

泡沫夹层结构复合材料准静态压痕实验

蔡建丽^{1,2} 余欢¹ 王云英¹ 闫丽² 安学锋²

(1 南昌航空大学,南昌 330063)

(2 北京航空材料研究院先进复合材料重点实验室,北京 100095)

文 摘 研究了两种芯材高度的泡沫夹层结构复合材料在准静态压痕力下的损伤过程与形式,通过控制压头位移得到位移与接触力的关系曲线以及不同位移下的损伤形貌,比较了两种芯材的损伤过程。结果表明:损伤过程为泡沫塌陷、泡沫芯材出现裂纹、夹层板上蒙皮分层和芯材与下蒙皮脱粘;损伤形式为:厚芯材时裂纹与泡沫厚度方向成 $\pm 45^\circ$,薄芯材时裂纹与泡沫厚度方向成 90° 。

关键词 准静态压痕,损伤过程,损伤形式,C扫描,泡沫夹层结构复合材料

Foam-Core Sandwich Structure Composites Subjected to Quasi-Static Indentation

Cai Jianli^{1,2} Yu Huan¹ Wang Yunying¹ Yan Li² An Xuefeng²

(1 Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063)

(2 National Key Laboratory of Advanced Composites, Beijing Institute of Aeronautic Materials, Beijing 100095)

Abstract The damage processes and forms of two different heights of foam-core sandwich structure composites subjected to quasi-static indentation were studied. The curves of contact force and displacement as well as the damage morphologies of different displacements were obtained by controlling the displacements. The differences of damage processes between thick foam-core materials and thin foam-core materials were also compared. The result shows that the damage process consists of foam-core collapsing, foam-core cracking, skin delaminating and skin-core debonding; the damage form is that the cracks are $\pm 45^\circ$ in the direction of foam-core thickness when the core is thick, and 90° when the core is thin.

Key words Quasi-static indentation, Damage process, Damage form, C-scan, Foam-core sandwich composites

0 引言

夹层结构复合材料以其轻质且能承受弯曲和面内拉压等优异性能而得到广泛应用^[1]。目前以蜂窝和泡沫为衬底的夹层结构较常见,但蜂窝夹层结构制造工艺复杂,且易在蒙皮表面蜂窝芯孔处出现凹坑影响蒙皮表面的光滑平整性,另外,如出现微裂纹后蜂窝芯易进水并不易排出,使结构质量增加,界面易脱粘,增加修理难度^[2],而泡沫芯材不仅弥补了蜂窝芯材的缺陷,而且可根据结构件的实际形状来设计泡沫芯材并成型所要求强度的夹层结构,如直升机的旋翼桨叶蒙皮维型的内部支承件、雷达罩与新干线列车车厢壁等^[3],在这些结构件中,泡沫芯材被设计成具有

梯度的复杂内衬支承件,而泡沫芯材呈脆性,在外界接触力作用下,易出现泡沫塌陷、泡沫裂纹、板-芯脱胶与蒙皮分层等各类损伤,严重的会影响飞机的正常飞行^[4-6]。目前普遍认为低速冲击损伤对它的承载能力影响最严重、安全威胁最大^[7],因此对低速冲击下泡沫夹层结构复合材料的损伤特性研究日趋重要。

低速冲击实验(LVI)与准静态压痕实验(QSI)是两种常用的实验方法,其中LVI的力学响应历程有很大波动性,常常很难捕捉到与力相关的特定的损伤信息,而只能获取实验后的最终损伤结果,而QSI实验过程易控制、信息量大,可用于考察复合材料抵抗准静态压痕(或外来低速冲击)的能力,因此QSI实验

收稿日期:2011-01-05

基金项目:北京航空材料研究院先进复合材料重点实验室武器预研基金(9140C4405041003)

作者简介:蔡建丽,1987年出生,硕士研究生,主要从事聚合物基复合材料的研究。E-mail:caijianli08@163.com

常被用于模拟复合材料的低速冲击损伤^[8],并被证实与 LVI 实验具有一定的等效性^[9-10]。国外自 20 世纪末就有关于泡沫夹层结构复合材料的损伤特性的研究与报道^[11-12],而国内的研究主要集中在复合材料层压板上^[13-15],对泡沫夹层结构复合材料的相关报道较少。本文研究了两种高度芯材的泡沫夹层结构复合材料的损伤过程与形式,对它们进行全压透处理,通过控制压头位移得到各受损试样,并结合位移-接触力曲线与各剖面形貌,分析比较它们的损伤过程与形式,并分析厚芯材高度试样剖面。

1 实验

1.1 原料及设备

双马来酰亚胺树脂, BMI 6421, 北京航空材料研究院;增强纤维, T700 单向纤维布, 浙江舟山市岱山飞舟新材料有限公司;泡沫芯材, Rohacell® 71 WF-HT, 德国 Rohacell 公司。

电子数显卡尺, 0~150 mm, 广路数字测控股份有限公司;平板硫化机, XLB, 天津市汽车修理二厂;微机控制电子万能试验机, WDW-300, 上海华龙测试仪器有限公司。

1.2 试样制备

应用树脂传递模塑工艺(RTM)成型试样。

(1)纤维铺层与预定型处理:将尺寸为 320 mm×240 mm 的 T700 增强纤维布按准各向同性铺层顺序 [45/0/-45/90]。铺叠好;保持热压机 60℃ 并将铺叠后纤维布放置其上,在 10 MPa 压力下保持 0.5 h。

(2)模压:将定型后的铺层与芯材按“铺层/芯材/铺层”放入模具,保证上下铺层对称且芯材规格分别为 320 mm×240 mm×4 mm 与 320 mm×240 mm×10 mm,在平板硫化机上压制。

(3)注射及固化:利用真空辅助 RTM 成型工艺将 6421 双马树脂注射到模具内,并按固化工艺 (150℃/1 h;160℃/1 h;180℃/2 h;200℃/8 h) 固化,自然冷却,模具温度 60℃ 左右取出试样。

(4)无损检测:超声 C 扫描检测各成型后试样,最后将合格试样裁成尺寸 150 mm×100 mm,以后将芯材高度为 10 mm 与 4 mm 的夹层结构分别简称为厚试样与薄试样。

1.3 QSI 实验

QSI 实验装置见图 1。将试样放置在夹具的方孔处,夹具见图 2,其中孔的尺寸为 125 mm×75 mm,压头为 $\Phi 16$ mm 的钢质半球形端部,其轴线对准试样的几何中心,通过控制压头位移来实验,加载速率为 1.25 mm/min。薄试样位移分别为 1、5、7 与 9 mm;厚试样位移分别为 1、2、3、5、7 与 9 mm。



图 1 准静态压痕实验

Fig. 1 Experiment of quasi-static indentation



图 2 方孔夹具

Fig. 2 Square-holed fixture

2 结果与分析

2.1 薄试样损伤过程

薄试样位移-接触力关系及 C 扫结果见图 3。为比较薄与厚试样损伤面积及塌陷高度变化,绘制相应结果,见图 4,薄试样剖面形貌见图 5。

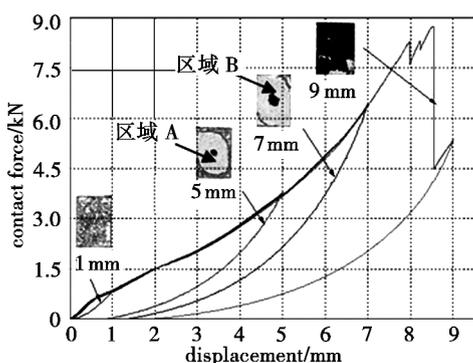


图 3 薄试样压头位移-接触力曲线

Fig. 3 Thin specimen curves of load and displacement

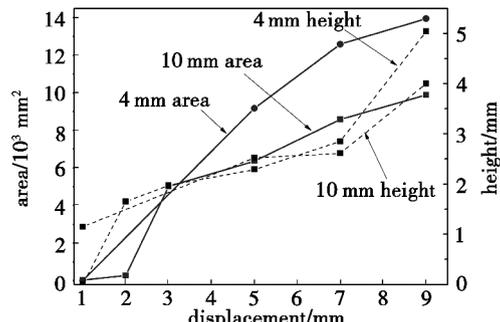


图 4 压头位移-泡沫塌陷高度/损伤面积

Fig. 4 Curves of displacements and collapsed heights/damaged areas

由图3可知,位移在0.5 mm之前,接触力随压痕位移呈线性增加,到约0.5 mm时,曲线出现初始拐点;此初始拐点后,接触力增加速度变小,但仍呈类似指数函数增加。到约8.5 mm位移时,曲线达到最高点,临近此点,曲线出现较大的波动,并呈锯齿形状,损伤面积几乎覆盖整个试样。由图4可知,泡沫塌陷高度与损伤面积均随压头位移的增加而增大。由图5可知,当1 mm位移时,泡沫芯材出现塌陷;5 mm时塌陷区域变大,沿横向扩展;7 mm时泡沫继续塌陷并出现横向裂纹,裂纹与芯材厚度方向成90°;9 mm时与与压头直接作用的蒙皮出现分层、纤维断裂损伤。

由图3~图5可知,薄试样在位移1 mm有泡沫塌陷,说明初始拐点时泡沫出现塌陷,这是因为小变形时,薄试样作为整体来抵抗外来接触力,则脆性泡

沫首先被压缩并出现塌陷;比较位移5与7 mm,泡沫塌陷高度增加,泡沫出现裂纹并开始沿剖面扩展,裂纹与泡沫厚度方向成90°,损伤面积逐渐变大。其中,位移5 mm的C扫结果的区域A面积大于7 mm的区域B,即损伤面积逐渐变大,这可能是泡沫沿剖面扩展,使泡沫与蒙皮界面微小脱黏的结果。位移9 mm时,蒙皮已分层,纤维断裂,裂纹横贯剖面,由C扫结果可知,蒙皮与泡沫几乎完全脱黏。临近最大接触力,曲线出现较大波动,这是因为纤维断裂前蒙皮出现分层,在外界接触力作用下,分层面积变大,塌陷高度变大,但薄试样的接触力急剧下降,表明接触力所做的功多用于产生泡沫塌陷变形和继续扩大层间分层面积。当层间分层扩展结束,纵向纤维开始承受外界接触力,纤维断裂时接触力达到最大。

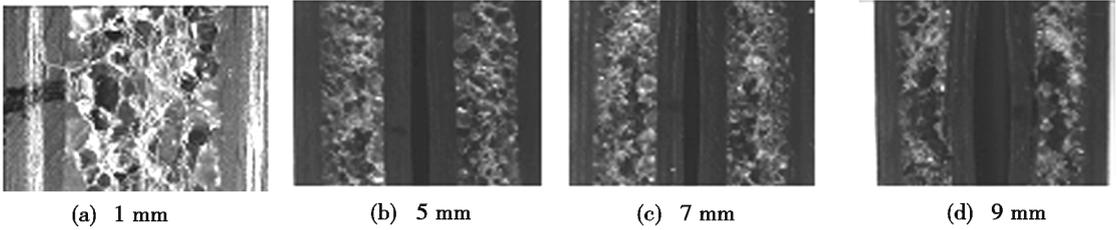


图5 薄试样各位移损伤形貌

Fig. 5 Defect topographies of thin specimen in different displacements

2.2 厚试样损伤过程

厚试样位移—接触力关系及C扫结果见图6,各剖面形貌见图7。

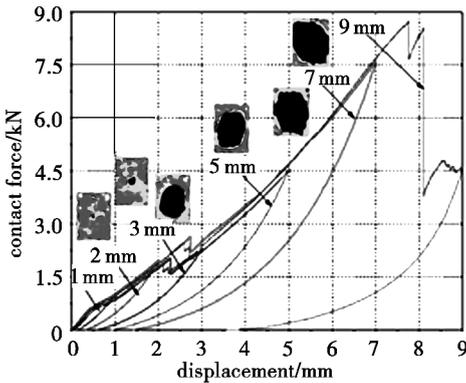
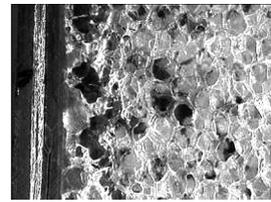


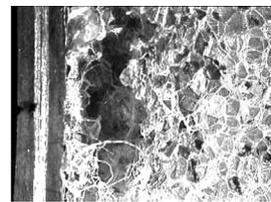
图6 厚试样压头位移—接触力曲线

Fig. 6 Thick specimen curves of load and displacement

由图6可知厚试样在位移0.5 mm之前接触力随压痕位移线性增加,到约0.5 mm时,曲线发生初始拐点(此同薄试样);此初始拐点后,接触力增加速度减小,但仍呈第二次线性增加,到约2.5 mm时出现第二拐点,接触力急剧下降,损伤面积急剧增大;接触力下降后又呈线性增加,损伤面积逐渐增大,到约7.8 mm时,曲线出现最高点,之后出现锯齿状波动,损伤面积达到最大。从图4可知,厚试样的泡沫塌陷高度逐渐增加。由图7可知,在3 mm位移时泡沫开始出现裂纹,9 mm时蒙皮纤维出现断裂损伤。



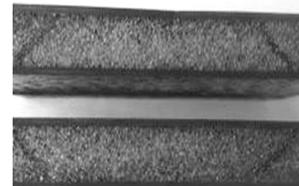
(a) 1 mm



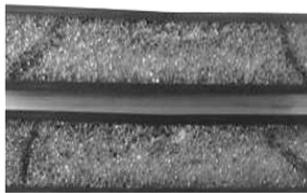
(b) 2 mm



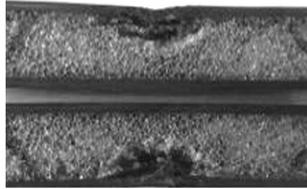
(c) 3 mm



(d) 5 mm



(e) 7 mm



(f) 9 mm

图7 厚试样在各位移时损伤形貌

Fig.7 Damage topographies of thin specimen in different displacements

结合图4、图6~图7,压头位移1 mm时泡沫塌陷,说明初始拐点时芯材出现塌陷,这可能是因为脆性泡沫芯材在接触力作用下首先被压缩并出现塌陷;塌陷高度随位移的增加而增大(图4),在位移3 mm时,剖面出现裂纹,说明第二拐点的接触力下降是因为泡沫芯材裂纹的出现而造成的承载力降低;继续增加位移,泡沫塌陷高度增大,且裂纹变化越明显;位移约为7.8 mm时,曲线出现最高点,之后呈锯齿波动,这可能因蒙皮分层且纤维断裂损伤。穿透后形貌见图8,在压头直接作用蒙皮内侧出现 -45° 裂纹,另一蒙皮完全与泡沫芯材脱粘,留下一类似椭圆状泡沫在下蒙皮上。

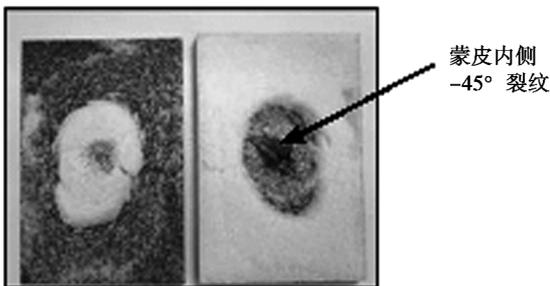


图8 冲击后试样

Fig.8 Specimen after impacting

2.3 厚试样剖面分析

厚试样在外界接触力的作用下,脆性泡沫芯材首先发生塌陷并出现类似特殊倾斜角裂纹[图7(d)~(f)]。模拟在外界接触力作用下的厚试样受冲击后的剖面形貌,见图9。在压头位移的作用下,泡沫出现塌陷,并出现左右对称斜向裂纹。对多组压头位移下的剖面裂纹上下宽度及泡沫高度进行测量,测试结果见表1。

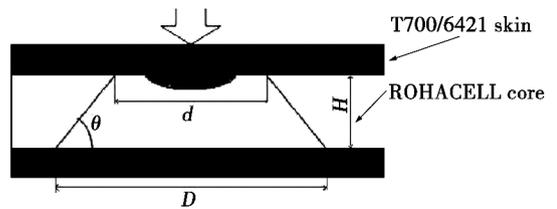


图9 冲击后厚试样模型

Fig.9 Model of thick specimen after impacting

表1 裂纹宽度与泡沫芯材高度

Tab.1 Crack widths and foam-core heights

displacement/mm	H/mm	d/mm	D/mm	$\text{arccot}\theta$	$\theta/(^\circ)$
3	9.99	38.1	59.3	1.06	46.8
5	10.0	42.4	61.5	0.95	43.7
7	9.97	35.4	55.4	0.99	45.0
9	9.95	40.0	60.6	1.02	45.9
average	9.98	39.0	59.21	1.01	45.37

依据模型,将 θ 角置于一直角三角形中,设为锐角,并构造如下公式:

$$\text{arccot}\theta = \frac{(D-d)/2}{H}$$

计算得到各 $\text{arccot}\theta$ 值及 θ 角度值,具体见表1。可知 θ 角近似为 45° ,而由于裂纹分布在受冲击点左右两侧,具有对称性,所以裂纹倾斜角度近似为 $\pm 45^\circ$,这可能是因为PMI泡沫芯材几乎呈准各向同性^[16],在应力集中的情况下,泡沫芯材发生剪切破坏而出现裂纹。

3 结论

(1)泡沫夹层结构复合材料的损伤过程是:泡沫塌陷、泡沫芯材出现裂纹、夹层板上蒙皮分层与芯材与下蒙皮脱粘。

(2)芯材厚度不同,损伤形式不同,当芯材厚时泡沫裂纹沿泡沫厚度方向出现 $\pm 45^\circ$ 裂纹;芯材薄时,泡沫裂纹沿横向扩展,并且裂纹与泡沫厚度成 90° 方向。

参考文献

[1] 杜龙. X-cor 夹层复合材料力学性能研究[D]. 西北工业大学,2007

[2] 李光亮,郑锡涛,郑晓霞,等. 复合材料泡沫芯夹层结构低速冲击损伤分析[C]//复合材料创新与可持续发展(下册),2010:899-904

[3] 贾欲明,韩全民,李巧,等. 泡沫夹层结构在飞机次承力结构中的应用[J]. 航空制造技术,2009(增刊):8-12

[4] Hosur M V, Mohammed A A, Zainuddin S, et al. Impact performance of nanophased foam core sandwich composites[J]. Materials Science and Engineering A,2008(498):100-109

[5] Schubel P M, Luo-Jyi Jiin, Daniel I M. Impact and post impact behavior of composite sandwich panels[J]. Composites,

[6] Energy absorption of sandwich panels with composite reinforced foam core[J]. Structural Dynamics and Materials Con. , 2002(4):1-8

[7] 沈真,张子龙,王进,等. 复合材料损伤阻抗和损伤容限的性能表征[J]. 复合材料学报,2007,24(3):154-159

[8] 罗靛,张佐光,李敏,等. 复合材料层合板准静态压痕实验研究[J]. 复合材料学报,2007(3):154-159

[9] 郑晓霞,郑锡涛,沈真,等. 低速冲击与准静态压痕力下复合材料层合板的损伤等效性[J]. 航空学报,2010,31(5):928-932

[10] Nettles A T, Douglas M J. A comparison of quasi-static indentation to low-velocity impact [R]. NASA/TP - 2000 - 2210481,2000

[11] Vaidya U K, Mahfuz H, Jeelani S. Damage tolerance of resin transfer molded composite sandwich constructions [D].

[12] Herup E J. Low-velocity impact on composite sandwich plates[D]. Air Force Institute of Technology Air University,1996

[13] 李禹,张博平,张开达. 复合材料层合板准静态压痕损伤研究[J]. 材料科学与工程学报,2006,24(5):722-724

[14] 张子龙,程小全,益小苏. 复合材料层合板准静态横压损伤及其压缩破坏研究[J]. 复合材料学报,2002,19(5):108-113

[15] 王立朋,燕瑛,曾东,等. 厚度对混合机织复合材料低速冲击和准静态横向压缩性能的影响[J]. 航空学报,2007,28(1):213-216

[16] 克鲁肯马赫,佩顿. 航空航天复合材料结构件树脂传递模塑成形技术[M]. 北京:航空工业出版社,2009:230-234

(编辑 吴坚)

《宇航材料工艺》第九届编委会成员名单 (以姓氏笔画为序)

顾 问

于 翹 王 岩 王国庆 包为民 刘宝镛 沈维伟 杜善义
巫世杰 吴人洁 周 玉 徐惠彬 曾汉民 彭艳萍

主 任 厉克勤

副主任

马 杰 王晓明 孙国斌 李京苑 李仲平 郭国长 曹 辉 富大欣

委 员

刁训刚 王一光 王先荣 王全忠 王俊山 刘立平 刘志华 刘连元
刘 均 刘 欣 刘春立 邢丽英 阳志光 杨 锐 李宏运 李洪泉
李建林 李 雪 何 涛 陈伟明 陈金存 陈桂才 张 东 张幸红
张 勇 张铁军 林大庆 周延春 孟凡新 孟 松 赵 彤 郭立杰
郭全贵 敖 明 徐樑华 崔 红 黄 诚 曾金芳 戴 棣 戴德海