

文章编号:1000-8055(2013)03-0541-09

X-cor 夹层结构的剪切性能

单杭英^{1,2}, 肖 军¹, 尚 伟¹, 李 宁¹, 张向阳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 X-cor 夹层结构与相同材料同尺寸的未增强件和去除泡沫的 Z-pin 夹层结构进行剪切性能试验对比, 考察 Z-pin 对泡沫夹层结构的增强效果. 通过剪切刚度和剪切强度试验值和理论值的对比分析研究, 得到了修正后的夹层结构剪切刚度和剪切强度理论计算公式. 研究表明: 夹层结构的剪切性能与剪切刚度折减系数 M 、表征加载过程中 Z-pin 开始从面板拔出的时间系数 T 有关, 而系数 M, T 决定于工艺水平.

关 键 词: X-cor 夹层结构; 剪切性能; 刚度折减; 时间系数 T ; 工艺水平

中图分类号: V214; TB332

文献标志码: A

Shear properties of X-cor sandwich

SHAN Hang-ying^{1,2}, XIAO Jun¹, SHANG Wei¹,LI Ning¹, ZHANG Xiang-yang¹

(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: A series of experiments were carried out for comparison under shear loading, including X-cor sandwich, foam sandwich and Z-pin sandwich, so as to investigate Z-pin enhancement effect on foam sandwich. By studying on the difference between test and formula data the modified formula of shear modulus and strength was achieved. The result shows that shear properties are related to modulus stiffness discount M and time factor T , indicating the beginning of Z-pin pull from face skin; M and T were affirmed by craft level.

Key words: X-cor sandwich; shear properties; stiffness discount; time factor T ; craft level

复合材料夹层结构具有比刚度、比强度高以及可设计等优点, 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. 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诸多不足, 但其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

限制了它在飞机结构上的应用^[1-2]. X-cor 泡沫夹层结构^[3]是采用 Z-pinning 技术增强的新型夹层结构, 很大程度上弥补了空白泡沫夹层结构的上述缺陷.

国内外许多学者对 X-cor 泡沫结构的力学性能进行了研究. 如 Cartie 等^[4]和 Marasco 等^[5]通

收稿日期: 2012-07-09

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.541_010.html

基金项目: 科研项目(JPPT-1146)

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

过试验研究了 X-cor 泡沫夹层结构面外拉伸、压缩和剪切性能,结果表明该结构比刚度高于蜂窝夹层结构. Rice 等^[6]提出了基于结构几何与材料属性的能量守恒模型,结合试验研究了 X-cor 结构三点弯曲破坏. O'Brien 等^[7]研究了 Z-pin 增强泡沫夹层和层压板过渡区破坏机制. 国内,田旭等^[8]、李勇等^[9-10]通过试验研究不同参数 X-cor 结构的面外压缩和剪切性能,结果表明 Z-pin 的存在极大地提高了 X-cor 夹层结构的压缩强度、压缩模量、纵向剪切强度和切变模量,还利用有限元法研究了各参数对压缩模量、切变模量的影响. 杜龙、黄涛等^[11-13]通过试验研究了 X-cor 夹层结构的基本力学性能,并结合空间网架结构和等效夹杂方法,提出了 X-cor 夹层结构剪切刚度等预报模型;党旭丹^[14]利用均匀化理论推导出 X-cor 夹层结构的面外压缩模量和切变模量理论计算公式,指出 X-cor 夹层结构剪切刚度理论计算公式偏于理想化,预测值偏大,需引入修正系数,此系数体现了制备工艺对 X-cor 夹层结构切变模量的影响,但并未阐明物理意义. 陈海欢^[15]通过对 Z-pin 端部所受约束的细节分析,建立用 3 个等效弹簧系数表达式模拟端部约束的剪切刚度有限元计算模型. 各文献从试验和理论两个方面对 X-cor 夹层结构剪切刚度作了分析研究,但对剪切强度未作很详细的分析研究.

本文通过 X-cor 夹层结构与相同材料同尺寸的未增强件和去除泡沫的 Z-pin 夹层结构进行剪切性能试验对比,考察 Z-pin 对泡沫夹层结构的增强效果. 通过剪切刚度和剪切强度试验值和理论值的对比分析研究,得到了修正后的夹层结构剪切刚度和剪切强度理论计算公式. 研究结果表明夹层结构的剪切性能与剪切刚度折减系数 M 、表征加载过程中 Z-pin 开始从面板拔出的时间系数 T 有关,而系数 M 、 T 决定于工艺水平.

1 试验部分

X-cor 夹层结构试样采用德固赛公司 Rohacell 311G 泡沫, Z-pin 采用 T300/FW-125 环氧树脂复合材料拉挤杆,试样大小为长×宽为 150 mm×60 mm,试样的编号及几何参数见表 1. X-cor 夹层结构剪切性能测试参照 GB 1455-88 标准进行.

表 1 所列试样剪切性能测试的应力-应变曲线见图 1. 从图 1 中可看出: 6# 空白泡沫夹层应力-应变曲线呈非线性增长,试样在达到极限强度后突然下降. 空白试样极限应力为 0.4 MPa. 试验

过程中,伴随着试样破坏,观察到与纵向成 45°角裂纹,并且在靠近面板处沿面板扩展,形成“Z”状裂纹.

表 1 试样参数表

Table 1 Parameters of samples

试样 编号	面板厚度/ mm	Z-pin 直径/mm, 角度/(°)	Z-pin 分布 间距(L×W)/ (mm×mm)
1#	1	0.5, 20	5×10
2#	1	0.5, 30	5×10
3#	2	0.5, 20	5×10
4#	2	0.5, 30	5×10
5#	2	0.5, 30	5×10
6#	1		

注: 5# 试样去除泡沫; 6# 试样为空白泡沫夹层.

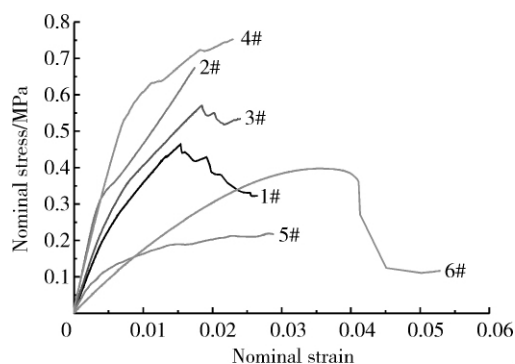


图 1 切应力-应变曲线

Fig. 1 Shear stress-strain curves

5# 去除泡沫夹层结构应力-应变曲线呈非线性增长,极限应力为 0.22 MPa. 在试验过程中,伴随着一根 Z-pin 接着一根的“噼啪”响,随着“噼啪”响声越来越密集,在达到一定程度下,试样突然破坏,试验停止.

1#~4# 试样在剪切载荷作用下,应力-应变曲线先进入线弹性增长阶段,之后,剪切刚度有明显的下降,曲线进入非线性阶段. X-cor 夹层试样极限应力均大于 0.45 MPa,其中 4# 试样的极限应力达 0.77 MPa. 在加载过程中开始出现轻微的“噼啪”声,并观察到芯材上出现微小裂纹,裂纹与试样纵向成 45°夹角. 随着加载的继续,出现的裂纹也不断地扩展和加密,听到的“噼啪”响声也越来越响. 伴随着一声“巨响”,试验中止,此时观察到裂纹已扩展到芯材与面板界面上(参见图 2). X-cor 泡沫夹层结构的剪切破坏模式见图 2.



图2 X-cor 夹层剪切破坏模式

Fig. 2 Shear failure modes of X-cor sandwich

试验结果表明 Z-pin 的存在有效地提高泡沫夹层结构剪切性能. 与空白泡沫夹层结构相比, 芯材质量仅增加 10% 左右, Z-pin 植入角度为 20° 的 X-cor 泡沫夹层结构切变模量提高了 2.25 倍, 剪切强度提高了 1.15 倍; Z-pin 角度为 30° 的夹层结构切变模量提高了 3.62 倍, 剪切强度提高了 1.7 倍.

2 理论分析

本实验室制造的 X-cor 泡沫夹层结构 Z-pin 是按 2 个方向植入的, 以面板法线方向逆时针植入的 Z-pin 定义为 Pin-1, 以面板法线方向顺时针植入的 Z-pin 定义为 Pin-2, 植入的效果见图 3. 夹

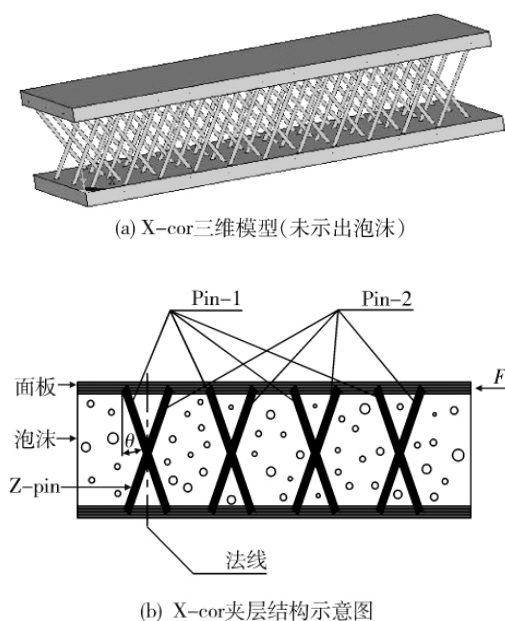


图3 X-cor 夹层结构

Fig. 3 X-cor sandwich

层结构在横向载荷作用下, 面板承受拉伸和压缩, 芯子承剪^[16]. 所以夹层材料在承受横向载荷时, 材料的剪切性能主要取决于芯子的剪切性能. 故本文研究 X-cor 夹层结构的剪切性能时, 只研究芯子的剪切性能.

2.1 X-cor 夹层结构的切变模量

取一个 X-cor 夹层结构的单胞进行分析 (如图 4 所示). 定义 Z-pin 的半径为 r , Z-pin 的植入角度为 θ , 夹层结构厚度为 h , Z-pin 长度为 l , 单胞结构的剪切面积为 A .

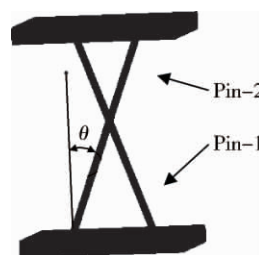


图4 X-cor 夹层结构单胞三维模型

Fig. 4 Three-dimensional unit cell model of X-cor sandwich

通过力学分析可推导出单胞结构的切变模量公式

$$G = \varphi_f G_f + \frac{\varphi_p}{4} E_p \sin^2(2\theta) + 3\varphi_p E_p \cos^4\theta \left(\frac{r}{l}\right)^2 \quad (1)$$

其中 E_p 为 Z-pin 的轴向压缩弹性模量; G_f 指泡沫的切变模量; φ_f, φ_p 分别为 X-cor 夹层结构中泡沫和 Z-pin 的体积分数, 并且

$$\varphi_f + \varphi_p = 1 \quad (2)$$

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

$$h = l \cos\theta \quad (4)$$

式(1)的右边第 1 项是夹层结构中泡沫对切变模量的贡献; 第 2 项是 Z-pin 轴向受力对切变模量的贡献; 第 3 项是 Z-pin 弯曲对切变模量的贡献. 式(1)中右边第 3 项相对第 2 项是个小量 ($\left(\frac{r}{l}\right)^2$ 数量级为 10^{-4}), 故可忽略不计. 所以 X-cor 泡沫夹层结构在剪切载荷作用下, Z-pin 杆单元受力以轴向力为主, 每根 Z-pin 杆单元产生轴向变形, 而产生的弯曲变形忽略不计. 所以 X-cor 泡沫夹层结构的切变模量可表示为

$$G = (1 - \varphi_p) G_f + \frac{\varphi_p}{4} E_p \sin^2(2\theta) \quad (5)$$

2.2 X-cor 夹层结构的剪切刚度折减

X-cor 夹层结构 Z-pin 按设计参数植入泡沫的制造过程中,由于操作误差、泡沫质地的差异性、及固化过程等不可控因素,Z-pin 长度差异是不可避免的.夹层结构中 Z-pin 的长度差异见局部放大图 5.

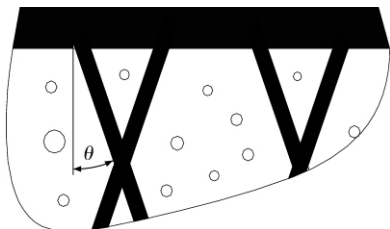


图 5 Z-pin 长度误差局部放大图

Fig. 5 Partial amplification of Z-pin length error

受拉 Z-pin 承受的拉力大于 Z-pin 从面板中拉脱的力时,Z-pin 从面板中拔出.Z-pin 从面板中拉脱的力大小与 Z-pin 和面板的胶接性能有关,无可直接适用于计算的公式.文献[17]桥联试验结果表明:Z-pin 从面板拔出的力与 Z-pin 与面板的结合面积成正比.Z-pin 直径相同的情况下,Z-pin 从面板拉脱力的大小与 Z-pin 植入面板的深度成正比,即 Z-pin 植入面板的深度越深,拉脱力越大,反之亦然.加载过程中,随着载荷的增加,Z-pin 按从面板拔出的拉脱力大小依次从面板拔出时,夹层结构剪切刚度下降,如图 1 所示的应力-应变曲线下降.而式(5)中 Z-pin 都是均匀受力,而未考虑此因素,导致理论计算值偏高.

2.2.1 Z-pin 的拉压受力分析

从图 3 中看到夹层结构在承受横向载荷 F 时,泡沫受剪切载荷,Pin-1 杆产生拉伸和弯曲的组合变形,Pin-2 杆产生压缩和弯曲的组合变形.但在式(1)中看到,Z-pin 弯曲对夹层结构剪切刚度的贡献与 Z-pin 轴向受力相比是小量,两者数量级相差 10^4 ,根据载荷按刚度分配原则[18],Z-pin 以轴向受力为主,弯曲受力可不计.所以在研究夹层结构的剪切刚度时,分析 Z-pin 的拉压承力对夹层结构剪切刚度的贡献.

由以上分析得知,夹层结构在传递横向载荷时,Z-pin 以承拉、压形式传递横向载荷,其受力形式参见图 6.其中 N_t, N_c 分别为各自 Z-pin 承担的拉力和压力.

从图 6 中根据力的平衡可得到以下等式:

$$N_t \cos \theta = N_c \cos \theta \quad (6)$$

$$N_t \sin \theta + N_c \sin \theta = F \quad (7)$$

从式(6)、式(7)推出等式

$$N_t = N_c = \frac{F}{2 \sin \theta} \quad (8)$$

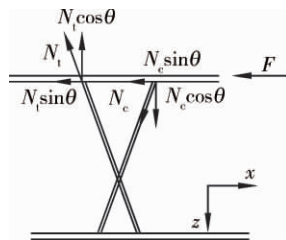


图 6 单胞夹层结构受力简图

Fig. 6 Load bearing of unit cell sandwich

2.2.2 因工艺制造水平和方法引起的剪切刚度折减

将单胞模型得出的式(8)扩展到夹层结构,可得到公式

$$N'_t = N'_c = \frac{F}{n \sin \theta} \quad (9)$$

其中 n 为夹层结构中 Z-pin 数量; N'_t 为各受拉 Z-pin 承担的轴拉力; N'_c 为各受压 Z-pin 承担的轴压力.

若计算中不考虑 Z-pin 长度不一致因素,则夹层结构在剪切载荷作用下,产生的横向位移

$$\delta = \frac{Fl}{n \pi r^2 \sin^2 \theta E_p} \quad (10)$$

但在实际夹层结构中,各 Z-pin 植入面板的深度不一致,Z-pin 从面板拉脱的力大小也不一致.在加载过程中,需分阶段来考虑 Z-pin 的受力.

第 1 阶段:各 Z-pin 均匀受力阶段

$$N_{t1} = N_{c1} = \frac{F_1}{n \sin \theta} \quad (11)$$

第 2 阶段:载荷增量 F_z ,共有 z_1 根受拉 Z-pin 从面板拔出.因结构变形一致,各 Z-pin 受拉受压的变形量也一致, $N_{t2} = N_{c2}$,引起的 Z 方向不平衡力由试验夹具承担

$$N_{t2} = N_{c2} = \frac{(F_1 + F_z)}{(n - z_1) \sin \theta} \quad (12)$$

第 3 阶段:载荷增量 $2F_z$,增加 z_2 根受拉 Z-pin 从面板拔出

$$N_{t3} = N_{c3} = \frac{(F_1 + 2F_z)}{(n - z_1 - z_2) \sin \theta} \quad (13)$$

以此类推,假定第 i 阶段,夹层结构失效,

此时

$$N_{ti} = N_{ci} = \frac{(F_1 + (i - 1)F_z)}{(n - z_1 - z_2 - \cdots - z_i)\sin\theta}$$

(14)

其中 $F_1 + (i - 1)F_z$ 为夹层结构破坏载荷. 令 $F_{\max} = (F_1 + (i - 1)F_z)$;

$z = z_1 + z_2 + \cdots + z_i$, z 为加载过程中, 拔出面板的 Z-pin 数量.

得到夹层结构破坏时结构的位移

$$\delta' = \frac{F_{\max}l}{(n - z)E_p\pi r^2\sin^2\theta}$$

(15)

所以 X-cor 夹层结构中考考虑 Z-pin 植入面板深度不一致引起的刚度折减系数

$$M = \frac{G_1}{G_2} = \frac{\delta}{\delta'} = \frac{n - z}{n} = 1 - \frac{z}{n}$$

(16)

其中 G_1 为夹层结构不考虑 Z-pin 长度不一致因素的切变模量; G_2 为考虑 Z-pin 长度不一致因素的切变模量. 其中 $0 \leq z \leq \frac{n}{2}$, 当 $z = 0$ 时, 表示 Z-

pin 长度一致, 或 Z-pin 从面板拉脱力大, 在加载过程中无 Z-pin 拔出; 而当 $z = \frac{n}{2}$, 表示 Z-pin 长度一致性最差.

从 z 的取值范围推出, 刚度折减系数 M 的取值范围为: $0.5 \leq M \leq 1$.

刚度折减系数 M 的取值与在加载过程中, Z-pin 从面板拔出的数量及 Z-pin 从面板拔出的开始时间、即受力分析第 1 阶段持续的时间长短有关. 而 Z-pin 从面板拔出的数量、Z-pin 从面板拔出的开始时间与 Z-pin 的长度差异性和 Z-pin 从面板拉脱的力大小有关. Z-pin 的长度差异性以及 Z-pin 从面板拉脱力的大小又与 X-cor 夹层结构的制造工艺水平有关. 实际上在试验过程中, Z-pin 从面板拔出的数量与拔出的开始时间很难准确地统计, 这样刚度折减系数 M 也很难量化. 从对比分析剪切试验值与理论计算结果差异入手, 找到刚度折减系数 M 与相应工艺制造水平和方法的关系. 试验值与理论计算结果比较见表 2.

表 2 剪切试验数据与理论分析结果比较
Table 2 Comparison of shear test data and formular calculation

序号	Z-pin 类型	面板厚度/ mm	泡沫 类型	Z-pin 体积 分数/%	纤维角度/ (°)	试验值/ MPa	理论计算 结果/MPa	试验值与 理论计算 结果之比	刚度折减 系数	修正后的 理论值与 试验误差
1	碳纤维	1	311G	0.38	20	31.13	58.67	0.531	0.55	3.66
2	碳纤维	1	311G	0.41	30	54.60	101.92	0.536	0.55	2.67
3	碳纤维	2	311G	0.38	20	37.93	58.67	0.646	0.65	0.54
4	碳纤维	2	311G	0.41	30	66.34	101.92	0.650	0.65	0
5	碳纤维	1	311G	0.49	30	105 ^[10]	120.33	0.873	0.85	2.6
6	碳纤维	1	71W	2.6	15	128.99 ^[13]	228.09	0.565	0.55	2.74
7	碳纤维	1	311G	0.65	22	89.03 ^[15]	104.19	0.854	0.85	0.53
8	碳纤维	1	311G	0.85	15	63.35 ^[15]	73.68	0.860	0.85	1.14
9	碳纤维	1	311G	0.49	30	105.1 ^[14]	121.39	0.866	0.85	1.82
10	碳纤维	1	311G	0.43	15	35.5 ^[14]	42.12	0.844	0.85	0.85
11	碳纤维	1	311G	0.42	22	59.1 ^[14]	69.00	0.856	0.85	0.76
12	玻璃纤维	1	311G	0.76	22	49.5 ^[14]	61.49	0.805	0.85	5.59
13	碳纤维	0.75	311G	2.6	22	200 ^[5]	371.77	0.538	0.55	2.12
14	碳纤维	0.75	311G	2.8	30	341 ^[5]	627.83	0.543	0.55	1.26

从表 2 中看出: 本文及所列文献中的试验值与理论值之比有较大的差异, 但是对本文及文献

中的同次试验试验值与理论值之比是一致的. 在试验值与理论值之比的基础上, 确定各试

验剪切刚度折减系数,在刚度折减系数的基础上,得到修正后的理论值与试验值比较的误差,误差均小于6%,说明修正后的理论计算值符合试验值,修正后的理论计算公式是可行的。

从图1中可看出:1#,2#应力-应变曲线在应变0.005附近开始出现明显的下降,而3#,4#应力-应变曲线在应变0.0075附近出现明显的下降,表明3#,4#试样应力-应变曲线出现刚度下降比1#,2#试样晚。从表2比值数据可得到:面板1mm的试样剪切刚度折减系数为0.55;而面板2mm的试样刚度折减系数为0.65,说明在试验过程中,1#,2#试样Z-pin从面板拔出的数量百分比比3#,4#试样的多。分析其原因是:Z-pin从面板2mm拉脱的力比从面板1mm的大,所以Z-pin从面板拔出的开始时间晚,并且在试验过程中Z-pin从面板拔出的数量百分比少。文献[13]和文献[5]的剪切刚度折减系数为0.55;文献[10]、文献[15]、文献[14]的剪切刚度折减系数为0.85。

从以上分析可得出:X-cor泡沫夹层剪切刚度折减系数与试样制造工艺水平密切相关。Z-pin的长度差异性减小,增大Z-pin从面板拔出的拉脱力,能明显提高剪切刚度折减系数,从而增加X-cor泡沫夹层的剪切刚度。

通过上述分析X-cor夹层结构剪切刚度折减的机理,同时得到修正后的切变模量预测公式

$$G = M \left[(1 - \varphi_p) G_t + \frac{\varphi_p}{4} E_p \sin^2(2\theta) \right] \quad (17)$$

其中 M 为X-cor夹层结构剪切刚度折减系数,与工艺制造水平和方法有关。

式(17)中的系数 M 与X-cor夹层结构的工艺水平有关,从表2中可看出,本文及所列文献的刚度折减系数是有差异的,但是同次试验刚度折减系数一致性较好。虽然系数 M 不是一个稳定的常数,与制造工艺水平有关,但是对同一制造工艺水平,系数 M 是确定的。这就需要开始做一部分试验数据,确定本工艺水平相匹配的系数 M ,之后就可以用式(17)来分析个设计参数对X-cor夹层结构的剪切刚度的影响,而不用再做大量的试验。

2.3 X-cor夹层结构的剪切强度

从2.2节X-cor泡沫夹层结构的剪切刚度中分析得到:加载过程中,受拉Z-pin依次从面板拔出,剩余的Z-pin继续承载,直至结构失效。按受

力分析阶段上看,分为 i 个阶段,到 i 阶段后结构失效。因为Z-pin的拉伸强度均高于Z-pin的压缩强度,所以Z-pin的压缩破坏比拉伸破坏先发生。所以夹层结构失效时有以下几种情况:①部分受拉Z-pin拔出之后,夹层结构压缩破坏(包括失稳破坏和压溃破坏),结构失效;②加载过程中,无受拉Z-pin拔出,夹层结构压缩破坏(包括失稳破坏和压溃破坏),结构失效。表2所列试验均属于第1种情况。

1) Z-pin的压缩强度。

由于植入X-cor夹层结构的Z-pin一般都是细长杆,在杆件承压时,杆件发生屈曲。当Z-pin发生屈曲破坏时,Z-pin的最大压应力 $\sigma_p = \sigma_{cr}$, σ_{cr} 为Z-pin失稳临界应力, p_{cr} 为Z-pin失稳临界载荷。而夹层结构中采用密度较硬的泡沫时,Z-pin也可能发生压溃破坏,此时 $\sigma_p = \sigma_c$, σ_c 为Z-pin的极限压应力, p_c 为Z-pin的压溃破坏载荷。所以得到 $\sigma_p = (|\sigma_{cr}|, |\sigma_c|)_{\min}$,相应地Z-pin的最大压缩破坏载荷 $p_{\max} = (p_{cr}, p_c)_{\min}$ 。

由文献[19],得出Z-pin的临界失稳载荷修正公式

$$p_{cr} = \frac{\pi^2 E_p I}{(\mu l)^2} \left(m^2 + \frac{\beta l^4}{m^2 \pi^4 E_p I} \right) \quad (18)$$

式中 μ 为长度系数,与Z-pin端部所受约束有关。当 $\mu = 0.5$ 时,对应固支约束;当 $\mu = 1.0$ 时,对应简支约束; m 为整数,表示压杆发生屈曲时形成的半正弦波个数。 I 为截面惯性矩。

文献[4]通过将钢针拉过泡沫的方法来测量 β ,得出泡沫是Rohacell 311G时, $\beta = 1.74 \text{ MPa}$,泡沫是Rohacell 51W时, $\beta = 2.92 \text{ MPa}$ 。通过X光观测到当夹层厚度为5mm和10mm时, m 取1,当夹层厚度为20mm时, m 取2。

2) Z-pin从面板拉脱的力大小。当Z-pin承受的拉力值大于Z-pin从面板中拉脱的力时,Z-pin从面板中拔出。Z-pin从面板中拉脱的力大小无可直接适用于计算的公式,但在工艺条件及Z-pin直径都相同的情况下,Z-pin从面板拉脱力的大小与Z-pin植入面板的深度成正比,即Z-pin植入面板的深度越深,拉脱力越大,反之亦然。

假定Z-pin植入面板的深度 t 取值为 $t_0 \leq t \leq t_1$,其中 t_0 为Z-pin植入面板的最浅深度; t_1 为面板厚度。假定夹层结构失效时,植入面板的深度 t_i 的Z-pin从面板拔出,则Z-pin从面板拔出的力 p_i 取值范围为 $p_0 \leq p_i \leq p_i$,若把各受力阶段区间分的足够细小,细小到每个阶段只有1根Z-

pin 从面板拔出,则夹层结构各受力阶段分析如下:

第0阶段(无 Z-pin 从面板拔出):

Z-pin 承担的横向载荷

$$F_0 = (n \times p_0) \times \sin \theta \quad (19)$$

第1阶段(有1根 Z-pin 从面板拔出):

$$F_1 = ((n-1)p_1 + p_0) \times \sin \theta \quad (20)$$

第2阶段(有2根 Z-pin 从面板拔出):

$$F_2 = ((n-2)p_2 + p_0 + p_1) \times \sin \theta \quad (21)$$

第3阶段(有3根 Z-pin 从面板拔出):

$$F_3 = ((n-3)p_3 + p_0 + p_1 + p_2) \times \sin \theta \quad (22)$$

.....

第*i*阶段(*i*根 Z-pin 从面板拔出,同时假定在*i*阶段,夹层结构发生失稳破坏,结构失效)

$$F_i = ((n-i)p_i + p_0 + p_1 + \cdots + p_{i-1}) \times \sin \theta \quad (23)$$

式中 p_0 为 Z-pin 开始从面板拔出力的大小,与夹层结构制造工艺水平和方法有关.假定 p_0 与结构失效时的拔出力 p_i 有如下的关系:

$$p_0 = T \times p_i \quad (24)$$

式中 T 表征加载过程中 Z-pin 开始从面板拔出的时间系数, $0 \leq T \leq 1$, T 越小, p_0 越小,表示 Z-pin 开始从面板拔出的时间越早;反之亦然.

将受力阶段划分的足够细小,则在各阶段 Z-pin 承担的力的大小可假设按等比关系增长,表示如下:

$$p_1 = Tp_i + \frac{1}{i}(p_i - p_0) \quad (25)$$

$$p_2 = Tp_i + \frac{2}{i}(p_i - p_0) \quad (26)$$

...

$$p_{i-1} = Tp_i + \frac{i-1}{i}(p_i - p_0) \quad (27)$$

而夹层结构失效时 Z-pin 从面板拔出的力 p_i 即为 Z-pin 发生压缩破坏的载荷,即 $p_i = p_{\max} = (p_{cr}, p_c)_{\min}$.

则夹层结构发生失效时 Z-pin 承担的横向载荷

$$F_{\max} = ((n-i)p_{\max} + p_0 + p_1 + \cdots + p_{i-1}) \times \sin \theta = \left(n - \frac{i}{2} + \frac{iT}{2} + \frac{T}{2} - \frac{1}{2} \right) p_{\max} \times \sin \theta \quad (28)$$

由式(16)得到

$$i = (1-M)n \quad (29)$$

$$F_{\max} = \left[\frac{\frac{n}{2}(1+T) + \frac{Mn}{2}}{(1-T) + \frac{1}{2}(T-1)} \right] p_{\max} \sin \theta \quad (30)$$

当 Z-pin 数量 n 越大时,公式右边括号里的第三项相对第一、第二项为小量,为简化公式,便于计算,将第三项略去.

$$F_{\max} = \left(\frac{n}{2}(1+T) + \frac{Mn}{2}(1-T) \right) p_{\max} \sin \theta = \frac{n}{2} \left((1+T) + \frac{M}{2}(1-T) \right) p_{\max} \sin \theta \quad (31)$$

得到 X-cor 夹层结构剪切强度的理论计算公式

$$\tau = \frac{F_{\max}}{A'} + \tau_i = \frac{\varphi_p p_{\max} \left((1+T) + \frac{M}{2}(1-T) \right) \cos \theta \sin \theta}{2\pi r^2} + \tau_i \quad (32)$$

$$\tau_i = G_f \gamma \quad (33)$$

其中 A' 为夹层结构剪切面积; γ 为夹层结构剪切破坏时的剪切应变,并且 $\gamma = \frac{p_{\max}}{\pi r^2 E_p \sin \theta \cos \theta}$.

其夹层结构剪切强度计算值与理论值比较见表3.从表3中数据看,本文理论计算中 T 取值分别为0.5和0.7;文献[13]理论计算中 T 取值为0.4;文献[14]理论计算中 T 取值为0.5,在上述 T 取值时,其剪切强度理论计算值与试验值吻合性较好,两者误差较小.

从表3本文的试验数据看,3#,4#试样的 α 取值高于1#,2#试样,说明3#,4# Z-pin 开始从面板拔出的时间比1#,2#试样晚,即 Z-pin 开始从面板拔出的力比1#,2#试样大.原因是3#,4#试样的面板厚度为2mm,而1#,2#试样的面板厚度为1mm,Z-pin 从面板2mm拔出的力比从面板1mm的大.并且从图1应力-应变曲线上看,1#,2#,3#,4#曲线开始下降时的应力水平与极限应力水平之比分别为0.52,0.49,0.67,0.71与表3中 T 的取值吻合性较好.

文献[5]中的第15,16试样,文献[10]中的第9,10试样,表2中切变模量试验值与修正后的理论值吻合性较好,而剪切强度即使 T 取值最小为0理论计算值仍比试验值大,而其试验数据与本文及其他文献试验数据相比,其剪切强度试验值偏低.

表 3 剪切强度试验数据与理论分析结果比较^[5,10,13-15]
Table 3 Comparison of shear strength test data and formular calculation^[5,10,13-15]

序号	Z-pin 体积份数/%	刚度折减系数	<i>T</i>	试验值/MPa	理论计算值/MPa	理论值与试验误差/%
1	0.38	0.55	0.5	0.46	0.48	3.81
2	0.41	0.55	0.5	0.68	0.62	8.68
3	0.38	0.65	0.7	0.57	0.58	1.49
4	0.41	0.65	0.7	0.75	0.76	1.26
5	0.49	0.85				
6	2.60	0.55	0.4	2.26	2.31	2.28
7	0.65	0.85	0	0.32	0.49	55.00
8	0.85	0.85	0	0.44	0.50	14.10
9	0.49	0.85	0.5	0.81	0.82	1.14
10	0.43	0.85	0.5	0.67	0.72	6.33
11	0.42	0.85	0.5	0.55	0.56	1.52
12	0.76	0.85				
13	2.60	0.55		0.80	1.57	96.00
14	2.80	0.55		1.00	2.10	110.00

3 结 论

1) X-cor 夹层结构剪切刚度折减系数与 Z-pin 从面板拔出的数量及 Z-pin 从面板拔出的开始时间有关. 而 Z-pin 从面板拔出的数量、Z-pin 从面板拔出的开始时间与 Z-pin 的长度差异性和 Z-pin 从面板拉脱的力大小有关. Z-pin 的长度差异性以及 Z-pin 从面板拉脱力的大小与 X-cor 夹层结构的制造工艺水平相关. 缩小 Z-pin 长度的差异性以及提高 Z-pin 从面板拉脱力的大小能提高剪切刚度折减系数 *M*, 提高夹层结构的剪切刚度. 折减系数 *M* 对不同的制造工艺水平是变量, 但对同一制造工艺水平和方法, 折减系数 *M* 是确定的.

2) X-cor 夹层结构的剪切强度不但与剪切刚度折减系数 *M* 有关, 而且与表征加载过程中 Z-pin 开始从面板拔出的时间系数 *T* 相关, *T* 越小, 表示 Z-pin 开始从面板拔出的时间越早; 反之亦然. 说明夹层结构的剪切强度也与制造工艺水平密切相关.

参考文献:

[1] 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.

[2] Zabihipoor 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.

[3] Carstensen T C, Kunkel E, Magee C. X-cor™ advanced sandwich core material[C] // Falcone A, International SAMPE Technical Conference Series, CA: Society of Advancement Material and Process Engineering, 2001: 452-466.

[4] 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.

[5] Marasco A I, Cartie 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.

[6] Rice M C, Fleischer C A, Zupan M. Study on the collapse of Pin-reinforced foam sandwich panel cores[J]. Experimental Mechanics, 2006, 46(2):197-204.

[7] 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(1/4):189-204.

[8] 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, 24(1):22-25.

- TIAN Xu, XIAO Jun, LI Yong. Study on X-cor sandwich structure manufacture and its mechanical performance[J]. Aircraft Design, 2004, 24(1): 22-25. (in Chinese)
- [9] 李勇, 肖军, 谭永刚, 等. X-cor 夹层结构压缩性能研究[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 557-561.
- LI Yong, XIAO Jun, TAN Yonggang, et al. Study on compressive properties of X-cor sandwich structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(3): 557-561. (in Chinese)
- [10] 李勇, 肖军, 谭永刚, 等. X-cor 夹层结构剪切模量实验与分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(6): 831-835.
- LI Yong, XIAO Jun, TAN Yonggang, et al. Experiment and analysis on shear modulus of X-cor sandwich structure [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(6): 831-835. (in Chinese)
- [11] 黄涛, 矫桂琼, 杜龙. X-cor 增强泡沫夹层结构力学性能试验[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1542-1549.
- HUANG Tao, JIAO Guiqiong, DU Long. Experimental study on X-cor reinforced foam core sandwich [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1542-1549. (in Chinese)
- [12] 杜龙, 矫桂琼, 黄涛. X 状 Z-pin 增强泡沫夹层结构的剪切性能[J]. 复合材料学报, 2007, 24(6): 140-146.
- DU Long, JIAO Guiqiong, HUANG Tao. Shear properties of X-Z-pin reinforced foam core sandwich [J]. Acta Materialae Compositae Sinica, 2007, 24(6): 140-146. (in Chinese)
- [13] 杜龙, 矫桂琼, 黄涛. X 状 Z 向碳 pin 增强泡沫夹层结构剪切刚度预报[J]. 固体力学学报, 2007, 28(4): 369-374.
- DU Long, JIAO Guiqiong, HUANG Tao. Shear stiffness prediction of X-shape Z-pinned sandwich structures [J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2007, 28(4): 369-374. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] 陈海欢. X-cor 增强泡沫夹层复合材料结构力学行为研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2010.
- CHEN Haihuan. Research on mechanical behavior of X-cor reinforced foam sandwich composited structure [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2010. (in Chinese)
- [16] 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.
- [17] 王鹏. 复合材料 Z-pin 增强技术及力学性能研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- WANG Peng. Research on preparation process and mechanical properties of the laminates reinforced with Z-pin [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [18] 王志谨, 姚卫星. 飞机结构设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [19] 杜龙. X-cor 夹层复合材料力学性能研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- DU Long. A study on mechanical properties of X-cor sandwich [D]. Xi'an: North Western Polytechnical University, 2007. (in Chinese)