

三种柔性蒙皮支撑结构的力学特性*

沈元¹, 朱华², 刘卫东³, 昂海松²

(1. 南京航空航天大学飞行器结构力学与控制教育部重点实验室 南京, 210016)

(2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 南京, 210016)

(3. 河海大学能源与电气学院 南京, 211100)

摘要 理论推导了 U 型、V 型和梯形 3 种柔性蒙皮支撑结构面内横向无量纲化弹性模量与其平面几何参数(壁厚系数 t 、高度系数 h 、形状系数 k)之间的关系: 其等效弹性模量随 t 增大而增大, 随 h 增大而减小, 随 k 增大而减小。采用 ANSYS 软件进行了有限元模拟并通过实验对其面内力学特性进行验证。同样参数条件下, 3 种结构面内横向刚度从大到小依次为 V 型、U 型和梯形。说明梯形结构具有更强的变形能力, 产生同样的变形需要的能量最小。对 3 种结构的面法向刚度进行了有限元仿真和实验比较, 其面法向刚度随几何参数的变化规律与面内等效弹性模量相似; 在相同等效面法向气动载荷作用下, 3 种结构面法向位移大小依次为梯形、U 型和 V 型。对 3 种结构拉伸前后不同载荷作用下的面法向最大位移进行实验测量, 发现面法向刚度在拉伸后都有较大提升, 在产生相同的面法向位移情况下, 承受的压强平均提高了 30%~60%。

关键词 变形机翼; 柔性蒙皮; 蜂窝结构; 弹性模量; 有限元分析; 面内拉伸; 法向变形

中图分类号 TB332; TB214.6; TH140; TH122

引言

传统飞行器通常针对某种特定的飞行状态进行设计, 在该飞行状态下能表现出较好的性能, 而在其他飞行状态下性能则有所下降。随着飞行器设计研究经验的不断积累和其他学科技术的进步, 为克服传统飞行器这种单任务模式的缺点, 科学家们提出了变体飞行器的概念。变体飞机是指能够在飞行中改变气动外形, 使飞机在不同飞行状态下性能保持最佳的飞行器^[1]。机翼是飞机升力和操纵力的主要来源, 是飞机设计的首要研究对象。相对于传统机翼, 变形机翼能替代传统的铰链舵面, 保证其气动外形的完整性, 大大提高其气动性能。变形机翼要在飞行过程中进行变形, 离不开柔性蒙皮^[2-3]、变形作动器^[4]及变形机构^[5-8]等关键技术的支持。柔性蒙皮主要用于在变形时承受并传递气动载荷, 保证机翼表面光滑, 使机翼具有良好的气密性。

传统的固定翼或者刚性变体飞机采用的蒙皮都是刚性金属蒙皮, 通常采用铝合金材料加工制造。

在柔性变形机翼中, 传统的蒙皮由于面内刚度太大, 无法跟随机翼结构变形而变形。针对传统蒙皮的不足, 科学家们已经提出了多种柔性蒙皮支撑结构, 并对采用柔性材料制造的蒙皮样本进行了深入研究^[9-11]。但是, 由于材料性能的限制和变形机翼对柔性蒙皮的高要求, 现有的蒙皮支撑结构还存在面内柔性面法向刚性不足和制造工艺复杂等缺陷^[12-14], 因此需要对蒙皮支撑结构进行深入设计与优化, 开发出满足力学性能要求且易于加工制造的柔性蒙皮和相应的支撑结构。

蜂窝夹心结构具有结构轻、承载能力强和加工工艺成熟的特点, 在飞机上越来越多地得到应用, 因此采用蜂窝结构来支撑柔性蒙皮具有很高的可行性。国内外学者对此做了大量研究。文献^[15-16]对零泊松比的六边形蜂窝和 V 型柔性蒙皮支撑结构的面内力学特性进行了研究, 发现其面内刚度只有原始制备材料的 0.1%~10%, 并证明了柔性蒙皮在非变形方向被约束时, 这两种结构的面内横向无量纲化等效弹性模量(结构的弹性模量与制备材料弹性模量的比值)均不会增加。Bubert 等^[17]设计并制造了一种基于 V 型支撑结构的一维被动变形

* 国家自然科学基金资助项目(51605140); 江苏省自然科学基金资助项目(BK20150802); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(2015B02914)

收稿日期: 2015-01-13; 修回日期: 2015-04-24

的柔性蒙皮,发现其在满足大变形条件下具有较好的承载能力。鲁超等^[18]对 V 型零泊松比蜂窝芯斜壁板大变形条件下的弯曲变形和蜂窝芯横壁板小变形条件下的变形进行分析,证明其大变形方向上的等效弹性模量具有明显的非线性特征。这些研究仅仅是针对某种平面构型的蜂窝支撑结构进行分析,对不同构型支撑结构的面内和面法向特性缺乏系统性的比较,无法在实际应用中对结构的选用给出明确指导。

笔者选取 3 种不同构型的柔性蒙皮支撑结构作为研究对象:V 型、U 型和梯形。采用能量法对 3 种结构的横向无量纲化等效弹性模量理论模型进行了推导,并通过数值仿真与实验研究对该理论模型进行验证,最后利用数值仿真和实验研究对 3 种结构的面法向刚度进行探讨。

1 三种构型蜂窝支撑结构面内伸缩特性分析

1.1 理论模型推导

图 1 为不同构型柔性蒙皮支撑结构的平面示意图。图 2 为各构型蜂窝单元的参数定义和受力情况。

每个单元长度为 l ,高度系数为 h (即高度为 hl),壁厚系数为 t (即壁厚为 tl),单元法向厚度为 b ,其中梯形结构单元形状参数比其他结构多一个即形状系数 k 。下面以 V 型结构为例对其进行力学分析。考虑到结构和载荷的对称性,取 V 型蜂窝的半单元结构进行研究,图 3 为 V 型结构的半单元结构示意图。点 a 固定,受拉力 F_a 和弯矩 M_a 作用;点 b 在拉力 F_b 和弯矩 M_b 作用下平移至点 b' 。为求取单元 x 方向的弹性模量,需要求得点 b 在 x 方向的位移 δ_x 。

根据图 3,对 V 型结构半单元分段求解,由 x 方向平衡可得

$$F_a = F_b = F_c = F_x \tag{1}$$

假设 $F_a = F_b = F_c = F_x = F$,根据力和力矩的平衡,从图 4 可以得出

$$M(x) + M_a = 2Fhx \tag{2}$$

截面转角与弯矩的关系为

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

其中

$$ds = \cos^{-1} \alpha dx = \sqrt{1 + 4h^2} dx \tag{4}$$

转角边界条件为

$$\begin{cases} \theta(0) = 0 \\ \theta(l/2) = 0 \end{cases} \tag{5}$$

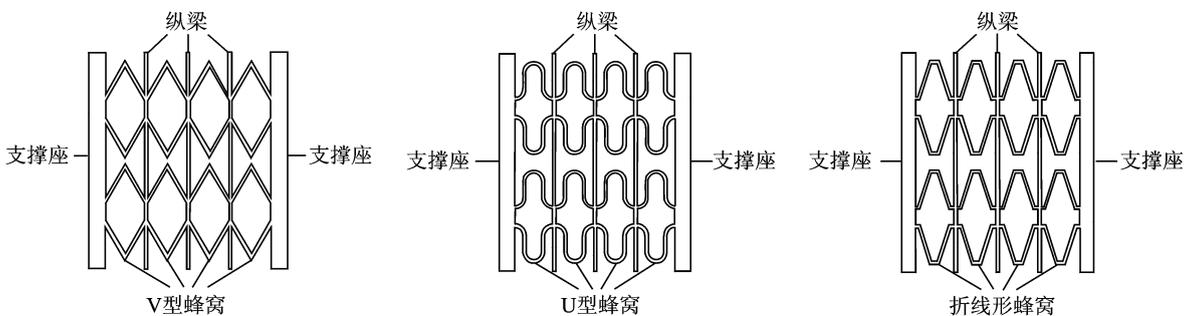


图 1 3 种构型柔性蒙皮支撑结构平面图
Fig. 1 Schematic plan of the three structures

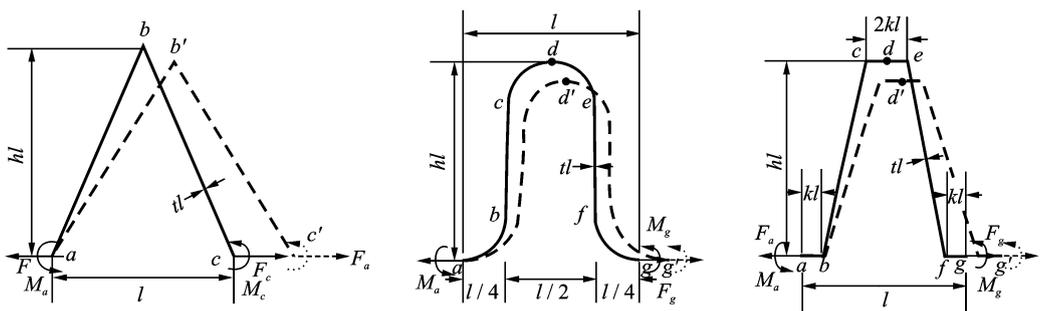


图 2 不同构型蜂窝单元面内受力示意图
Fig. 2 In-plane force analysis of the cellular unit of the three structures

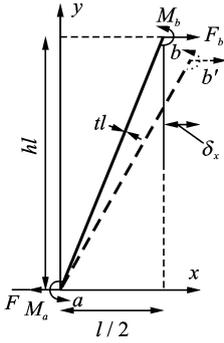


图 3 V型结构的半单元结构受力示意图

Fig. 3 In-plane force analysis of half a unit of the V-type cellular

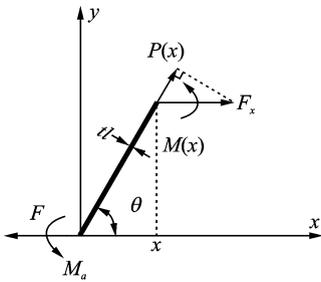


图 4 V型结构的半单元 0-x 段结构受力分解

Fig. 4 Force decomposition of 0-x segment of half a unit of the V-type cellular

联立式(2)~(5),求解得到

$$\begin{cases} C = 0 \\ M_a = Fhl/2 \end{cases} \quad (6)$$

《F》状态内力弯矩为

$$M_F(x) = 2Fhx - Fhl/2 \quad (7)$$

《1》状态内力弯矩为

$$M_1(x) = 2hx - hl/2 \quad (8)$$

《F》状态轴力为

$$P_F(x) = F \cos \alpha = F \frac{l/2}{\sqrt{(l/2)^2 + h^2}} = \frac{F}{\sqrt{1+4h^2}} \quad (9)$$

《1》状态轴力为

$$P_1(x) = \cos \alpha = (\sqrt{1+4h^2})^{-1} \quad (10)$$

根据能量法有

$$\delta_x = \int \frac{M_F(x)M_1(x)}{EI} ds + \int \frac{P_F(x)P_1(x)}{E_f} ds \quad (11)$$

将式(7)~(10)代入式(11),积分得到

$$\delta_x = \frac{F(h^2(1+4h^2)+t^2)}{2Ebt^3\sqrt{1+4h^2}} \quad (12)$$

V型蜂窝支撑结构的面内横向等效应力和等效应变为

$$\begin{cases} \sigma_{xa} = \frac{F}{b(hl + tl\sqrt{1+4h^2})} \\ \varepsilon_{xa} = \frac{\delta_x}{l/2} \end{cases} \quad (13)$$

V型蜂窝支撑结构的面内横向无量纲化等效弹性模量为

$$E_{xna} = \frac{E_{xa}}{E} = \frac{\sigma_{xa}}{E\varepsilon_{xa}} = \frac{t^3\sqrt{1+4h^2}}{(h+t\sqrt{1+4h^2})(h^2(1+4h^2)+t^2)} \quad (14)$$

其中: E 为原材料的横向弹性模量。

采用同样方法可推导出U型结构的面内无量纲化等效弹性模量为

$$E_{xna} = \frac{E_{xa}}{E} = \frac{\sigma_x}{E\varepsilon_x} = \frac{16t^3}{(h+t)[32h^3+(24\pi-48)h^2+(72-24\pi)h+4\pi t^2+9\pi-28]} \quad (15)$$

梯形结构的面内横向无量纲化等效弹性模量为

$$E_{xnt} = \frac{E_{xt}}{E} = \frac{\sigma_{xt}}{E\varepsilon_{xt}} = \frac{t^3\sqrt{(1-4k)^2+4h^2}}{(h+t)[4k(t^2+3h^2)\sqrt{(1-4k)^2+4h^2}+(1-4k)^2(t^2+h^2)+4h^4]} \quad (16)$$

其中: k 为形状系数,梯形结构需要3个参数描述。

1.2 基于 ANSYS 的有限元分析

利用 ANSYS 的参数化设计语言 (ansysparametric design language, 简称 APDL) 建立 3 种结构的参数化有限元模型, 如图 5 所示。采用 Solid45 单元划分网格, 弹性系数取为 $E=1.7 \text{ GPa}$ (与实验采用的材料一致), 泊松比设为 0.3。根据单元结构对称性采用半单元计算, 半单元左端面固支, 右端面施加位移载荷, 通过有限元仿真得到半单元结构左端面的横向支反力, 求得结构的面内横向无量纲化等效弹性模量。为方便与实验比较, 有限元模型中统一取 $l=30 \text{ mm}$, 法向厚度 $b=3 \text{ mm}$ 。对参数 h, t 和 k 等取多种组合进行计算, 得到结构的面内横向无量纲化等效弹性模量与结构形状参数的关系。

1.3 面内拉伸实验

实验材料选用厚度 $b=3 \text{ mm}$ 的 POM 板 (聚甲基丙烯酸酯板), 选取不同的形状参数进行组合 (单元长度 l 均取 30 mm), 对板材进行雕刻加工, 得到所需的实验试件。力-位移测试设备采用微机控制电子万能试验机。图 6 为结构试件的加载实验示意图。

试件采用 4×4 的单元分布, 固支边并列分布 4 个单元, 每个单元高度为 $(h+t)l$, 试件横向总长度为 $4l$ (不计算纵梁宽度, 因其不产生变形)。拉力测

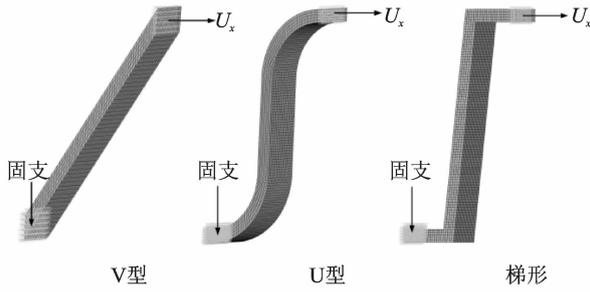


图 5 3 种结构 ANSYS 半单元有限元模型

Fig. 5 FEM model of half a unit of the three structures in ANSYS

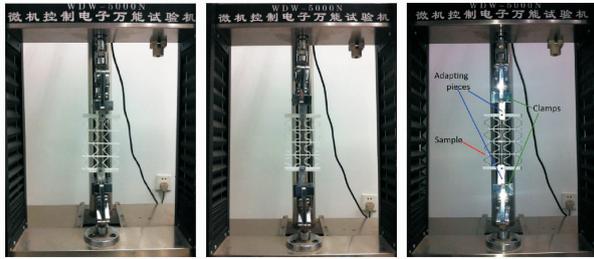


图 6 V 型、U 型和梯形结构试件加载实验

Fig. 6 Loading experiment of the three types of the cellular structures

试仪所采集到的为每个样本对应的力-位移离散点,对数据进行线性拟合,由拟合直线的斜率求得结构的弹性模量 E_x

$$E_x = \frac{F}{b(h+t)\delta l} \quad (17)$$

其中: F 为拉力; δl 为样本在拉力 F 作用下产生的位移。

求得该结构的面内横向无量纲等效弹性模量 $E_{xn} = E_x/E$,其中: E_{xnv} , E_{xnu} , E_{xnt} 分别为 V 型、U 型和梯形结构的无量纲等效弹性模量。

1.4 面内伸缩特性比较

1.4.1 面内伸缩特性算例和实验验证

如图 7,8 所示,V 型结构面内横向无量纲等效弹性模量随着 t 的增大而增大,随着 h 增大而减小。可以看出,理论推导、ANSYS 数值仿真以及实验测试结果比较一致,进一步证实了理论模型的准确性。

1.4.2 3 种结构面内伸缩特性比较

从图 9(a)和图 9(b)可以看出,3 种结构的面内横向无量纲等效弹性模量随着参数的变化趋势基本一致:随着高度系数 h 的增加而减小;随着壁厚系数 t 的增加而增加。在参数相同的情况下,结构的面内横向无量纲等效弹性模量按照从大到小的顺

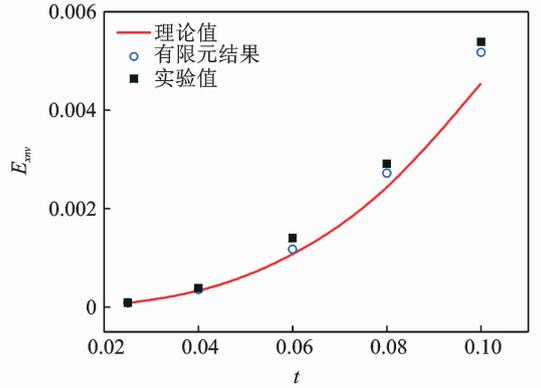


图 7 E_{xnv} 随 t 的变化关系(V 型结构)

Fig. 7 E_{xnv} versus t (V-type)

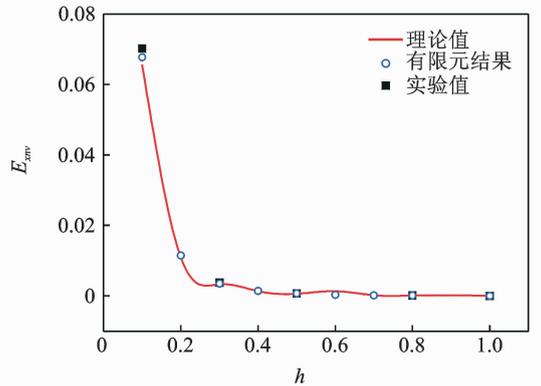


图 8 E_{xnv} 随 h 的变化关系(V 型结构)

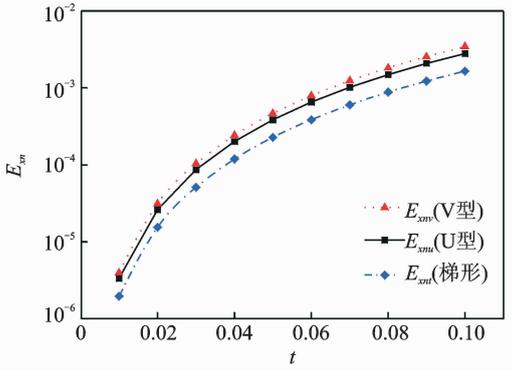
Fig. 8 E_{xnv} versus h (V-type)

利排列依次为 V 型、U 型和梯形。该结果表明在相同尺寸参数条件下,V 形结构在这 3 种结构中具有最差的面内伸缩特性;反之,梯形结构具有最佳的面内伸缩特性。在同样的变形需求下,梯形结构所消耗的变形能量最少。如图 9(c)所示,由于梯形结构多一个参数 k ,其面内横向无量纲等效弹性模量随着 k 增大而减小,意味着梯形结构的面内伸缩特性的可调节性更强。

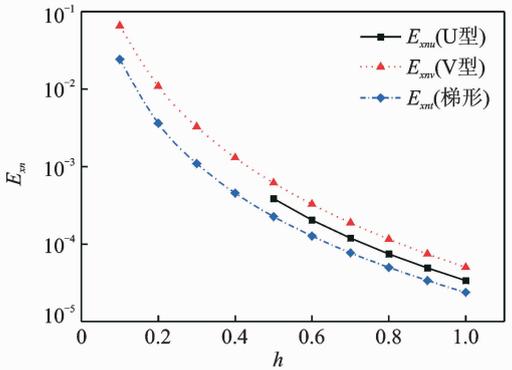
2 3 种构型蜂窝支撑结构面法向变形能力分析

2.1 基于 ANSYS 仿真的结构面法向刚度计算

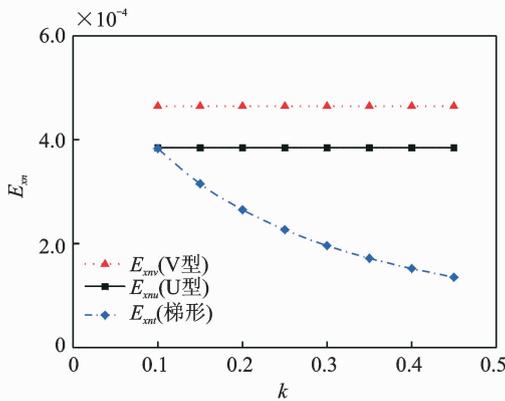
由于蜂窝结构的面法向承载特性相比于面内伸缩变形更为复杂,因此采用有限元方法对其进行分析。利用 ANSYS 建立 3 种支撑结构的参数化模型和载荷分布。图 10 为 V 型结构面法向加载示意图。设定结构的边界条件为四周固支,载荷条件为



(a) 3种结构横向等效弹性模量 E_{sm} 随 t 变化关系 ($h=0.5, k=0.25$)
 (a) Dimensionlessequivalent elastic modulus of the three structures E_{sm} versus T ($h=0.5, k=0.25$)



(b) 3种结构横向等效弹性模量 E_{sm} 随 h 变化关系 ($t=0.05, k=0.25$)
 (b) Dimensionlessequivalent elastic modulus of the three structures E_{sm} versus h ($t=0.05, k=0.25$)



(c) 3种结构横向等效弹性模量 E_{sm} 随 k 变化关系 ($t=0.05, h=0.5$)
 (c) Dimensionlessequivalent elastic modulus of the three structures E_{sm} versus k ($t=0.05, h=0.5$)

图 9 t, h, k 分别对结构横向等效弹性模量 E_{sm} 的影响比较
 Fig. 9 Comparison of influence of t, h, k to dimensionless equivalent elastic modulus of the three structures (E_{sm} versus t, h, k)

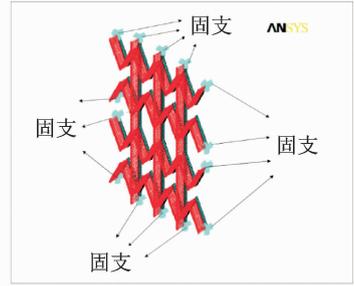


图 10 ANSYS 仿真: V 型结构面法向加载情况

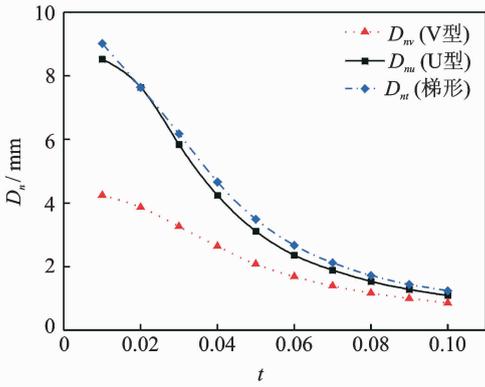
Fig. 10 ANSYS simulation: loading in normal direction (V-type)

构的一部分必须考虑在内,单个试件原始横向长度 L_T 为 $4l$ 加上 3 倍的纵梁宽度 $t_l = 2 \text{ mm}$, 即 $L_T = 4l + 3t_l = 126 \text{ mm}$ 。ANSYS 仿真计算均在结构原长度下进行,纵梁长度统一取 200 mm ,不同参数结构的中心线在纵向位置保持一致。为与结构实际受载情况相统一,将相同面积($200 \times 126 \text{ mm}^2$)蒙皮所受面法向载荷平均分布到支撑结构上,即将支撑结构所受的面法向载荷等效为其支撑的蒙皮表面气动载荷。利用 ANSYS 求解在相同等效蒙皮气动载荷 ($P_e = 200 \text{ Pa}$) 作用下,结构的面法向最大位移 D_n 随其几何参数变化的情况。

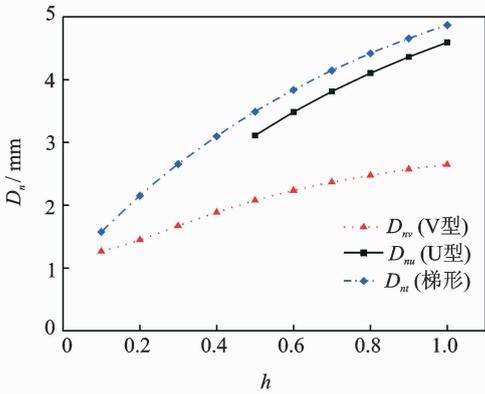
图 11 为 t, h, k 对结构面法向最大位移的影响。如图 11(a)所示,随着 t 的增大,3 种结构的面法向最大位移逐渐减小,意味着结构的面法向刚度随着 t 增大而增大。如图 11(b)所示,随着 h 的增大,3 种结构的面法向最大位移同样增大,即结构的面法向刚度随着 h 增大而减小。如图 11(c)所示,由于梯形结构多一个参数 k ,面法向最大位移随着 k 增大而增大,但增大比例不明显,说明 k 对面向内刚度影响远远大于其对面法向刚度的影响。相同参数条件下 ($k > 0.1$) 与面内刚度相似,面法向刚度从大到小依次为 V 型、U 型和梯形。

由以上分析可知,对于蒙皮支撑结构的面内伸缩变形能力较强的结构,其面法向承载能力较弱;而面法向承载能力较强的结构,其面内伸缩变形能力较弱。为解决这个矛盾,一方面,在选择合适的蒙皮支撑结构时,需要综合考虑机翼的变形驱动能力和飞行过程中蒙皮的负载情况。当机翼变形驱动能力较强或飞行过程中蒙皮负载较大时,可以考虑采用 V 型面内变形能力较弱但面法向承载能力较强的蒙皮支撑结构;反之,可以选择 U 型和梯形蒙皮支撑

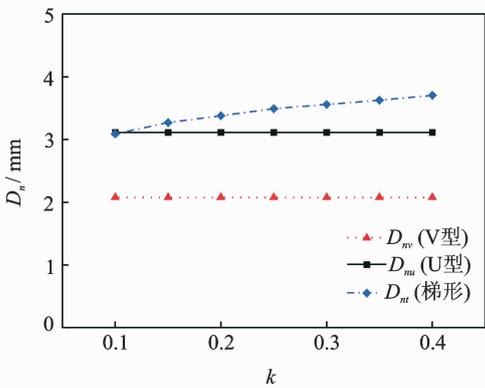
面法向均布载荷。面法向仿真模型与面内拉伸实验试件尺寸一致,采用 4×4 的单元分布,横向两个单元间加有纵梁。在结构面法向加载中,纵梁作为结



(a) 面法向最大位移 D_n 随 t 变化关系($h=0.5, k=0.25$)
 (a) Maximum normal displacements of the structures D_n versus t ($h=0.5, k=0.25$)



(b) 面法向最大位移 D_n 随 h 变化关系($t=0.05, k=0.25$)
 (b) Maximum normal displacements of the structures D_n versus h ($t=0.05, k=0.25$)



(c) 面法向最大位移 D_n 随 k 变化关系 ($t=0.05, h=0.5$)
 (c) Maximum normal displacements of the structures D_n versus k ($t=0.05, h=0.5$)

图 11 t, h, k 对结构面法向最大位移的影响

Fig. 11 Maximum normal displacements of the structures versus t, h and k

结构。另一方面,可以通过对结构进形进一步的参数优化,综合考虑机翼的变形驱动能力和飞行过程中的蒙皮负载,通过选择合适的结构形状参数,获得同时能够满足这两方面要求的蒙皮结构。

2.2 面法向加载实验

如图 12 所示,由于实验导轨宽度为 160 mm,实验试件的纵向宽度取 160 mm,沙箱宽度为 150 mm,几何参数 $t=0.05, h=0.5, k=0.25$ 。将结构试件的支撑座一端固定在平台上,另一端固定在滑块上。纵梁两端固支在导轨上。沙箱也设计成活动空间(可改变容积),用激光测距仪测量试件中心处的面法向位移。试件表面铺上 0.2 mm 的硅胶蒙皮,其面法向刚度远远小于试件结构。由于激光测距仪精度仅为 1 mm,实验过程中,通过不断加载直到激光测距仪读数发生改变,记录一次沙子的质量和试件中心的面法向位移。分别测量试件在原始长度($L_T=126$ mm)和 119%长度($L_T=150$ mm)下中心点的位移随载荷的变化情况。针对 3 种结构的试件实际尺寸和约束情况重新进行 ANSYS 仿真,如图 13 所示。

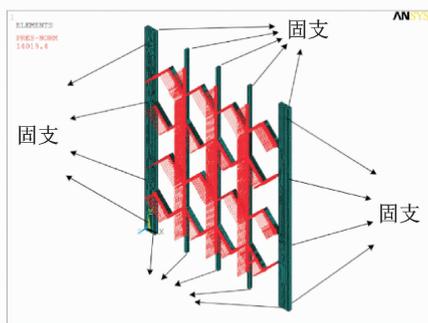


图 12 面法向实验设备、加载与测量

Fig. 12 Experimental equipment, loading and measurement

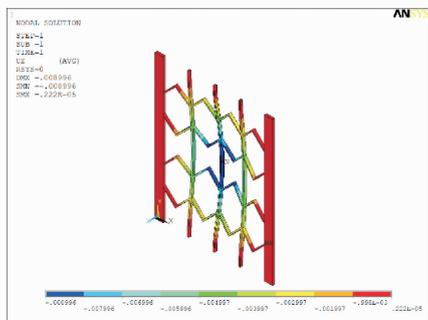
实验结果如图 14 所示,由于初始组装蒙皮和支撑结构时存在残余应力,使得支撑结构产生一定的法向变形,导致实验结果在初始阶段斜率较大,随着载荷的不断加大,3 种支撑结构在实际面法向载荷下的变形趋势与 ANSYS 仿真结果逐渐接近,基本随蒙皮表面压强增大基本呈线性变化。图 15 为试件在原始长度(100%)和拉伸后长度(119%)下中心点的最大位移随载荷的变化比较。在同样参数条件下,面法向最大位移大小依次为梯形、U 型和 V 型,说明面法向刚度大小依次为 V 型、U 型和梯形,这与 ANSYS 仿真结果一致。值得注意的是,3 种结构拉伸后的面法向刚度都有较大的提升。

如表 1 所示,在产生单位法向位移变形下,承受的压强平均提高了 30%~60%,且承受压强提升比例从高到低依次为梯形、U 型和 V 型,这与未变形时面法向刚度大小排列相反。这说明面内变形能力较弱的结构形状在拉伸后面法向刚度的提升比例较大。



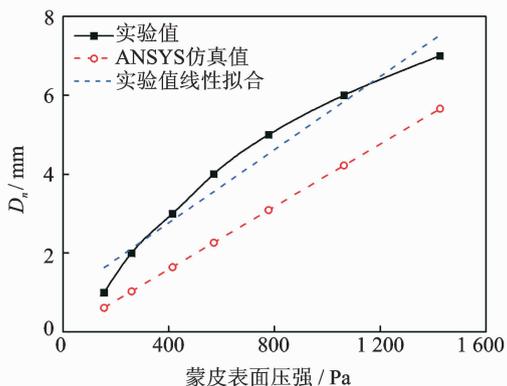
(a) V型结构面法向加载情况

(a) V-type structure under normal loading

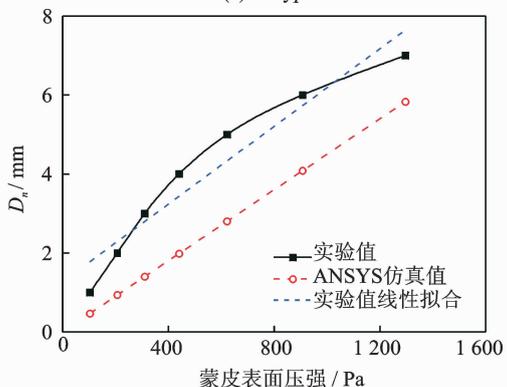


(b) V型结构在面法向载荷作用下ANSYS仿真结果

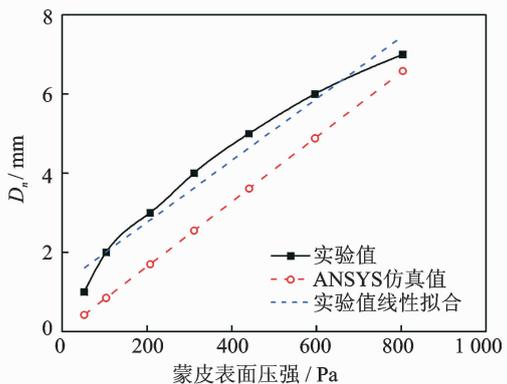
(b) ANSYS simulation results of the V-type structure under normal loading



(a) V型
(a) V-type



(b) U型
(b) U-type



(c) 梯形
(c) Trapezoidal

图 13 与实验条件一致的 ANSYS 仿真(V 型结构面法向受载情况和计算结果)

Fig. 13 ANSYS simulation consistent with the experiment(out of plane loading and calculation results of the V-type structure)

表 1 面内拉伸前后蒙皮承受的平均表面压强比较

Tab. 1 Average surface pressure of the flexible skin before and after stretching

构型	每产生 1 mm 位移		承受压强提升/%
	蒙皮所承受的平均表面压强/Pa		
	未拉伸(100%)	拉伸后(119%)	
U 型	1 459.86	2 179.72	49.31
V 型	1 962.71	2 541.08	29.47
梯形	585.42	922.58	57.59

图 14 3 种结构面法向最大位移实验值与有限元仿真结果比较

Fig. 14 Comparison of maximum normal displacements of the three structures between FEA and experimental results

3 结论

1) V 型、U 型和梯形 3 种柔性蒙皮支撑结构的面内横向无量纲化等效弹性模量随着壁厚系数 t 的增加而增加,随着 h 或 k 的增加而减小。

2) 同样参数条件下,面内横向弹性模量的大小依次为 V 型、U 型和梯形。在同样的变形需求下,

梯形结构所消耗的变形能量最少,其面内横向弹性模量变化区间最大,可选取的范围最广。

3) 3 种结构的面法向刚度与 3 个参数(t, h, k)的关系与面内刚度类似。对于蒙皮支撑结构的面内伸缩变形能力较强的结构,其面法向承载能力较弱;而面法向承载能力较强的结构,其面内伸缩变形能力较弱。

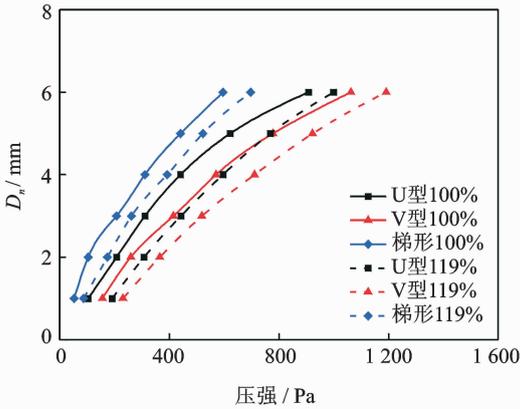


图 15 3种结构拉伸后面法向位移最大值比较

Fig. 15 Comparison of maximum normal displacements of the three structures before and after stretching

4) 3种结构拉伸后的面法向刚度都有较大提升,在产生相同的面法向位移情况下,承受的压强平均提高了30%~60%,且面内变形能力较弱的结构形状在拉伸后面法向刚度的提升比例较大。

参 考 文 献

- [1] Jha A K, Kudva J N. Morphing aircraft concepts, classification, and challenges [C] // Proceedings of SPIE-Smart Structures and Materials 2004: Industrial and Commercial Application of Smart Structures Technologies. Bellingham: SPIE, 2004, 5388: 213-224.
- [2] Thill C, Etches J, Bond I, et al. Morphing skins [J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112(1129): 117-139.
- [3] Thill C, Etches J A, Bond I P, et al. Composite corrugated structures for morphing wing skin applications [J]. Smart Materials and Structures, 2010, 19(12): 124009.
- [4] Popov A V, Labib M, Fays J, et al. Closed-loop control simulations on a morphing wing [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(5): 1794-1803.
- [5] 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.
- [6] Weisshaar T A. Morphing aircraft systems: historical perspectives and future challenges [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 337-353.
- [7] Sofla A Y N, Meguid S A, Tan K T, et al. Shape morphing of aircraft wing: status and challenges [J]. Materials and Design, 2010, 31(3): 1284-1292.
- [8] Reich G W, Sanders B, Joo J J. Development of skins for morphing aircraft applications via topology optimization [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2007, 20: 1-13.
- [9] Popov A V, Grigorie T L, Botez R M, et al. Modeling and testing of a morphing wing in open-loop architecture [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 917-923.
- [10] Grigorie T L, Botez R M. New adaptive controller method for SMA hysteresis modelling of a morphing wing [J]. Aeronautical Journal, 2010, 114(1151): 1-13.
- [11] Coutu D, Brailovski V, Terriault P. Promising benefits of an active-extradors morphing laminar wing [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(2): 730-731.
- [12] Barbarino S, Ameduri S, Lecce L. Wing shape control through an SMA-based device [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2009, 20(3): 283-296.
- [13] Mukherjee S, Ganguli R. A dragonfly inspired flapping wing actuated by electro active polymers [J]. Smart Structures and Systems, 2010, 6(7): 867-887.
- [14] Bhandari B, Lee G, Ahn S. A review on IPMC material as actuators and sensors; fabrications, characteristics and applications [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2012, 13(1): 141-163.
- [15] Olympio 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.
- [16] Olympio K R, Gandhi F. Zero- ν cellular honeycomb flexible skins for one-dimensional wing morphing [C] // 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii: [s. n.], 2007.
- [17] Bubert E A, Woods B K S, Keejoo L, 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.
- [18] 鲁超,李永新,董二宝,等.零泊松比蜂窝等效弹性模量研究 [J]. 材料工程, 2013, 12(15): 80-84.
Lu Chao, Li Yongxin, Dong Erbao, et al. Equivalent elastic modulus of zero poisson's ratio honeycomb core [J]. Journal of Materials Engineering, 2013, 12(15): 80-84. (in Chinese)



第一作者简介:沈元,男,1986年2月生,博士生。主要研究方向为飞行器设计和空气动力学。

E-mail: 297084462@qq.com

通信作者简介:朱华,男,1978年8月生,博士、副研究员。主要研究方向为机械设计及管理、超声电机技术和变体机翼技术。

E-mail: hzhu103@nuaa.edu.cn

