实际的情况相违背。

因此, 可发现在胞状结构力学性能已开展的研究工作中, 轴力这一因素的影响被淡化, 其影响效应未得到研究者的深入探索。为此, 本文建立了两种零泊松比单胞结构, 综合考虑轴力以及弯矩两大变形影响关键因素, 推导出结构弹性模量的函数表达式。接着评估理论计算值与仿真值之间的差异, 研究了不同单胞尺寸驱动参数对结构面内力学行为指标的影响, 并进一步对比分析了两种不同的零泊松比胞状结构在不同材料属性、不同的位移量下的结构特性。

2 理论分析

2.1 零泊松比胞状结构

图 1 所示为设计的两种周期性胞状结构示意图, 结构 1、结构 2 均具有零泊松比的优异特性。

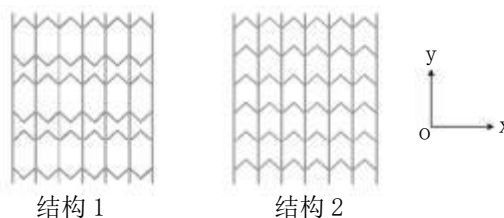


图 1 两种周期性胞状结构示意图

图2所示为两种结构具体可拆分成三种单元模块,其形状具体描述为标准六边形、单边内凹六边形、对边内凹六边形。图2(a)显示了内角为 θ 的单胞的几何形状,图中: l 代表单胞斜向长度; h 表示竖边长度; $t=\beta l$ 为胞壁厚度; θ 为斜边方向与水平方向的夹角; b 为垂直于 Xoy 平面的整个胞元的厚度;在这里, α 和 β 分别表示竖边与斜边长度之比、胞壁厚度与斜边长度之比。

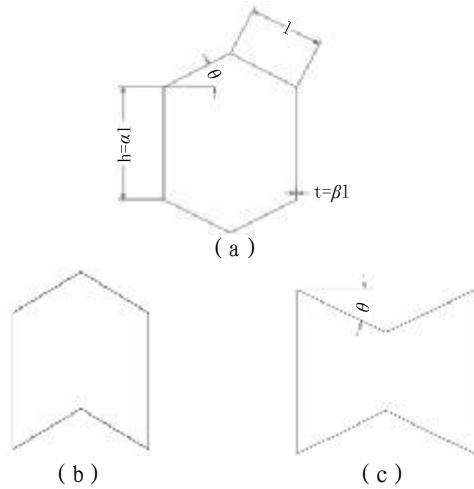


图2 组成结构的单元模块

模型可以用相关的尺寸参数进行描述,且以水平线为参考方向,规定角度 θ 绕水平线顺时针旋转为正方向。为便于模型工况以及边界条件设定,假设结构竖直边为刚性结构,由斜边构成的V型结构在外载荷施加下发生小变形。

2.2 面内力学性能指标

为了考察单胞结构的面内拉伸变形性能,研究单胞结构等效弹性模量 E_m 与基体材料弹性模量 E_f 之比。由于两种结构分布的V型结构数量相同,因此在考虑水平载荷的工况中,模型具有一致的受力情况,结构等效弹性模量具有相同的表达式,因此此处给出单胞1的分析过程,推导出其具体等效弹性模量的表达式。

基于结构双轴对称性的特点,取1/4单胞为研究对象。将单胞斜边下端点固定,对单胞结构斜边端点位置处施加水平方向作用力 F 、弯矩作用力 M 。记 θ 为斜边方向与水平方向的角度差值, Δx 为结构沿着 x 方向的总位移量,具体而言, Δx 由两部分组成,即由轴力引起的位移 Δa 和弯矩引起的位移 Δb 。

基于梁的弯曲变形,采用位移积分法可写出 Δb 的函数表达式为:

$$\Delta b = \frac{Fl^3 \sin^2 \theta}{12E_0 I} \quad (1)$$

式中: I 为单胞斜边的惯性矩。

另一方面,由轴力引起的沿 x 方向的位移 Δa 可以根据拉压杆的轴向变形特点求得:

$$\Delta a = \frac{Fl \cos^2 \theta}{E_0 A} \quad (2)$$

式中: A 为单胞斜边方向横截面对应的面积。

则结构沿 x 方向的总位移 Δx 就可以表示为:

$$\Delta x = \Delta a + \Delta b = \frac{Fl \cos^2 \theta}{E_0 A} + \frac{Fl^3 \sin^2 \theta}{12E_0 I} \quad (3)$$

从而 x 方向的等效应变可以表示为:

$$\varepsilon_x = \frac{\Delta x}{l \cos \theta} \quad (4)$$

单胞的等效应力 σ_x 可以用作用在单胞上的外力 F 与其作用的横截面积的比值求得,由于单胞结构竖直壁边长度为 al ,厚度为 b ,因此力 F 对应的单胞横截面积为 alb ,则等效应力为:

$$\sigma_x = \frac{F}{alb} \quad (5)$$

因此单胞结构等效弹性模量 E_m 可以表示为:

$$E_m = \frac{\sigma_x}{\varepsilon_x} \quad (6)$$

将式(4)、(5)代入式(6)中即可得到单胞沿 x 方向的等效弹性模量 E_m ,则表征单胞结构面内拉伸变形性能的无量纲等效弹性模量为:

$$\frac{E_m}{E_f} = \frac{\beta^3 \cos \theta}{\alpha \sin^2 \theta (1 + \beta^2 \cot^2 \theta)} \quad (7)$$

3 有限元数值模拟研究

为了验证上述基于理论得出的函数表达式的正确性,对两种不同结构的单胞采用有限元软件进行仿真分析,计算结构不同 α 、 β 、 θ 的等效弹性模量,并开展参数相关性分析工作,将有限元分析结果与公式得出的理论曲线进行比对。

图3给出了在不同的 β 条件下,无量纲等效弹性模量随着角度 θ 的变化曲线图, θ 的单位为度。如图所示,图中细实线为公式所得的理论曲线,离散点为基于Workbench有限元分析软件仿真计算结果。从图中可以看出,有限元计算所得离散点与公式所得理论曲线相吻合。随着 β 从0.05增大到0.15,等效弹性模量数值在不断增大,且数量级有所变化,出现了从1个数量级增加到2个数量级的情况,因此可以得出 β 对结构无量纲等效弹性模量的变化有较大影响。同理,考虑当 $\beta=0.1$ 时,不同 α 对应无量纲弹性模量情况。研究发现,当 α 从2增大到3过程中,无量纲等效弹性模量有所减小,且减小的数量级位于同一范围; α 在 θ

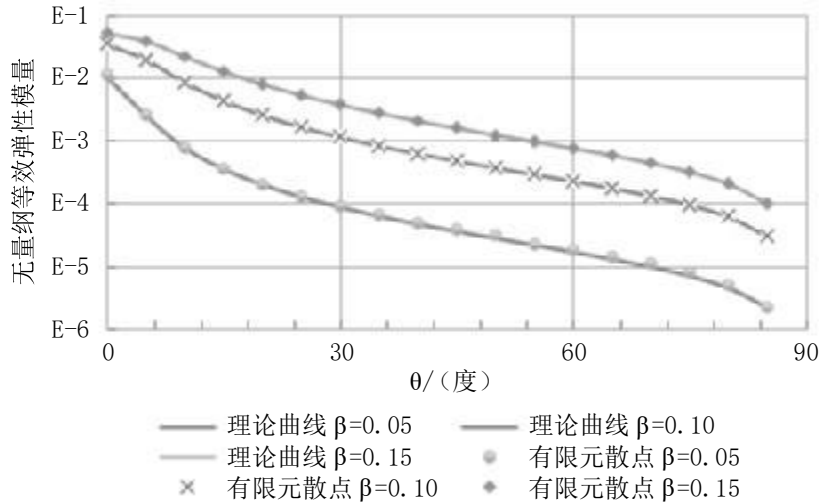


图 3 不同 β 无量纲弹性模量 ($\alpha=3$)

的整个取值区间对结构等效弹性模量的影响效果相同。

4 两种零泊松比胞状结构力学性能分析

建立与图 1 相对应的两种周期性胞状结构，基于有限元软件进一步评估其在拉伸载荷的作用条件下的变形情况。其中结构 1、结构 2 的尺寸参数均为 $l=10\text{ mm}$ ， $\alpha=2$ ， $\beta=0.1$ ， $h=20\text{ mm}$ ， $b=10\text{ mm}$ ， $\theta=45^\circ$ 。对结构赋予聚氨酯橡胶材料，边界条件为在 x 向一侧端面施加固定支撑约束，在另一端添加拉伸位移约束，位移大小为 40 mm 。经计算，在 x 方向拉伸应变率相同情况下，材料为 60A 聚氨酯橡胶的两种胞状结构面内最大应力大小分别为结构 1: 1.58 MPa ，结构 2: 0.96 MPa ；且两种胞状结构在拉伸变形后的应变均表现出非均匀性，结构的最大应变大小分别为结构 1: 0.20 mm ，结构 2: 0.38 mm 。

值得一提的是，胞状结构应用于变体机翼蒙皮还要考虑到变形过程中卸载的情况，因此对于单胞结构 1、2，利用有限元软件进一步仿真，得到材料为 60A 聚氨酯橡胶的胞状结构的 x 向拉伸驱动载荷情况，如表 1。

表 1 60A 聚氨酯橡胶胞状结构一定拉伸率条件下的 x 向驱动载荷大小

材料	位移 /mm	应变率 / $\text{mm} \cdot \text{mm}^{-1}$	所需载荷 /N	
60A	单胞 1	40	0.436	18.295
	单胞 2	40	0.436	18.232

5 结论

1. 对于两种具备零泊松比特性的周期性结构，综合考虑轴力和弯矩两大因素的影响效应，推导出结构相应的面内力学性能指标对应的函数表达式。

2. 随着 θ 在 0 到 90 度范围内的增大，结构对应的面内等效弹性模量呈现逐渐减小趋势，且其数量级在 10^{-1} 至 10^{-4} 之间有规律地变化；结构的几何参数 α 和 β 对等效弹性模量均有影响，但是影响的程度有所不同。当 α 从 2 变化至 3 的过程中，等效弹性模量在同一数量级范围内减小；而对于 β ，0.05 至 0.15 的变动范围可以使得结构的等效弹性模量呈现不断增大趋势，并且增大幅度可至 1 个数量级。

3. 理论计算所得的等效弹性模量值与仿真得到的等效弹性模量样本点取值结果相吻合，并研究了零泊松比胞状结构在拉伸工况下的力学行为，为未来机翼的变体功能及一系列相关飞行任务提供新的设计思路支持。

参考文献:

[1] Escal6 P, Rubatat. Billon L et al. Recent advances in honeycomb structured porous polymer films prepared via breath figures[J]. European Polymer Journal, 2012,48(06):1001-1025.

[2] Meran A P, Toprak T, Milan A. Numerical and experimental study of crashworthiness parameters of honeycomb structures[J]. Thin-Walled Structures, 2014(78): 87-94.

[3] 聂瑞. 变体机翼结构关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.

[4] 程文杰, 周丽, 张平, 等. 零泊松比十字形混合蜂窝设计分析及其在柔性蒙皮中的应用[J]. 航空学报, 2015,36(02): 680-690.

[5] 李杰锋, 沈星, 陈金金. 零泊松比胞状结构的单胞面内等效模量分析及其影响因素[J]. 航空学报, 2015,36(11): 3616-3629.