

文章编号:1000-8055(2012)04-0782-07

X-Cor 夹层结构的平压模量试验与分析

单杭英^{1,2}, 肖 军¹, 尚 伟¹, 李 宁¹

(1. 南京航空航天大学 材料科学与技术学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 无人机研究院, 南京 210016)

摘 要: 通过分析 X-Cor 夹层结构平压模量预测公式的理论计算结果与试验值误差, 提出了结构屈曲和 Z-pin 的长度差异引起的刚度折减的修正模型, 并且详细分析 X-Cor 夹层结构刚度折减的机理; 修正后的夹层结构平压模量的理论值与试验值吻合。新的预测公式为 X-Cor 夹层结构的设计提供依据, 进而为 X-Cor 夹层结构新材料在工程领域的应用奠定了基础。

关 键 词: X-Cor 夹层结构; 平压模量; 屈曲; 刚度折减; 修正模型

中图分类号: V214.8; TB332

文献标志码: A

Experiment and analysis on compressive modulus of X-Cor sandwich

SHAN Hang-ying^{1,2}, XIAO Jun¹, SHANG Wei¹, LI Ning¹

(1. College of Material Science and Technology,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Research Institute of Unmanned Aircraft,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Analyzing the error between theoretical result predicted by deduced formula and test data of compressive modulus, a modified model which concerned stiffness discount due to structural buckling and Z-pin length diversities was proposed, and stiffness discount mechanism of sandwich was studied. The analytical result of modified model sandwich compressive modulus was in coincidence with the test data. The theoretical formula provided basis for X-Cor sandwich design, and established the foundation for X-Cor's practical application as a new type of material.

Key words: X-Cor sandwich; compressive modulus; buckling; stiffness discount; modified model

复合材料夹层结构具有抗弯刚度高、结构质量系数低等优点, 在对刚度和质量要求高的航空航天器、高速列车上有着广泛的应用。但传统的蜂窝夹层材料存在面板会出现电报效应(影响气动性能)、抗潮湿性能差等缺陷。据文献[1]报道, 20年内收集的蜂窝雷达罩维修记录表明, 由于蜂窝进水需要维修的约占 85%, Boeing 737 飞机蜂窝雷达罩的平均无故障维修使用时间少于 2 年, 导

致高昂的维护费用。闭孔硬质泡沫夹层结构表面平整、吸湿性低, 克服了蜂窝夹层复合材料的不足。但泡沫夹层结构存在压缩和剪切性能低、面板和芯材容易发生脱黏和分层等缺点, 严重限制了其在飞机主承力结构上的应用^[2-3]。X-Cor 泡沫夹层结构^[4]在很大程度上弥补了上述缺陷。它是采用 Z-pin 技术增强的新型泡沫夹层结构(实物及结构示意参见图 1)。最大的特点是可设计性强:

收稿日期:2011-10-09; 修订日期:2012-02-21

基金项目:配套项目(JPPT-1146)

作者简介:单杭英(1978—), 女, 浙江东阳人, 助理研究员, 博士生, 主要研究方向为 X-Cor 夹层结构力学性能研究。

通过选取不同泡沫型号(如具有隔噪声和隔热等特性)、不同 Z-pin 材料、直径、间距及其植入密度等参数设计出性能优越的结构,因此具有很好的应用前景.

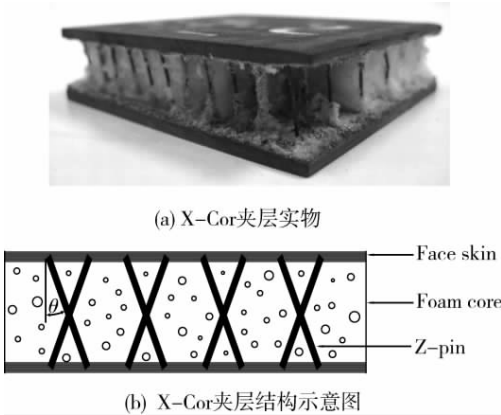


图 1 X-Cor 夹层结构
Fig. 1 X-Cor sandwich

在国外, Carstensen 等^[4]对 X-Cor 泡沫夹层结构进行研究,试验分两部分:第一部分包括平拉、平压、侧压和剪切性能;第二部分为大结构件试验,包括侧压和剪切性能.研究表明 X-Cor 的各力学性能均高于蜂窝夹层结构. Cartié 等^[5]试验研究了钛 pin 和碳纤维 pin 增强 X-Cor 泡沫夹层结构的准静态和动态平面压缩性能;发现 Z-pin 与泡沫存在协同效应,提高了结构的平压刚度、强度以及能量吸收性能;揭示了泡沫作为弹性基础抵抗 Z-pin 弹性屈曲,延缓 Z-pin 屈曲失效从而提高结构强度的机理. Marasco 等^[6-7]通过试验研究了 X-Cor/K-Cor 泡沫夹层结构的压缩、剪切和拉伸性能,并与相同面板 Nomex 蜂窝芯夹层结构的结果进行对比,得出 X-Cor 与 K-Cor 夹层结构的比刚度优于蜂窝芯夹层结构,而比强度逊于后者的结论. O'Brien 和 Paris^[8]研究了 X-cor 增强泡沫夹层过渡区域在三点弯曲、单轴拉伸以及拉弯组合下的破坏机理,试验观察到:试件中间部分芯材与面板发生脱黏,过渡区域部分上下面板分层;在拉伸载荷作用下,观察到过渡区域中 Z-pin 发生屈曲以及 Z-pin 被拔出现象. Vaidya 等^[9-10]试验研究了 X-Cor 夹层结构在冲击载荷下的力学性能,结果表明 X-Cor 夹层结构抗冲击性能优于蜂窝和纯泡沫夹层结构. 国内田旭等^[11]试制了 X-Cor 夹层结构并对其基本性能进行了试验研究,研究结果显示 X-Cor 泡沫夹层的抗压、抗弯和抗剪性能分别为空白泡沫夹层结构的 1.5、3.5 和 5.45 倍. 郝继军等^[12]应用材料力学方法对 X-

Cor 夹层结构的平压模量和强度进行了理论预测,并完成了碳/环氧 X-Cor 夹层结构的平压试验,针对平压模量理论预测值与试验有较大差异,文献[12]指出分析模型比较理想化,需要针对具体情况引入经验系数修正,但并未给出具体修正方法和修正值大小. 党旭丹^[13]利用均匀化理论得到 X-Cor 夹层结构压缩模量理论预测公式,针对平压模量理论预测值与试验有较大差异,提出压缩模量的修正系数 M_{cm} ,确定针对文献[13]中的试验水平 M_{cm} 值为 0.3,但只指出 M_{cm} 是制备过程及其它缺陷的折算系数而未阐明物理意义. 如何合理修正 X-Cor 夹层结构压缩模量和阐述其迄今未见报道.

通过分析 X-Cor 夹层结构平压模量的理论值计算公式结果与试验值误差,本文提出了结构屈曲和 Z-pin 的长度差异引起的刚度折减的修正模型,并且详细分析 X-Cor 夹层结构刚度折减的机理,修正后的夹层结构平压模量的理论值与试验值吻合. 理论公式为 X-Cor 夹层结构的设计提供依据,进而为 X-Cor 夹层结构新材料在工程领域的应用奠定了基础.

1 试验研究

试验室制备了 X-Cor 夹层结构试样. 其中泡沫采用德固赛公司 Rohacell 31 泡沫和 Rohacell 51 泡沫,泡沫厚度分别为 11.5 mm 和 13 mm, Z-pin 采用 T300/FW-125 环氧树脂复合材料拉杆,试样长、宽均为 60 mm,试样的编号(每组编号 5 个样件)及几何参数见表 1. X-Cor 夹层结构平

表 1 试样参数表
Table 1 Datas of samples

试样 编号	泡沫 类型	Z-pin		Z-pin 分布间距 (L×W)/ (mm×mm)
		直径/ mm	角度/ (°)	
1#	311G	0.5	0	5×10
2#	311G	0.5	20	5×10
3#	311G	0.5	30	5×10
4#	51W	0.5	0	5×10
5#	51W	0.5	20	5×10
6#	51W	0.5	30	5×10
7#	311G	0.7	0	5×10
8#	311G	0.7	20	5×10
9#	311G	0.7	30	5×10

压性能测试参照 GB 1453-2005 标准进行. 采用的仪器为新三思电子万能试验机, 加载速度为 0.5 mm/min, 室温条件下进行试验. X-Cor 夹层结构压缩性能试验装置见图 2. 试验装置中上端为加载块, 下端采用球面自适应平板加载, 以确保载荷垂直于试样表面.



图 2 X-Cor 夹层结构平面压缩试验

Fig. 2 Compress test fixture of X-Cor sandwich

2 试验结果分析

2#、3# 试样平压性能测试的应力-应变曲线见图 3.

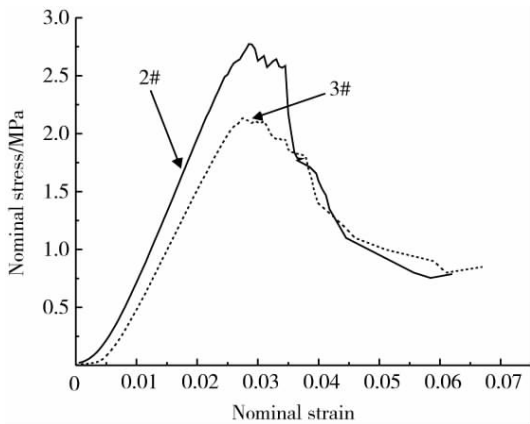


图 3 应力/应变曲线

Fig. 3 Stress-strain curves

从图 3 中看出试样在压缩载荷作用下, 应力-应变曲线先进入线弹性增长阶段, 之后达到最大值, 接着进入塑性下降区域.

观察试验中发现: 应力达到最大值时, 试样突然发出一下很脆的声响, 之后可听到接连不断的“噼啪”响, 应力迅速下滑. 经观察分析, “噼啪”响为 Z-pin 受压发生失稳断裂发出的声音.

X-Cor 夹层结构的试验破坏模式见图 4.

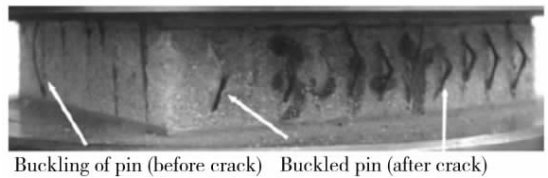


图 4 X-Cor 夹层破坏模式

Fig. 4 Failure modes of X-Cor sandwich

3 理论分析

夹层材料通常是由比较薄的板材作面板, 比较厚的低密度材料作芯子. 一般面板采用高强、高模的材料, 主要承受面内拉伸、压缩和面内剪切载荷; 芯子支撑面板承受垂直于面板的压缩应力^[14]. 所以夹层材料在承受面外载荷时, 材料的平压性能主要取决于芯子的平压性能. 故本文研究 X-Cor 夹层结构的平压模量时, 只研究芯子的平压模量.

3.1 X-Cor 夹层结构的平压模量

取一个 X-Cor 夹层结构的单胞进行分析(如图 5 所示). 定义 Z-pin 的半径为 r , 直径为 d , Z-pin 的植入角度为 θ (Z-pin 与面板法线方向), 夹层结构厚度为 h , Z-pin 长度为 l , 单胞结构的受压面积为 A .

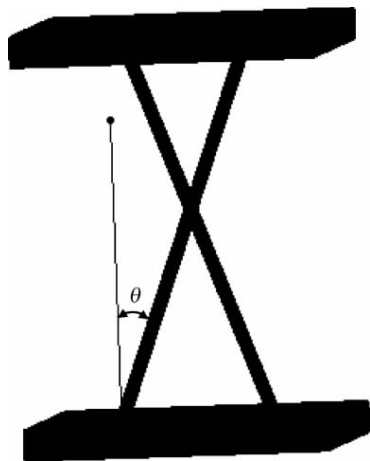


图 5 X-Cor 夹层结构单胞三维模型

Fig. 5 Three-dimensional unit cell model of X-Cor sandwich

通过力学分析可推导出单胞结构的平压模量公式

$$E = (1 - V_p)E_f + V_pE_a \cos^4 \theta \tag{1}$$

其中 E_a 为 Z-pin 的轴向压缩弹性模量; E_f 指泡沫的弹性模量; V_f, V_p 分别为 X-Cor 夹层结构中泡沫和 Z-pin 的体积百分比, 并且

$$V_f + V_p = 1 \quad (2)$$

$$V_p = \frac{\pi r^2}{A \cos \theta} \quad (3)$$

但基于上述分析模型得出的 X-Cor 夹层结构的平压模量公式(1)偏于理想化, 得出的理论值远大于试验值(结果误差见图 9)。X-Cor 夹层结构理论分析模型与受力实际情况相对比, 存在以下两点差异性较大: 其一, X-Cor 夹层结构在承受面外载荷时, 结构屈曲破坏^[5], 结构因屈曲引起的变形大于理想理论模型(未考虑结构屈曲)计算得到的变形, 刚度减小; 其二, 公式中 V_p 是 X-Cor 夹层结构中 Z-pin 的体积百分比, 理想理论分析模型中假定了结构中 Z-pin 均匀受力。但在实际结构中 Z-pin 植入的长度在植入过程及成型过程中都存在着误差。Z-pin 的长度差异影响了结构受力的一致性, 导致结构变形增大, 刚度降低。

3.2 结构屈曲引起的刚度折减

X-Cor 夹层结构 Z-pin 的长径比较大(本文试验数据), 满足文献[15]中条件 $\lambda \geq \lambda_1$, 属于大柔度压杆, 适用欧拉公式。在杆件承压时, 杆件发生屈曲(示意参见图 6)。当杆件偏离直线平衡位置后, 挠度曲线的方程式^[16]为

$$v = \delta \sin \frac{\pi x}{l} \quad (4)$$

其中 δ 为杆件 $x = \frac{l}{2}$ 的 y 方向变形。

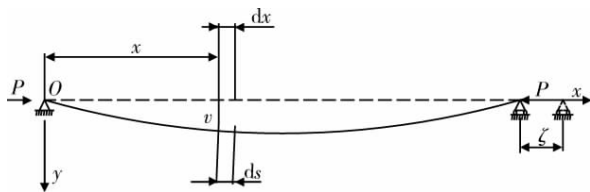


图 6 杆件屈曲示意图

Fig. 6 Bar buckling chart

杆件任意截面上的弯矩

$$M = Pv = P\delta \sin \frac{\pi x}{l} \quad (5)$$

杆件的轴线由直线变成曲线后, 右端的位移 ζ 应为

$$\lambda = \int_0^l (ds - dx) = \int_0^l \left[\sqrt{1 + \left(\frac{dv}{dx} \right)^2} dx - dx \right] \quad (6)$$

将 $\sqrt{1 + \left(\frac{dv}{dx} \right)^2}$ 展开为级数, 并略去高阶微量, 得

$$\sqrt{1 + \left(\frac{dv}{dx} \right)^2} = 1 + \frac{1}{2} \left(\frac{dv}{dx} \right)^2$$

代入公式(6)后求得

$$\lambda = \frac{1}{2} \int_0^l \left(\frac{dv}{dx} \right)^2 dx = \frac{1}{2} \int_0^l \frac{\pi^2 \delta^2}{l^2} \cos^2 \frac{\pi x}{l} dx = \frac{\pi^2 \delta^2}{4l} \quad (7)$$

当杆件 $x = l/2$ 处横向位移为 δ 时, $x = l/2$ 处截面最大拉伸应力:

$$\begin{aligned} \sigma_{\max} &= \frac{M}{W} - \frac{P}{A} = \frac{P\delta}{W} - \frac{P}{A} = \\ P \left(\frac{\delta}{W} - \frac{1}{A} \right) &= \frac{EA\lambda}{l} \left(\frac{\delta}{W} - \frac{1}{A} \right) = \\ \frac{EA\pi^2 \delta^2}{4l^2} \left(\frac{\delta}{W} - \frac{1}{A} \right) &= \frac{E\pi^2}{4l^2} \left(\frac{8\delta^3}{d} - \delta^2 \right) \end{aligned} \quad (8)$$

随着载荷 P 的逐渐增大, ζ 也随着增大, 杆件发生屈曲, δ 从零位移也逐渐增大, 同时也加速 ζ 的增大。当杆件 $x = l/2$ 处截面最大拉伸应力达到许用值时, 此时 $x = l/2$ 处截面受压部分已出现破坏区, 杆件 $x = l/2$ 处截面瞬间将进入断裂状态。所以杆件断裂时的 $x = l/2$ 处横向位移可近似等于杆件 $x = l/2$ 处截面拉伸应力达到许用值时的横向位移。

得到方程

$$\frac{E\pi^2}{4l^2} \left(\frac{8\delta_{\max}^3}{d} - \delta_{\max}^2 \right) = [\sigma] \quad (9)$$

$$\frac{8\delta_{\max}^3}{d} - \delta_{\max}^2 = \frac{4l^2[\sigma]}{E\pi^2} \quad (10)$$

根据文献[17]求解一元三次方程的实根, 得到

$$\begin{aligned} \delta_{\max} &= \sqrt[3]{-\frac{q}{2} + \sqrt{\left(\frac{q}{2}\right)^2 + \left(\frac{p}{3}\right)^3}} + \\ &\sqrt[3]{-\frac{q}{2} - \sqrt{\left(\frac{q}{2}\right)^2 + \left(\frac{p}{3}\right)^3}} + \frac{d}{24} \end{aligned} \quad (11)$$

其中

$$\frac{q}{2} = -\frac{d^3}{13824} - \frac{0.0254l^2 d[\sigma]}{E_a} \quad (12)$$

$$\frac{p}{3} = -\frac{d^2}{576} \quad (13)$$

$[\sigma]$ 为 Z-pin 材料许用应力。

当杆件断裂时,得到杆件右端位移

$$\zeta = \frac{\pi^2 \delta_{\max}^2}{4l} \quad (14)$$

文献[16]精确解表明当 $P = 1.015P_{cr}$ 时, $\delta = 0.110l$; $P = 1.063P_{cr}$ 时, $\delta = 0.211l$. 亦即, 载荷与 P_{cr} 相比分别只增加 1.5%, 6.3%, 挠度 δ 已经分别是杆长 l 的 11%, 21.1%, 而杆件的伸长率已达到杆长 l 的 2.98%, 10.97%. 比例极限低的碳纤维复合材料的伸长率低^[18], 达到杆长 l 的 2.98% 时, 碳纤维杆件已发生折断. 所以 Z-pin 杆件断裂时的载荷可近似等于由欧拉公式求解得到的临界载荷. 不考虑弯曲变形杆件在临界载荷作用下的右端位移:

$$\Delta l = \frac{P_{cr} l}{EA} = \frac{\pi^2 d^2}{16l} \quad (15)$$

杆件在承受压载时不考虑弯曲变形与考虑弯曲变形的右端位移之比

$$\frac{\Delta l}{\zeta_{\max}} = \frac{\pi^2 d^2}{16l} / \frac{\pi^2 \delta_{\max}^2}{4l} = \frac{d^2}{4\delta_{\max}^2} \quad (16)$$

X-Cor 夹层结构中 Z-pin 一般由高模量的材料拉挤成形, Z-pin 的弹性模量远大于泡沫的弹性模量, 因此在传递面外载荷主要由 Z-pin 承担. 所以在承受面外载荷时夹层结构的平压性能决定于 Z-pin 的平压性能. 故 X-Cor 夹层结构中因 Z-pin 屈曲引起的刚度折减系数

$$M_1 = \frac{E}{E'} = \frac{\Delta l}{\zeta_{\max}} = \frac{d^2}{4\delta_{\max}^2} \quad (17)$$

其中 E 为夹层结构在承受压载时考虑结构屈曲横向变形的平压模量; E' 不考虑结构屈曲横向变形的平压模量.

3.3 Z-pin 长度差异引起的刚度折减

夹层结构中 Z-pin 的长度差异见局部放大图 (图 7). 夹层结构承受面外载荷时, 载荷从 0 逐渐增大, 结构产生向下的位移也从 0 逐渐增大, 长度最长的部分 Z-pin 先产生变形, 承受载荷. 载荷继续增大, 位移再继续增大, 其余的 Z-pin 按长度长短依次产生变形, 依次承担载荷. 导致单根 Z-pin 或小部分 Z-pin 的应力先达到最大值破坏, 然后其它的 Z-pin 依次达到最大值破坏. 分析的原因与试验现象吻合. 所以 X-Cor 夹层结构中 Z-pin 的长度差异影响 Z-pin 受力的一致性, 导致结构变形增大, 刚度降低.

图 8 为 1# 试样平压性能测试的试验载荷-位

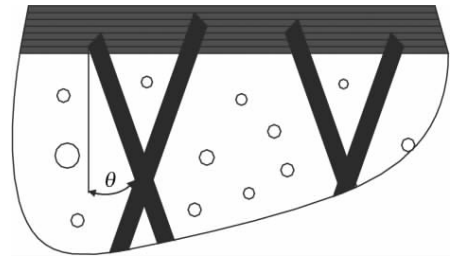


图 7 Z-pin 长度误差局部放大图

Fig. 7 Z-pin length error partial amplification

移曲线, δ_n 为曲线最大载荷 P_n 相对应的位移. 将 $0 \sim \delta_n$ 区间位移均匀等分为 n 段 ($\frac{\delta_n}{n} = \delta$). 假定位移 $0 \sim \delta_1$ 区间, 有 m_1 根 Z-pin 承受载荷, $\delta_1 \sim \delta_2$ 区间, 有 m_2 根 Z-pin 承受载荷, 依次类推, $\delta_{n-1} \sim \delta_n$ 区间, 有 m_n 根 Z-pin 承受载荷. $m_1 + m_2 + \dots + m_n = m$, m 为夹层结构中总的 Z-pin 数.

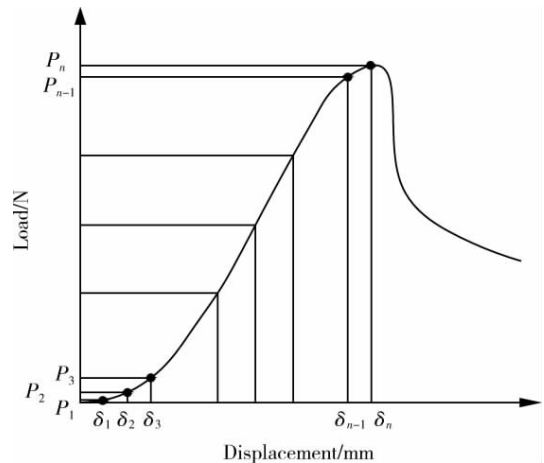


图 8 载荷-位移曲线

Fig. 8 Load-displacement curve

根据假设, 将 $0 \sim \delta_n$ 区间位移均分为 n 段, 与每段 δ_i 相应的载荷 P_i 之间的关系满足以下方程:

$$P_1 = m_1 \times \frac{\delta_1 \cos \theta}{l} \times E \times A \quad (18)$$

$$P_2 = m_1 \times \frac{\delta_2 \cos \theta}{l} \times E \times A + m_2 \times \frac{(\delta_2 - \delta_1) \cos \theta}{l} \times E \times A \quad (19)$$

$$P_3 = m_1 \times \frac{\delta_3 \cos \theta}{l} \times E \times A + m_2 \times \frac{(\delta_3 - \delta_1) \cos \theta}{l} \times E \times A + m_3 \times \frac{(\delta_3 - \delta_2) \cos \theta}{l} \times E \times A \quad (20)$$

$$\begin{aligned}
 & \dots\dots \\
 P_n &= m_1 \times \frac{\delta_n \cos \theta}{l} \times E \times A + \\
 m_2 &\times \frac{(\delta_n - \delta_1) \cos \theta}{l} \times E \times A + \\
 m_3 &\times \frac{(\delta_n - \delta_2) \cos \theta}{l} \times E \times A + \\
 \dots &+ m_{n-1} \times \frac{(\delta_n - \delta_{n-2}) \cos \theta}{l} \times E \times A + \\
 m_n &\times \frac{(\delta_n - \delta_{n-1}) \cos \theta}{l} \times E \times A \quad (21)
 \end{aligned}$$

由公式(21)可得到

$$\begin{aligned}
 \frac{P_n l}{EA \cos \theta} &= \delta_n (m_1 + m_2 + \dots + m_{n-1} + m_n) - \\
 (m_2 \delta_1 + m_3 \delta_2 + \dots + m_{n-1} \delta_{n-2} + m_n \delta_{n-1}) &= \\
 n \delta (m_1 + m_2 + \dots + m_{n-1} + m_n) - \\
 [m_2 \delta + 2m_3 \delta + 3m_4 \delta + \dots + \\
 (n-2)m_{n-1} \delta + (n-1)m_n \delta] &= \\
 \delta [nm_1 + (n-1)m_2 + (n-2)m_3 + \dots + \\
 2m_{n-1} + m_n] \quad (22)
 \end{aligned}$$

由公式(22)可得到

$$\delta = \frac{P_n l}{EA \cos \theta [nm_1 + (n-1)m_2 + \dots + m_n]} \quad (23)$$

$$\delta_n = \frac{n P_n l}{EA \cos \theta [nm_1 + (n-1)m_2 + \dots + m_n]} \quad (24)$$

而夹层结构中如果不考虑 Z-pin 长度差异, 假定结构中所有的 Z-pin 均匀受力, 可得出

$$\delta'_n = \frac{P_n l}{m EA \cos \theta} = \frac{P_n l}{EA \cos \theta (m_1 + \dots + m_n)} \quad (25)$$

所以夹层结构在承受面外载荷时不考虑 Z-pin 长度差异与考虑 Z-pin 长度差异的位移之比

$$\begin{aligned}
 \frac{\delta'_n}{\delta_n} &= \\
 \frac{nm_1 + (n-1)m_2 + (n-2)m_3 + \dots + m_n}{n(m_1 + m_2 + m_3 + \dots + m_{n-1} + m_n)} \quad (26)
 \end{aligned}$$

当均分数 n 取值越大, $m_1, m_2, m_3, \dots, m_n$ 可逐渐递减至等于 1, $1/n$ 值越接近为 0.

故可得到

$$\begin{aligned}
 \frac{\delta'_n}{\delta_n} &= \frac{n + (n-1) + (n-2) + \dots + 2 + 1}{n^2} = \\
 \frac{n^2 + n}{2n^2} &= \frac{1}{2} + \frac{1}{2n} \approx \frac{1}{2} \quad (27)
 \end{aligned}$$

所以在承受压载时考虑 Z-pin 长度差异的结构平压刚度折减系数

$$M_2 = \frac{\delta'_n}{\delta_n} = \frac{1}{2} \quad (28)$$

通过 3.2 节和 3.3 节详细地分析了 X-Cor 夹层结构平压刚度折减的机理. 同时得到修正后的平压模量预测公式

$$E = M_1 \times M_2 \times [(1 - V_p)E_f + V_p E_a \cos^4 \theta] \quad (29)$$

4 平压模量理论值与试验对比

X-Cor 夹层结构平压模量的理论值、修正后的理论值及试验结果比较见图 9.

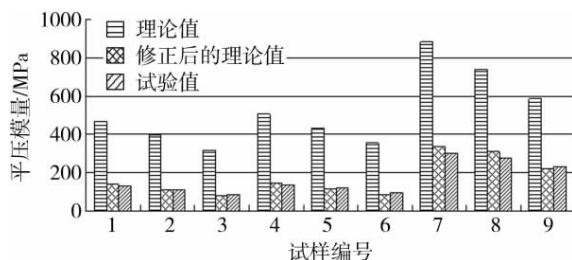


图 9 平压模量理论值、修正后的理论值及试验结果对比

Fig. 9 Comparisons of compression modulus between theory, modified theory and experimental data

从图 9 中可看出由力学分析推导出的夹层结构平压模量的预测公式(1)理论值远大于试验值, 说明了预测公式(1)的理论分析模型过于简单理想化, 使其值偏高. 而考虑刚度折减的修正后的夹层结构平压模量的预测公式(29)的数值与试验值吻合, 证明本文所阐述的 X-Cor 夹层结构平压模量的折减刚度的机理是合理的, 符合 X-Cor 夹层结构在承受面外载荷时的刚度实际表现.

X-Cor 夹层结构在制造过程中 Z-pin 按设计参数植入泡沫, 不管人工植入还是机器植入, 由于操作误差及泡沫质地的差异性, 长度误差总是存在的. 但 Z-pin 长度的差异性, 影响夹层结构中 Z-pin 受力的一致性, 结构变形增大, 刚度降低. 所以 Z-pin 长度的差异性是影响夹层结构的平压刚度大小的重要原因.

X-Cor 夹层结构中 Z-pin 的长径比一般都较大, 在夹层结构承受面外载荷时, Z-pin 易发生屈曲, 夹层结构屈曲引起的变形增大, 刚度降低, 所以结构屈曲破坏是影响夹层结构的平压刚度大小的另一重要原因. 从图 9 中可看出 X-Cor 夹层结构中 Z-pin 直径 0.7 mm 的平压模量有较大幅度

的提高. 从本试验结构屈曲引起的刚度折减系数 M_1 看, Z-pin 直径为 0.5 mm, M_1 取值区域为 0.5~0.6; 而 Z-pin 直径为 0.7 mm, M_1 取值区域为 0.75~0.85. 所以在 Z-pin 角度和泡沫相同的情况下, Z-pin 直径增大对提高 X-Cor 夹层结构的平压模量有显著的效果.

5 结 论

X-Cor 夹层结构中 Z-pin 长度的差异性, 影响 Z-pin 受力的一致性, 导致结构变形增大, 刚度降低. 以及夹层结构在承受面外载荷时因 Z-pin 的长径比一般都较大, 易发生屈曲, 屈曲引起结构变形增大, 刚度降低. 考虑结构屈曲以及 Z-pin 长度差异引起的刚度折减的平压模量修正理论模型与试验值吻合, 说明本文所阐述的夹层结构的平压模量的刚度折减的机理是合理的. 修正理论模型可为研究 X-Cor 夹层结构平压性能提供依据.

参考文献:

- [1] 窦润龙, 胡培. 复合材料泡沫夹层结构在民机中的应用[J]. 民用飞机设计与研究, 2004(3): 42-45.
DOU Runlong, HU Pei. Foam core sandwich composites application in civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2004(3): 42-45. (in Chinese)
- [2] Majumdar P, Srinivasagupta D, Mahfuz H, et al. Effect of processing conditions and material properties on the debond fracture toughness of foam-core sandwich composites: experimental optimization[J]. Composites: Part A, 2003, 34(11): 1097-1104.
- [3] Zabihpoor M, Adibnazari S. Mechanisms of fatigue damage in foam core sandwich composites with unsymmetrical carbon/glass face sheets[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2007, 26(17): 1831-1842.
- [4] Carstensen T C, Kunkel E, Magee C. X-Cor™ advanced sandwich core material[C]// Proceedings of 33rd International SAMPE Technical Conference, Seattle WA, USA; Sikorsky Aircraft, 2001: 452-466.
- [5] Cartié D D, Fleck N A. The effect of pin reinforcement upon the through-thickness compressive strength of foam-cored sandwich panels[J]. Composites Science and Technology, 2003, 63(16): 2401-2409.
- [6] Marasco A I, Cartié D D R, Partridge I K, et al. Mechanical properties balance in novel Z-pinned sandwich panels: out-of-plane properties[J]. Composites: Part A, 2006, 37(2): 295-302.
- [7] Marasco A I. Analysis and evaluation of mechanical performance of reinforced sandwich structures: X-Cor™ and K-Cor™[D]. Cranfield; Cranfield University, 2005.
- [8] O'Brien K T, Paris I L. Exploratory investigation of failure mechanisms in transition regions between solid laminates and X-cor truss sandwich[J]. Composite Structures, 2002, 57(1/2/3/4): 189-204.
- [9] Vaidya U. K, Kamath M. V, Hosur M. V. Low velocity and compression-after-impact response of pin-reinforced sandwich composites[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2000, 122(4): 434-442.
- [10] Vaidya U K, Kamath M V, Hosur M V, et al. Low-velocity impact response of cross-play laminated sandwich composites with hollow and foam-filled Z-pin reinforced core[J]. Journal of Composite Technology and Research, 1999, 21(2): 84-97.
- [11] 田旭, 肖军, 李勇. X-Cor 夹层结构试制与性能研究[J]. 飞机设计, 2004(1): 22-25.
TIAN Xu, XIAO Jun, LI Yong. Study on X-Cor sandwich structure manufacture and its mechanical performance[J]. Aircraft Design, 2004(1): 22-25. (in Chinese)
- [12] 郝继军, 张佐光, 李敏, 等. X-Cor 夹层复合材料平压性能分析[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 1079-1083.
HAO Jijun, ZHANG Zuoguang, LI Min, et al. Compression property analysis of X-Cor sandwich properties[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 1079-1083. (in Chinese)
- [13] 党旭丹. X-Cor 夹层结构制备与力学性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
DANG Xudan. Preparation and mechanical properties of X-cor sandwich composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [14] 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 122-200.
- [15] 刘鸿文. 材料力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2007: 290-318.
- [16] 刘鸿文. 高等材料力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1985: 186-254.
- [17] 数学手册编写组. 数学手册[M]. 北京: 人民教育出版社, 1977: 86-100.
- [18] 航空航天工业部科学技术研究院. 复合材料设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999: 1-20.