

文章编号: 1001-4888(2017)04-0551-08

# 铝面板厚度对 Nomex 蜂窝夹层结构 冲击后弯曲性能影响的试验研究\*

管国阳, 刘志昌, 胡国平, 张迎

(南昌大学 工程力学研究所, 南昌 330031)

**摘要:** 通过低速冲击试验和四点弯曲试验, 研究了铝面板厚度对 Nomex 蜂窝夹层结构抗冲击能力和剩余强度的影响。结果表明: 在冲击荷载作用下, 面板发生变形的区域大小随面板厚度增加而变大, 当面板厚度大于 0.5mm 时, 变形区域直径趋于稳定; 无论试件是否受到过冲击, 在弯曲载荷作用下, 0.2mm 厚面板发生芯格内屈曲失稳, 而其他厚度面板均发生格间失稳; 对无冲击损伤的结构, 0.2mm 厚面板弯曲强度显著低于其他厚度面板; 对含冲击损伤的结构, 0.2mm 厚面板的剩余强度百分比最高。

**关键词:** 蜂窝夹层结构; 低速冲击; 面板厚度; 屈曲; 剩余强度

**中图分类号:** TB33      **文献标识码:** A      **DOI:** 10.7520/1001-4888-16-194

## 0 引言

蜂窝夹层结构由上下两块高强度的面板和中间一层厚而轻的蜂窝芯复合而成, 作为一种特殊的复合材料结构, 它具有低密度、高比强度和刚度高比刚度等优越性能, 在航空航天等领域里得到了广泛的应用<sup>[1]</sup>。蜂窝夹层结构在制备、装配、搬运以及使用过程中容易受到工具、冰雹、石子等物体的低速冲击, 产生冲击损伤。

低速冲击对复合材料夹层结构造成的损伤潜在在受冲击的面板及夹层内, 后面板无损伤, 从结构外表不易察觉, 但其破坏了蜂窝夹层结构的完整性, 使压缩强度、弯曲强度和弯曲刚度大幅度下降。为了确保结构具有足够的剩余强度, 需要对受损结构的剩余强度进行评估, 以保证结构的使用安全<sup>[2-5]</sup>。

蜂窝夹层结构承受弯曲载荷时容易发生面板屈曲失稳, 失稳方式有多种<sup>[6-9]</sup>, 常见的有总体屈曲、面板芯格内屈曲和面板格间屈曲三种失稳方式。

本文对不同面板厚度的 Nomex 蜂窝芯夹层结构进行落锤冲击试验, 分析低速冲击后结构的损伤情况; 通过纯弯曲试验, 测试不同面板厚度的蜂窝板冲击后剩余强度, 为结构的损伤容限设计提供依据。

## 1 试验

### 1.1 材料和试样

铝面板 Nomex 蜂窝芯夹层结构, 上下两侧面板厚度相同, 所研究的 5 种面板厚度  $t_{h1}$ , 分别为 0.2mm、0.3mm、0.4mm、0.5mm、0.6mm, 蜂窝芯厚度  $t_{h2}$  均为 15mm。单层芯壁厚 0.1mm, 芯格边长 3mm。

\* 收稿日期: 2016-09-28; 修回日期: 2016-11-14

基金项目: “江西省普通本科高校中青年教师发展计划访问学者专项资金”资助

通讯作者: 管国阳(1976-), 男, 博士。主要从事复合材料力学性能的研究。Email: gyguan@ncu.edu.cn

试样结构形状和尺寸如图 1 所示,工作段芯材为 Nomex 纸蜂窝。为了防止试件在支持段发生剪切破坏,在两端支持段采用强度更高的铝蜂窝芯。试件工作段设计成圆弧形,以确保试件破坏发生在中心的损伤区域附近。

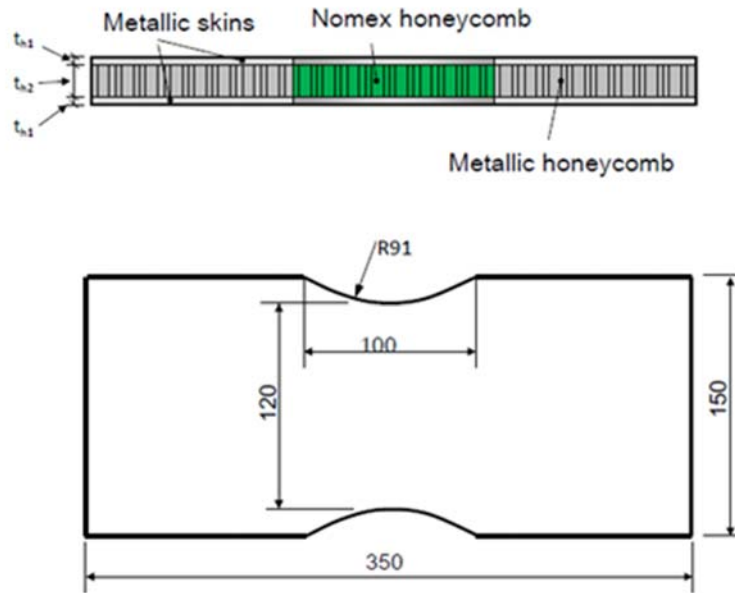


图 1 试件结构和尺寸

Fig. 1 Specimen structure and dimensions

## 1.2 冲击试验

在室温下,将试件安装在含 75mm×125mm 矩形开口的底座上,用 SANS-ZCJ300 冲击试验机对试样中部进行冲击。冲击完成后,通过 0.01mm 精度的百分表测量冲击区域凹坑深度,读取对应凹坑最深点和周围 A、B、C、D 四个点(距离凹坑边缘向外约 5mm)的百分表值,如图 2 所示。冲击深度计算如下:

$$d = d_0 - (d_1 + d_2 + d_3 + d_4)/4 \quad (1)$$

式中, $d$  为冲击深度; $d_0$  为凹坑中心点百分表值; $d_1$ 、 $d_2$ 、 $d_3$ 、 $d_4$  为凹坑周围 A、B、C、D 四点的百分表值。

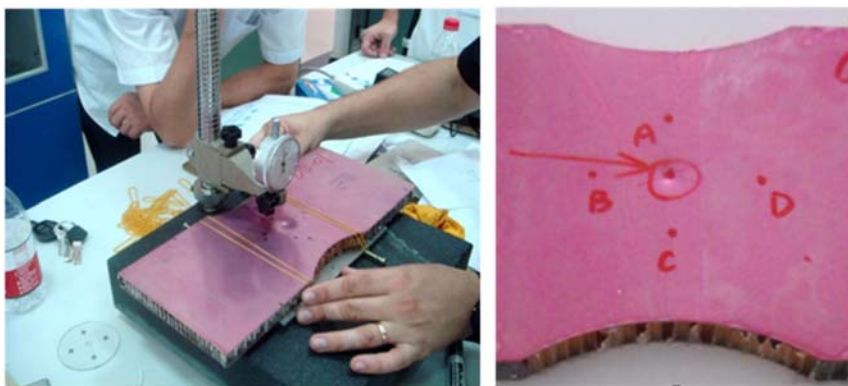


图 2 凹坑深度测量

Fig. 2 Measurements of depth of pits

试验前用电子天平测量冲头质量,通过调节冲头的质量和落锤高度以获得精确的计划冲击能量。

本文研究勉强目视可检损伤(BVID)和明显目视可检损伤(CVID)<sup>[11]</sup>,采用多种能量对试件进行冲击,通过目视观察对比,确定了不同面板厚度试件产生 BVID 状态和 CVID 状态所对应的冲击能量。不

同面板厚度蜂窝板所对应的 BVID、CVID 能量及相应凹坑深度如表 1 所示<sup>[12]</sup>。受冲击面为上面板, 背面为下面板。试验件仅受一次冲击。冲击后, 检查试验件的内外蒙皮表面。

表 1 BVID 和 CVID 能量及相应凹坑深度

Tab. 1 The BVID and CVID energy and the depth of pits

条件	参数	面板厚度(mm)				
		0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
BVID	冲击能量(J)	0.4	0.5	0.6	0.8	0.9
BVID	凹坑深度(mm)	1.0	0.8	0.8	0.8	0.8
CVID	冲击能量(J)	1.2	2.0	2.6	3.0	4.0
CVID	凹坑深度(mm)	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0

### 1.3 弯曲强度试验

为了研究蜂窝夹层结构在受到冲击后的剩余承载能力, 进行了弯曲强度试验。研究范围包括三种状态: 无冲击损伤、含 BVID 损伤、含 CVID 损伤。

鉴于四点弯曲试验较面内压缩试验更容易控制加载, 加载方式简单, 且加载时试件中间段的测试区域为纯弯曲受力状态, 不受剪力的影响, 得到的结果较可靠, 所以选择采用了四点弯曲试验(如图 3)。

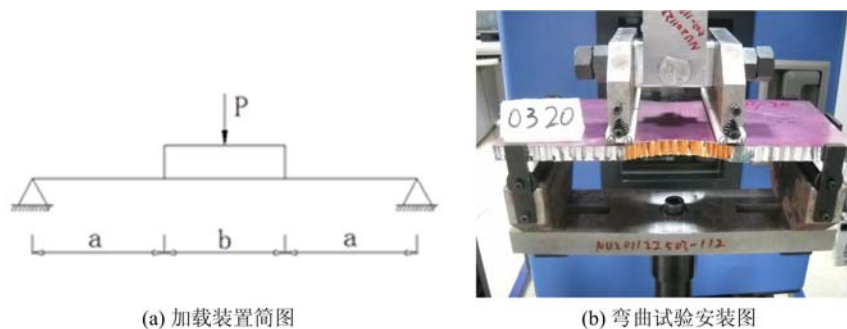


图 3 四点弯曲试验装置图( $a=b=100\text{mm}$ )

Fig. 3 4-Point bending test setup( $a=b=100\text{mm}$ )

弯曲试验通过 SANS-CMT5105 电子万能试验机控制, 采用外加 CELTRON PSD-2.5T 测力仪, YBD-100 位移计, DH-3817 静动态应变仪和电脑采集数据、横梁位移和应变值。在进行试验时, 弯曲静强度试验采用位移控制加载, 加载速度  $3\text{mm}/\text{min}$ 。

## 2 试验结果及分析

### 2.1 冲击损伤特点

试件受冲击后, 冲击部位大致呈现圆形, 损伤区域大小用损伤直径来表征。损伤区域直径用精度为  $1\text{mm}$  的钢直尺测量, 如图 4 所示。

由表 2 可见, 冲击后面板凹坑深度与目标凹坑深度一致, 表明试验已得到 BVID、CVID 状态。

由图 5 知, 当为 BVID 状态, 面板厚度在  $0.2\sim 0.4\text{mm}$  时, 损伤直径与面板厚度成一定的线性关系; 当面板厚度达到  $0.4\text{mm}$  时, 面板厚度增加, 并不影响损伤直径的大小。当为 CVID 状态时, 面板厚度在  $0.2\sim 0.5\text{mm}$  时, 损伤直径与面板厚度成一定的线性关系; 超过  $0.5\text{mm}$  时, 损伤直径变化不明显。

在不同能量冲击下, 损伤直径都是随着面板厚度增加而增大, 随着面板厚度超过  $0.5\text{mm}$ , 损伤直径趋于一定值。

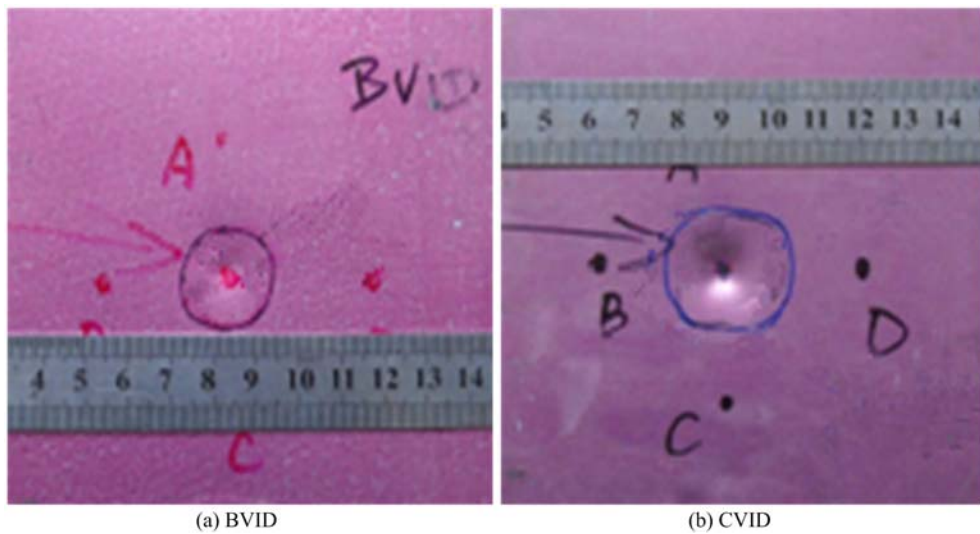


图4 损伤状态图

Fig. 4 Damage modes

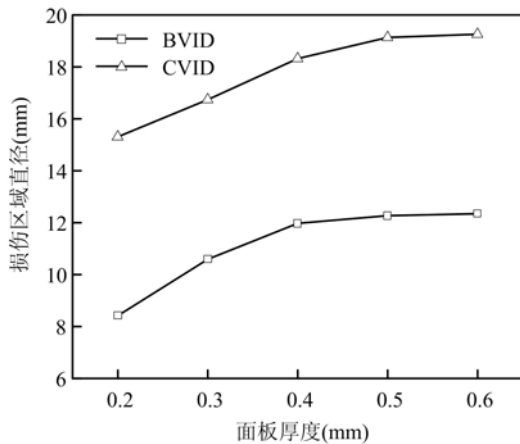


图5 损伤区域直径与面板厚度关系

Fig. 5 Relationship between damage area diameter and panel thickness

表2 冲击后面板凹坑深度表  
Tab. 2 The depth of pits after Impact

条件	面板厚度(mm)				
	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
BVID	1.08	0.83	0.76	0.86	0.80
	1.06	0.88	0.77	0.84	0.80
	1.10	0.86	0.79	0.85	0.79
	2.10	1.94	1.88	1.98	2.08
CVID	2.04	1.88	2.01	2.01	2.04
	2.13	2.05	2.04	1.94	2.10

## 2.2 失效模式分析

对含不同损伤的试件进行四点弯曲试验时,试件均发生面板的失稳破坏。但是随着面板厚度的增加,发生的失稳形式却有所不同。面板厚度为 0.2mm 时,结构弯曲破坏如图 6(a)所示,其失稳模式为面板芯格内屈曲;所研究的其他面板厚度的破坏形貌都为图 6(b),其失稳模式为面板格间屈曲。当蜂窝夹层结构面板厚度过小,由于芯子对面板的约束作用,上面板因刚度过低发生芯格内屈曲失稳,而导致整体破坏;随着面板加厚,会出现由芯格内屈曲到格间屈曲的过渡现象,面板厚度继续增加,结构发生格间屈曲失稳<sup>[12,13]</sup>。

## 2.3 剩余强度分析

蜂窝夹层结构的弯曲强度:

$$\sigma = \frac{P_{\max} \cdot a}{2(t - t_h) \omega t_h} \quad (2)$$

式中,  $\sigma$  为弯曲强度, MPa;  $P_{\max}$  为峰值力, N;  $a$  为试件上加载点到下支撑点的距离, mm;  $\omega$  为试件最窄位置的宽度, mm;  $t$  为试件总厚度, mm;  $t_h$  为面板的厚度, mm。

弯曲试验后,得到每个试件的破坏载荷如表 3 所示。

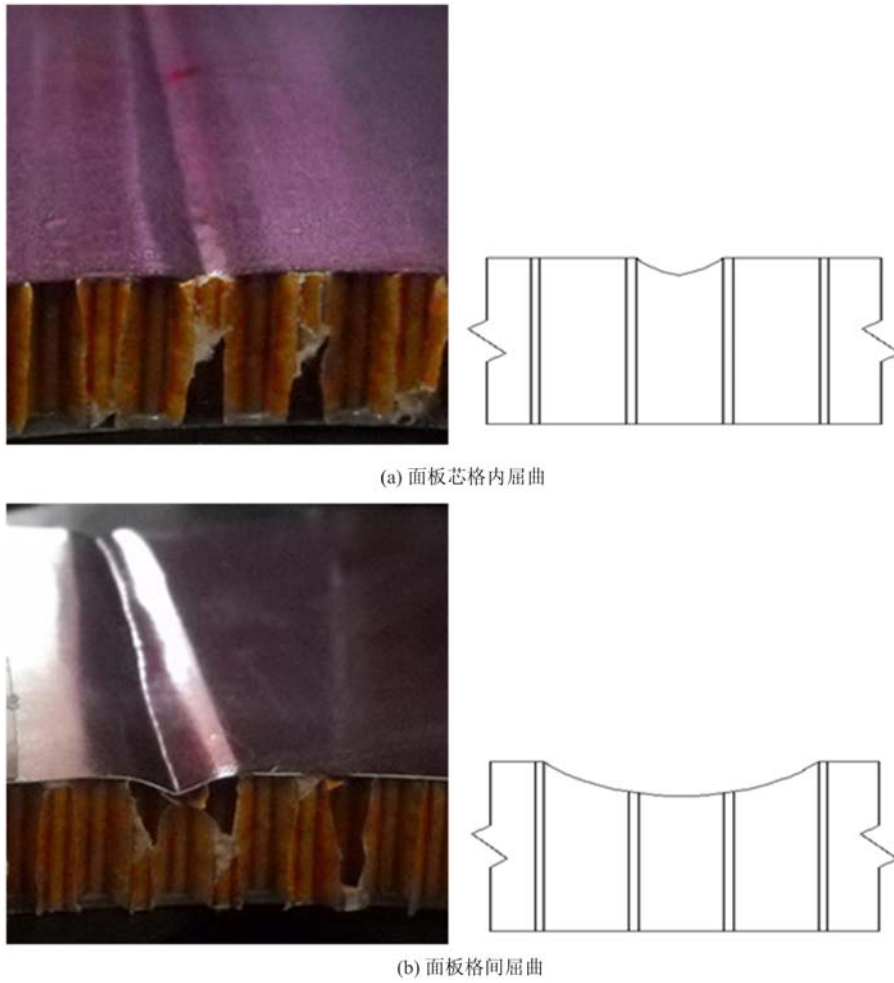


图 6 面板压缩失稳模式

Fig. 6 Failure modes of honeycomb sandwich structure

表 3 弯曲试验破坏载荷 (单位: kN)  
Tab. 3 Bending test results (unit: kN)

条件	面板厚度 (mm)				
	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
无损伤	2.15	3.77	5.04	5.62	7.11
	2.01	3.86	5.18	6.19	7.14
	2.03	3.76	4.83	5.92	7.25
	2.19	3.36	5.00	5.77	7.19
	2.00	3.38	4.82	—	7.31
BVID	1.80	2.98	3.97	4.84	5.66
	1.99	3.00	3.92	4.56	5.63
	1.81	2.93	3.78	4.73	5.77
CVID	1.71	2.38	3.21	3.83	4.55
	1.69	2.49	3.27	3.99	4.63
	1.70	2.36	3.10	3.99	4.41

由表 3 可知, 在无损伤、BVID 和 CVID 状态下, 破坏载荷都随着面板厚度的增加而增大, 说明面板越厚, 抗冲击能力越强。

由表 3 可以得出, 每个条件的平均弯曲强度如表 4 所示。

表 4 试验弯曲强度汇总表 (均值, 单位 MPa)

Tab. 4 Bending strength summary (averaged, unit: MPa)

条件	面板厚度 (mm)				
	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
无损伤	353	410	418	393	397
BVID	318	336	328	315	315
CVID	288	273	269	264	250

### 2.3.1 面板厚度对无损结构弯曲强度的影响

由表 4 可知, 面板厚度为 0.2mm 的蜂窝夹层结构弯曲强度为 353MPa, 显著低于其他面板厚度的结构, 而其他面板厚度的结构弯曲强度则相差不

明显。这是因为 0.2mm 厚的面板失效模式不同于其他厚度的面板,发生的是芯格内失稳,其他厚度的结构则发生的是面板格间屈曲失稳。由于芯格壁之间不受支承的面板发生屈曲,而蜂窝夹层结构的弯曲强度与面板厚度和芯格对面板的约束有关<sup>[14]</sup>,所以才导致 0.2mm 面板厚度的蜂窝板弯曲强度较其他几个面板厚度的弯曲强度明显更低。

### 2.3.2 冲击损伤对结构剩余强度的影响

冲击产生 BVID 损伤状态时,如图 7 中的曲线所示,可以看出面板厚度为 0.2mm 时剩余强度较未冲击状态下下降量为 10.0%,其他面板厚度剩余强度下降量基本在 20% 上下,剩余强度较其他面板厚度下降量明显更小,当面板超过 0.2mm 厚时剩余强度下降量相差不明显。

当产生 CVID 损伤状态时,面板厚度为 0.2mm,剩余强度下降量为 18.5%,相比于更厚的面板下降量明显更小,而面板厚度超过 0.2mm 的剩余强度下降量基本相差不明显。下降量最大的为 0.6mm 面板,达到了 37.0%,这说明 CVID 损伤状态严重损害了蜂窝夹层结构的抗弯曲能力。

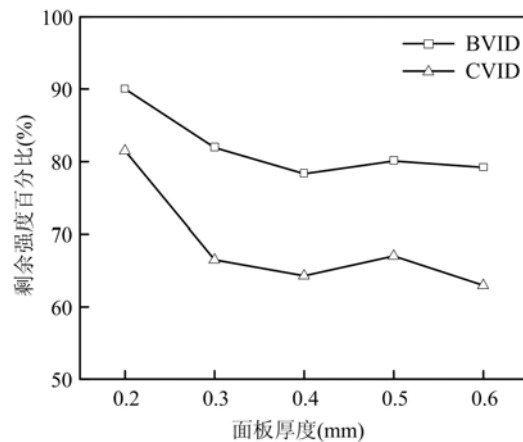


图 7 剩余强度百分比与面板厚度的关系

Fig. 7 Relationship between bending strength percentage and panel thickness

由表 5 可知,在冲击作用产生 BVID、CVID 状态下,随着面板厚度的增加,变形区域直径也增加,但是承压面板变形区域直径占比和弯曲强度下降百分比并不是成正比的。

表 5 剩余强度下降百分比与变形区域直径的关系

Tab. 5 Relationship between bending strength decreased percentage and damage area diameter

面板厚度 (mm)	BVID			面板厚度 (mm)	CVID		
	变形区域直径 (mm)	变形区域直径占比 (%)	剩余强度下降百分比 (%)		变形区域直径 (mm)	变形区域直径占比 (%)	剩余强度下降百分比 (%)
0.2	8.4	7.01	10.0	0.2	15.3	12.76	18.5
0.3	10.6	8.82	18.1	0.3	16.7	13.95	33.5
0.4	11.9	9.98	21.7	0.4	18.3	15.27	35.7
0.5	12.3	10.22	19.9	0.5	19.1	15.94	33.0
0.6	12.3	10.29	20.8	0.6	19.3	16.06	37.0

### 2.4 破坏机理分析

由于蜂窝板在受冲击时的动态响应和损伤特性具有明显的局部性<sup>[15]</sup>,其冲击损伤仅局限于上面板、面板和蜂窝层之间的胶层和蜂窝芯,一般情况下下面板不会出现损伤<sup>[3]</sup>。并且夹心结构的冲击损伤始于面板的微裂纹<sup>[8]</sup>和蜂窝竖直边的折叠<sup>[16]</sup>。特别是 0.2mm 厚面板在 BVID 和 CVID 状态下剩余强度下降量最少,这说明面板越薄,变形越集中;面板较厚时,冲击变形的区域较大,夹层板弯曲强度下降较明显。

### 3 结论

(1) 通过冲击试验, 确定了不同面板厚度试件产生 BVID 和 CVID 状态所对应的冲击能量; 在 BVID、CVID 状态下, 变形区域大小随面板厚度增大而增大, 大于 0.5mm 时, 面板厚度继续增大, 并不影响变形区域的大小。

(2) 0.2mm 厚面板更容易发生芯格内屈曲失稳, 面板厚度大于 0.2mm 时则发生格间屈曲失稳。并且随着面板厚度的增大, 蜂窝板的抗冲击能力也增大。

(3) 无损伤夹层板在弯曲载荷作用下, 0.2mm 面板弯曲强度最低; 而超过 0.2mm 厚度的面板弯曲强度则相差不明显。

(4) 0.2mm 面板在 BVID、CVID 状态下, 冲击产生的损伤发生在很小的区域内, 对面板影响小, 因此剩余强度下降量显著低于其他厚度面板; 面板厚度大于 0.2mm 时, 剩余强度下降量则相差不明显。在 BVID 和 CVID 状态下, 承压面板变形区域直径与弯曲强度下降百分比并不是成正比的关系。

#### 参考文献:

- [1] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001 (Chinese Aeronautical Establishment. Composite material structure design manual[M]. Binjing: Aviation Industry Press, 2001 (in Chinese))
- [2] 中国航空材料手册编委会. 中国航空材料手册(第2版)[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002 (China Aviation Materials Manual Editorial Board. China aviation materials handbook (second edition)[M]. Beijing: Standards press of china, 2002 (in Chinese))
- [3] 杨孚标, 肖加余, 曾竟成, 等. 复合材料蜂窝夹芯板的低速冲击损伤[C]. 全国复合材料学术会议, 2006 (YANG Fubiao, XIAO Jiayu, ZENG Jingcheng, et al. The damage in composite sandwich panels subjected to low velocity impact[C]. The National Conference on Composite Material, 2006 (in Chinese))
- [4] Korkmaz Y. Impact damage characterization of composite materials[M]. Los Angeles: University of California, 2002.
- [5] 卞栋梁, 李曙林, 常飞, 等. Nomex 蜂窝夹芯板冲击损伤试验研究[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(10):171—174 (BIAN Dongliang, LI Shulin, CHANG Fei, et al. Study on the nomex honeycomb impact damage experiment [J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(10):171—174 (in Chinese))
- [6] 徐朝阳. 木质复合蜂窝夹芯材料性能的研究[D]. 南京林业大学博士学位论文, 2007:54—58 (XU Chaoyang. Properties of the composite material of sandwich construction with wooden faceplate and a paper honeycomb core [D]. Ph. D. Thesis of Nanjing Forestry University, 2007:54—58 (in Chinese))
- [7] 李跃宇, 邱振民, 樊蔚勋. 含脱层的蜂窝夹芯板结构的弯曲试验研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 1998(2):16—17 (LI Yueyu, ZOU Zhenmin, FAN Weixun. Test investigation on honeycomb sandwich plate delamination under bending loads[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 1998 (2):16—17 (in Chinese))
- [8] Liu D. Impact-induced delamination-A view of bending stiffness mismatching[J]. Journal of Composite Materials, 1988, 22(7):674—692.
- [9] Abrate S. Composite structures: impact on composites 2002[J]. Composite Structures, 2003, 61(1-2):1—1.
- [10] 赵桂平, 卢天健. 多孔金属夹层板在冲击载荷作用下的动态响应[J]. 力学学报, 2008, 40(2):194—206 (ZHAO Guiping, LU Tianjian. Dynamic response of cellular metallic sandwich plates under impact loading [J]. Acta Mechanica Sinica, 2008, 40(2):194—206 (in Chinese))
- [11] 沈真, 陈普会, 刘俊石, 等. 含缺陷复合材料层压板的压缩破坏机理[J]. 航空学报, 1991, 12(3):105—113 (SHEN Zhen, CHEN Puhui, LIU Junshi, et al. Experimental study on the compressive failure mechanisms of damaged composite laminates[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1991, 12(3):105—113 (in Chinese))
- [12] 张铁亮, 丁运亮, 金海波. 基于有限元法的蜂窝夹层结构稳定性研究[J]. 复合材料学报, 2012, 29(3):184—190 (ZHANG Tieliang, DING Yunliang, JIN Haibo. Stability problem of honeycomb sandwich structures based on finite element method [J]. Acta Material Composite Sinica, 2012, 29(3):184—190 (in Chinese))
- [13] 杨宇. 金属蜂窝夹层结构的力学性能分析[D]. 哈尔滨工业大学, 2013 (YANG Yu. Research on mechanical

- properties of metal honeycomb sandwich plate[D]. Harbin Institute of Technology, 2013 (in Chinese))
- [14] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京:中国科学技术出版社, 2005:218—226 (CHEN Liemin. The spacecraft structure and institutions[M]. Beijing, Science and Technology of China Press, 2005:218—226 (in Chinese))
- [15] 吴涤, 酆正能, 寇长河. 蜂窝夹芯叠层板的低速冲击损伤分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1999(1):45—48 (WU Di, LI Zhengneng, KOU Changhe. Model for predicting damage in honeycomb core sandwich composites due to low velocity impact [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999(1):45—48 (in Chinese))
- [16] 武燕, 孟黎清, 周志伟, 等. 撞击载荷下 Nomex 蜂窝夹芯梁的变形模式研究[J]. 实验力学, 2011, 26(6):743—749 (WU Yan, MENG Liqing, ZHOU Zhiwei. Deformation mode analysis of nomex honeycomb sandwich beam subjected to impact loading[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2011, 26(6):743—749 (in Chinese))

## Experimental Study of the Effect of Aluminum Panel Thickness on Flexural Properties of Nomex Honeycomb Sandwich Structure Subjected to Low Velocity Impact

GUAN Guo-yang, LIU Zhi-chang, HU Guoping, ZHANG Ying  
(Institute of Engineering Mechanics, Nanchang University, Nanchang 330031, China)

**Abstract:** The influence of aluminum panel thickness on the impact resistance capabilities and residual strength of Nomex honeycomb sandwich structure was studied through low velocity impact experiment and four point bending experiment. Results show that under the action of impact loading, the size of deformed area on panel becomes larger along with the increase of panel thickness, but when panel thickness is larger than 0.5mm, the diameter of deformed area tends to stable; No matter whether the specimen is impacted, under bending load action, panel with 0.2mm thickness failures due to core box buckling instability, but panels with other size thickness failure due to lattice instability; for structure without impact damage, the bending strength of panel with 0.2mm thickness is obvious lower than that of panel with other thickness; for structure with impact damage, the percentage of residual strength of panel with 0.2mm thickness is the highest.

**Keywords:** honeycomb sandwich structure; low-velocity impact; panel thickness; buckling; residual strength