

复合材料Nomex蜂窝夹芯结构的平压试验研究*

刘 玥¹, 刘 伟¹, 华 洲², 高维成¹

(1. 哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001;

2. 上海机电工程研究所, 上海 200233)

[摘要] 采用试验方法对不同高度的Nomex蜂窝夹芯结构的后屈曲承载特性及失效机理进行了研究,结合蜂窝夹芯结构的失效过程分析,发现Nomex蜂窝单胞的失稳是由局部屈曲造成的,伴随着整体屈曲而发生的失稳现象。压溃过程是一个非线性的运动过程,蜂窝单胞压溃后的剩余强度体现了蜂窝结构的后屈曲承载能力,Nomex蜂窝的剩余强度约为极限强度的45%~46%。通过吸能性分析发现,蜂窝高度为6mm的夹芯结构能量吸收率高于蜂窝为8mm的夹芯结构,本研究能够为蜂窝夹芯结构的优化设计提供有利依据。

关键词: Nomex蜂窝;后屈曲承载特性;剩余强度;极限强度;吸能性

Experimental Study on Nomex Honeycomb Sandwich Structure Subjected to Out-of-Plane Compression Load

LIU Yue¹, LIU Wei¹, HUA Zhou², GAO Weicheng¹

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 200233, China)

[ABSTRACT] In this paper, the post buckling load-bearing characteristics and failure mechanism of Nomex honeycomb sandwich structures with different heights were studied by experimental method. Combined with the failure process analysis of honeycomb sandwich structures, it is found that the collapse of Nomex honeycomb cells is caused by local buckling, accompanied by the instability phenomenon of the whole buckling. The collapse process is a non-linear movement process. The residual strength of honeycomb cells after collapse reflects the post buckling capacity of the honeycomb structure. The residual strength of Nomex honeycomb is about 45%–46% of the ultimate strength. It is found that the energy absorption rate of sandwich structure with honeycomb height of 6mm is higher than that of sandwich structure with honeycomb height of 8mm. This study can provide a good basis for the optimal design of honeycomb sandwich structure.

Keywords: Nomex honeycomb; Post buckling bearing characteristics; Residual strength; Ultimate strength; Energy absorption

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.17.086

蜂窝夹芯结构具有轻质化、耐冲击的优越性能,因此被广泛应用于航空领域。蜂窝夹芯结构经过多年发展,如今已形成以金属、碳纤维或玻璃纤维等材质为面板,以铝、Nomex纸蜂窝为芯层的夹芯结构。Gibson等^[1]采用解析法,对金属蜂窝的结构及力学性能进行了详细的分析。王颖坚^[2]同样采用解析法,考虑了蜂窝壁板间的相互约束影响,对平压载荷下蜂窝结构的弹性屈曲进行了分析。Paik等^[3]采用试验法研究了铝蜂窝夹层结构在三点弯曲载荷下的承载特性,结果表明,蜂窝单胞

壁厚的增加能够提高蜂窝夹层结构的抗压强度。Giglio等^[4]采用有限元法并结合试验,以铝面板和Nomex蜂窝所构成的夹芯结构为研究对象,分析了在三点弯曲载荷下的蜂窝非线性后屈曲过程;为了评估其结构的耐撞性能,对夹芯结构的吸能性进行了分析。蔡茂等^[5]采用试验和有限元方法,对铝合金蜂窝的轴向压缩吸能特性进行了评估,研究了增加胞壁的厚度和缩小边长对质量增率和吸能增率的影响。井玉安等^[6]采用质量比吸能对不同规格的铝蜂窝的吸能性进行了评估。王中钢等^[7]对Q215钢蜂窝夹芯结构的吸能性进行了分析,研究结果表明该夹芯结构的抗压强度和吸能值随胞壁厚

* 基金项目: 国家自然科学基金(11772110)。

度与边长之比的增加而增大。王宏磊^[8]采用试验法,以 Nomex 蜂窝高度 15mm 为研究对象,讨论了成型温度、压力以及时间对蜂窝力学性能的影响,得到了成型参数对蜂窝结构力学性能的影响规律。窦明月等^[9]采用有限元法,对 Nomex 蜂窝高度 12.7mm 时在压缩载荷下的屈曲和后屈曲失效过程进行了数值模拟,对比分析了特征值法和弧长法在求解屈曲载荷和极限载荷方面的计算精度优劣。Seemann 等^[10]采用有限元方法,通过引入初始缺陷构建了蜂窝结构的有限元模型,对 Nomex 蜂窝结构在拉伸、压缩和剪切载荷下的蜂窝失效过程进行了数值模拟分析。

目前,关于金属材质蜂窝的压缩性能的研究已经比较充分,对于单胞高度在 5~10mm 之间的 Nomex 材质蜂窝结构压缩吸能过程及压缩机理的研究仍然不足。针对此,本文采用试验方法,研究了 6mm 和 8mm 蜂窝高度对结构吸能性及抗压强度的影响,并对平压载荷下 4 个阶段的蜂窝压溃失效机理进行了分析。

1 试验及方法

参考标准 ASTM-C365/C365M-05 (夹芯结构平压性能试验方法)^[11],在干燥、室温 23°C 的环境中,采用 Instron-5569 通用材料试验机,如图 1 所示,开展 Nomex 蜂窝芯层的平压性能试验,所有试件均符合标准及相关要求。试验装载平台的上压盘连接试验机的加载端头,其只能沿竖直 Z 方向移动加载;下固定底盘连接试验机的支持端, Nomex 蜂窝夹芯结构放置于固定底盘上。加载平台将压缩载荷垂直施加于试件,位移加载过程中,加载速度为 0.2mm/min,试验数据自动采集速率为 10 个 /s。激光伸长计(EIR-LE-05)用于测量 Nomex 蜂窝芯试样沿加载方向的位移变形,当加载至蜂窝芯层进入堆叠压实阶段时,试验即停止,此时加载位移达到 5mm。

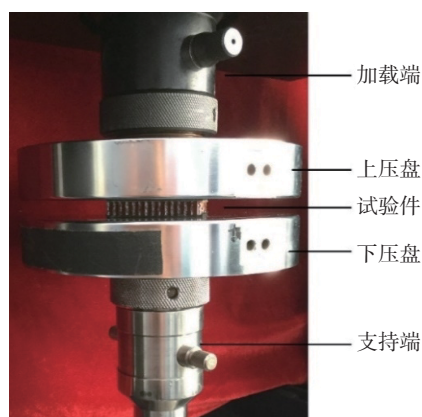


图1 平压试验加载示意图

Fig.1 Diagram of test loading under compression load

试验件通过热压罐工艺制成^[12-13],上下面板与芯层之间由 0.203mm 厚的黏合带进行黏接。上下面板为 CYCOM970 复合材料^[14],面板的铺层顺序为 $[\pm 45/\pm 45/\text{core}]_s$,厚度为 0.216mm/层。蜂窝芯层为 HRH-10-1/8-3.0,根据芯层高度对试件进行分类,CA6 系列试验件的芯层高度为 6mm,CA8 系列试验件的芯层高度为 8mm。蜂窝芯层采用杜邦公司生产的 NomexT412 芳纶纸制成^[15],其弹性模量为 4000MPa,极限强度为 90MPa。芯层结构中的蜂窝单壁厚为 0.063mm,双壁厚为 0.126mm,其构型如图 2 (a)和 (b)所示。将试验件制备成 50mm×50mm 的正方形,具体尺寸和铺层参数见表 1。在平压试验中面板与夹具均视为刚体,不考虑其变形与破坏。两种类型的试验件各 4 件,其 L/W 两个方向的截面示意如图 2 所示。

2 试验结果与讨论

观察试验所获得的载荷-位移曲线(图 3)可以发现,芯层高度 6mm 和芯层高度 8mm 的试验件的载荷均是达到极值点之后,瞬间下降 45% 左右,但是此时试件并没有完全丧失承载能力,芯层慢慢地趋于致密化;在此过程中,载荷随加载位移的增加呈现小幅度上升趋势。图 4 给出了两种蜂窝走向的试验件 CA8 在试验加载过程中的变形过程,结合载荷-位移曲线,分为 4 个阶段对蜂窝单胞的压溃失效机理进行详细分析^[16]。

2.1 弹性阶段

当加载范围在 0~0.18mm 时,蜂窝芯层的变形处于线弹性阶段,蜂窝胞壁的变形量较小。由载荷-位移曲线(图 3)可见,随着加载位移的增加,载荷呈线性增大。

2.2 压溃阶段

在 0.19~0.5mm 范围内加载位移时,蜂窝胞壁出现了皱曲变形,同时伴随 Nomex 纸皱折的声响,这表明蜂窝胞壁发生了屈曲,屈曲过程中伴随能量的平衡转变,由变形能转变成声能,蜂窝夹芯结构已发生失稳。由载荷-位移曲线(图 3)可以发现,结构变形已经进入非线性阶段。当位移加载至 0.22mm 左右时, Nomex 纸皱折的声响加大,蜂窝胞壁单壁厚出现褶皱,载荷在到达极值点之后快速减小,蜂窝芯层被压溃。继续增大加载位移至 0.5mm 左右时,蜂窝褶皱呈堆叠状态;观察载荷位移曲线图可以看到,在该范围内,随着加载位移的增大,载荷的变化幅度很小,这表明蜂窝还具有一定的承载能力。

2.3 皱曲阶段

蜂窝被压溃后,随着载荷的增加,在 0.5~3mm 的位移加载范围内,蜂窝的变形处于皱曲阶段。在该阶段,蜂窝并没有完全丧失承载能力,其内部重新调整受力状态,结构处于不稳定平衡状态。蜂窝芯层发生了整体皱

曲变形(图4),皱折堆叠变形更为明显,蜂窝胞壁出现了严重的褶皱和折叠。随着蜂窝胞壁堆叠的逐渐致密,载荷开始呈缓慢上升趋势。

2.4 密实阶段

通过图4可以看到,在密实阶段,蜂窝胞壁呈现堆

叠状态;且随着载荷的增加,蜂窝胞壁堆叠逐渐达到致密点,蜂窝载荷-位移曲线呈现上升状态(图3)。当位移加载至5mm时,两类试件均被压至破碎致密状态,蜂窝芯胞已经完全失去了原本的构型。

由前述平压试验得到的 Nomex 蜂窝结构的载荷-

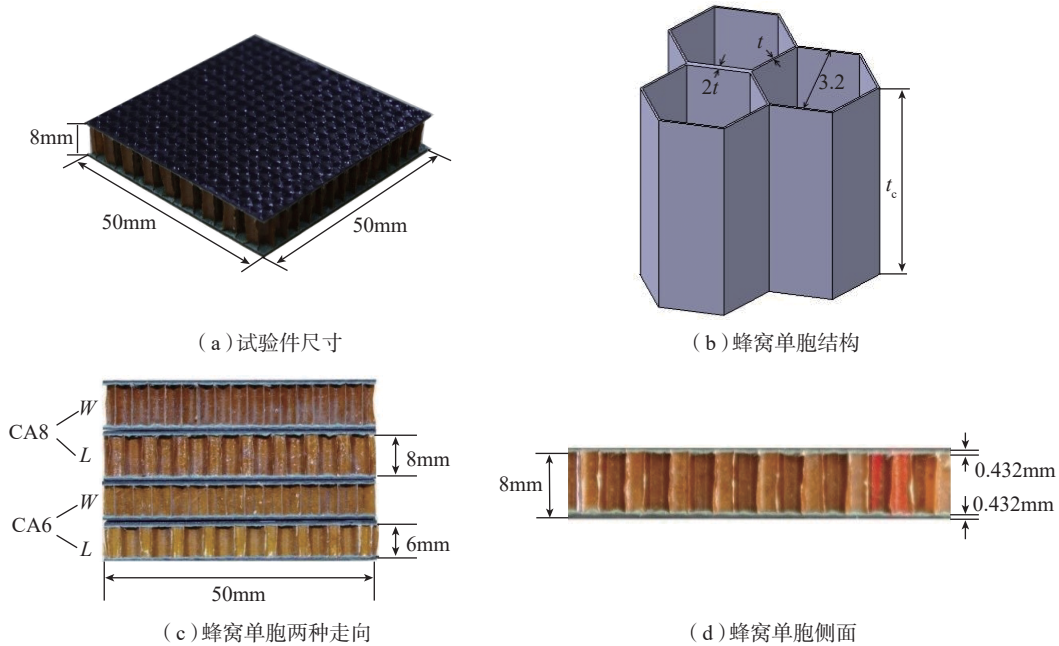


图2 复合材料蜂窝夹芯结构试验件示意图

Fig.2 Schematic diagram of composite honeycomb sandwich structure specimens

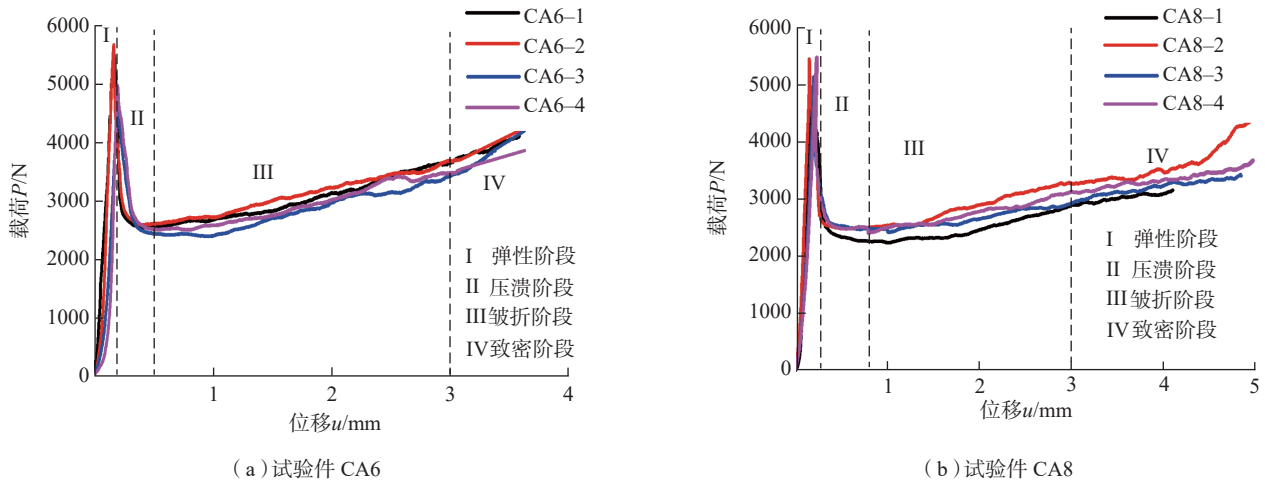


图3 试验件载荷-位移曲线

Fig.3 Load-displacement curve of specimens

表1 试验件几何尺寸

Table 1 Geometric dimensions of specimens

类型	边长 a/mm	面板厚度 t_1/mm	蜂窝高度 t_c/mm	夹芯结构厚度 h/mm	数量
CA6	50	0.432	6	6.864	4
CA8	50	0.432	8	8.864	4

位移($P-u$)曲线,可以提取得到线性阶段的曲线斜率和极限强度等重要数据,进而可由式(1)求得平压强度和剩余强度。根据 ASTM-C365 试验标准,平压极限强度的表达式为:

$$F_z^{fcu} = P_{max} / A \quad (1)$$

式中, P_{max} 为极限载荷; A 为试件的横截面积; 平压刚度 E_z^{fc} 的表达式如下:

$$E_z^{fc} = (\Delta P / \Delta u) \cdot t_c / A \quad (2)$$

式中, $\Delta P / \Delta u$ 为载荷-位移曲线线性段的斜率(范围在 25%~50%); t_c 为蜂窝芯层高度。统计数据为:

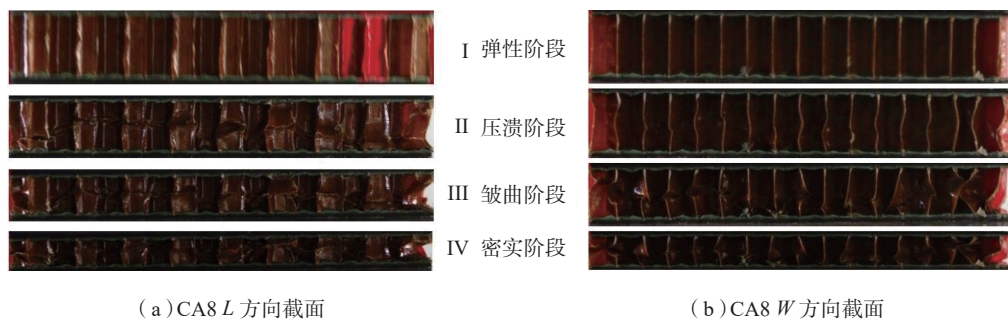
$$s_{n-1} = \sqrt{(\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2) / (n-1)} \quad (3)$$

$$CV = 100 \times s_{n-1} / \bar{x} \quad (4)$$

式中, \bar{x} 为试件的平均值; s_{n-1} 为试件的标准差; CV 为试件的离散系数; n 为试件数量; x_i 为测量值。

受面外压缩载荷作用时, Nomex 蜂窝的失稳是由

蜂窝单壁厚的胞壁局部屈曲引起的,由此导致了蜂窝结构的整体失稳。由式(1)和(2)可得各试件的 Nomex 蜂窝芯层的平压强度和平均刚度等性能参数,具体结果如图 5 和图 6 所示。图 5 为试验获得的 Nomex 蜂窝的平压强度,对比两类试件的试验结果(表 2)可知, CA6 系列试件的平压强度平均值为 2.147MPa, CA8 系列试件的平压强度平均值为 2.098MPa, CA6 试验件的平压强度高 2.34%,表明 6mm 高的蜂窝芯层比 8mm 高的蜂窝芯层的抗失稳能力略强; CA6 试件的剩余强度平均值为 0.981MPa, CA8 试件的剩余强度平均值为 0.979MPa,两类试件差距不大。图 6 为试验获得的 Nomex 蜂窝平压刚度, CA6 系列试件的平压刚度平均值为 128.638MPa, CA8 系列试件的平压刚度平均值为 124.033MPa,试件 CA6 比 CA8 高 3.71%,这表明蜂窝芯层高度为 6mm 时抗变形能力比 8mm 时抗变形能力强。通过载荷-位移曲线图可知,当载荷达到极值点后,蜂窝单胞处于皱曲屈服状态,并逐渐趋于堆叠状,结

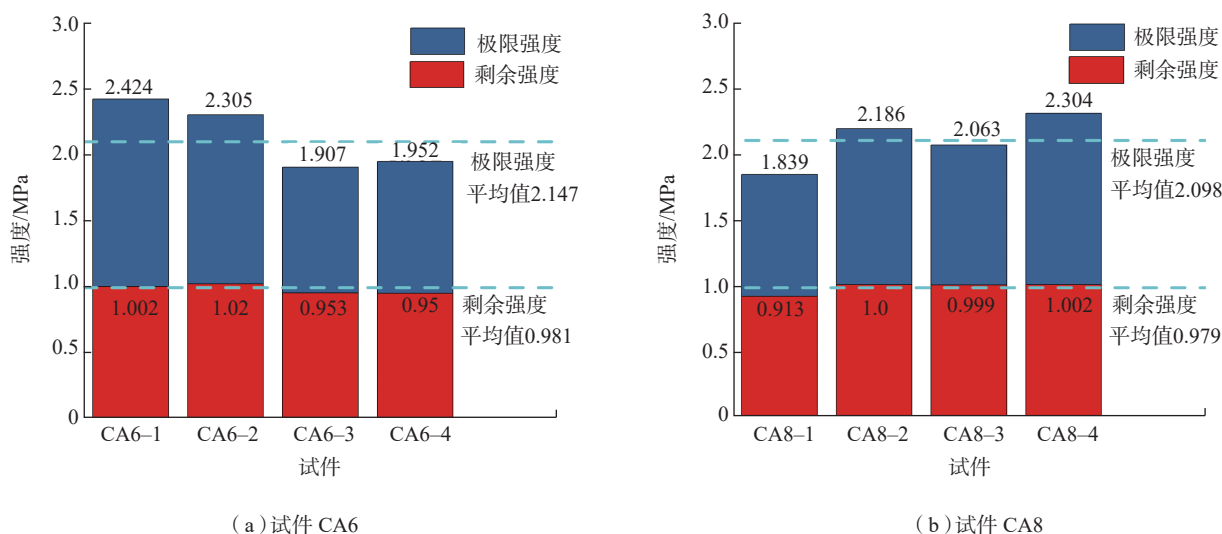


(a) CA8 L 方向截面

(b) CA8 W 方向截面

图4 平压试验件中蜂窝芯层损伤变形图

Fig.4 Damage and deformation diagram of honeycomb core in flat compression test specimens



(a) 试件 CA6

(b) 试件 CA8

图5 Nomex蜂窝的平压强度试验值

Fig.5 Compressive strength of Nomex honeycomb core (experiment)

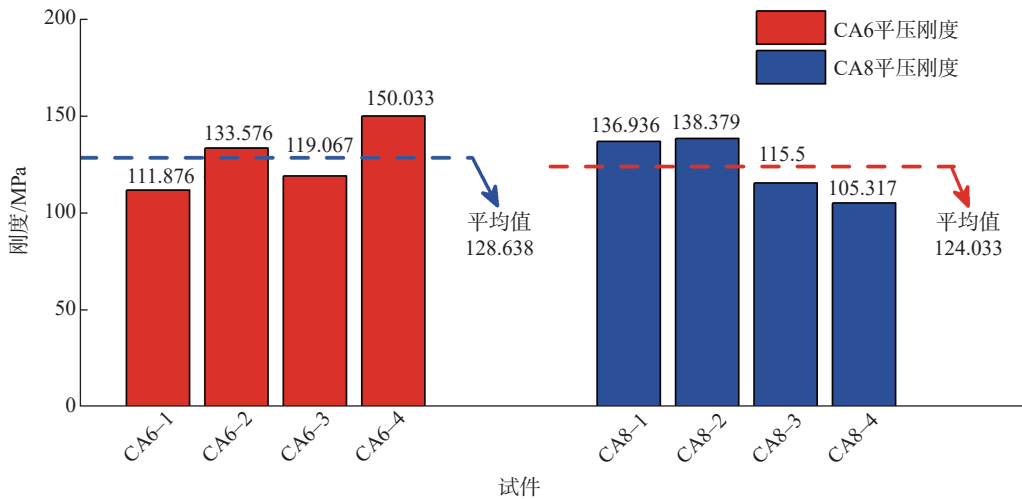


图6 Nomex蜂窝的平压刚度试验值

Fig.6 Compressive stiffness of Nomex honeycomb core (experiment)

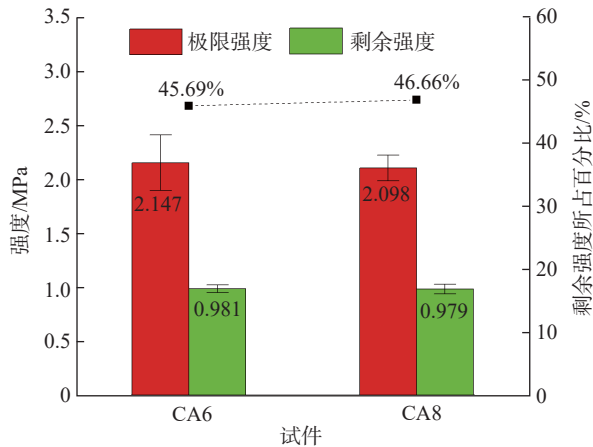


图7 平压载荷下Nomex蜂窝极限强度与剩余强度对比

Fig.7 Comparison of ultimate strength and residual strength of Nomex honeycomb under compression load

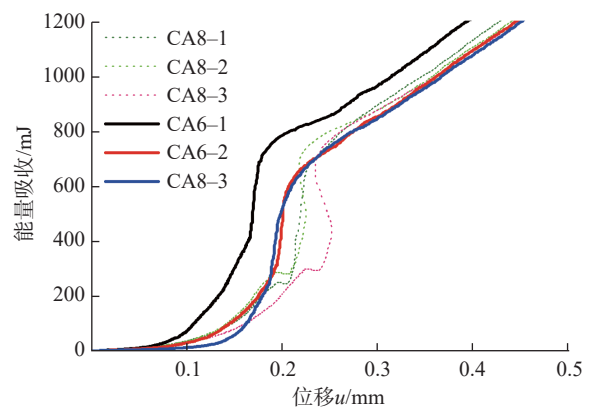


图8 Nomex蜂窝结构的吸能性对比

Fig.8 Comparison of energy absorption of Nomex honeycomb structure

表2 蜂窝芯层基本能力学性能试验结果汇总

Table 2 Summary of Nomex honeycomb basic performance test results

试验类型	平压刚度 /MPa	极限强度 /MPa	剩余强度 /MPa	剩余强度所占百分比/%
CA6	128.638	2.147	0.981	45.69
CA8	124.033	2.098	0.979	46.66

构还有一定剩余强度。对比图7所示平压载荷下两类试件的Nomex蜂窝极限强度和剩余强度可知,CA6系列试件的剩余强度占其极限强度的百分比为45.69%,CA8系列试件的剩余强度占其极限强度的46.66%;这表明在蜂窝压溃失稳后,8mm高的蜂窝芯层的承载能力后屈曲能力强于6mm。根据式(3)和式(4)进行离散系数分析可知,试验中CA6系列试件平压强度的离散系数为11.954%,剩

余强度离散系数为3.596%;CA8系列试件的平压强度离散系数为9.491%,剩余强度离散系数为4.485%;两类试件试验结果离散系数均较小,符合试验标准。

Nomex蜂窝受到面外压缩载荷作用时,结构中出现了大变形,当结构无法吸收更多能量时,结构发生塑性变形或坍塌。通过对试验所获得的载荷-位移曲线进行积分^[17-18],可获得用于评估蜂窝夹芯结构的能量吸收

性能的参数 E_a ,其表达式为:

$$E_a = \int_0^d F(\delta) d\delta \quad (5)$$

图8为6mm和8mm芯层高度的蜂窝夹芯结构的吸能性对比,可以发现,当位移加载至0.2mm左右时,曲线出现较大的波动,说明蜂窝发生局部屈曲失稳。随着载荷的增加,蜂窝胞壁出现大变形,此时能量吸收速率增大。可以看出试件CA6的吸能速率大于试件CA8的结构,说明蜂窝芯层为6mm结构的比吸能性强于8mm。

3 结论

(1)在平压载荷作用下,Nomex蜂窝单壁厚的胞壁承载能力较弱,单壁厚胞壁首先发生局部屈曲,随后与之相邻的双壁厚相继发生屈曲,进而导致蜂窝单胞整体失稳。芯层6mm高的Nomex蜂窝平压强度高于8mm的蜂窝,说明在一定范围内,蜂窝高度越大,抗失稳能力越差。

(2)Nomex蜂窝达到极限载荷后还具有一定的承载能力,6mm高的蜂窝和8mm高的蜂窝的剩余强度分别为各自极限强度的45.69%和46.66%,8mm高的蜂窝的后屈曲承载能力强于6mm。

(3)Nomex蜂窝的压缩位移-能量吸收关系表征了蜂窝单位体积的吸收能量速率,6mm高的蜂窝的吸能速率大于蜂窝8mm的吸能速率,改变蜂窝的高度可以有效提高蜂窝结构的吸能效率。

参考文献

- [1] GIBSON L J, ASHBY M F. Cellular solids[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [2] 王颖坚. 面外压力下蜂窝结构弹性屈曲临界载荷[J]. 固体力学学报, 1993, 14(1): 63-66.
- WANG Yingjian. Elastic buckling critical load of honeycomb structure under out-of-plane pressure[J]. Acta Mechanica Sinica, 1993, 14(1): 63-66.
- [3] PAIK J K, THAYAMBALLI A K, KIM G S. The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels[J]. Thin-walled Structures, 1999, 35(3): 205-231.
- [4] GIGLIO M, GILIOLI A, MANES A. Numerical investigation of a three point bending test on sandwich panels with aluminum skins and NomexTM honeycomb core[J]. Computational Materials Science, 2012, 56: 69-78.
- [5] 蔡茂, 高群, 宗志坚. 铝合金蜂窝结构轴向压缩吸能特性[J]. 材料科学与工程学报, 2015, 33(5): 675-679.
- CAI Mao, GAO Qun, ZONG Zhijian. Energy absorption properties of honeycomb structured aluminum under axial compression[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2015, 33(5): 675-679.
- [6] 井玉安, 王玉民, 韩静涛, 等. 钢蜂窝夹芯结构的准静态压缩吸能特性[J]. 机械工程材料, 2009, 33(5): 55-58.
- JING Yu'an, WANG Yumin, HAN Jingtao, et al. Quasi-static compression energy-absorption properties of steel honeycomb

structures[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2009, 33(5): 55-58.

[7] 王中钢, 鲁寨军. 铝蜂窝异面压缩吸能特性实验评估[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2013, 44(3): 1246-1251.

WANG Zhonggang, LU Zhaijun. Experimental assessment on energy absorption property of aluminum honeycomb under out-of-plane compression[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2013, 44(3): 1246-1251.

[8] 王宏磊. 蜂窝夹芯复合材料的力学性能研究[D]. 长春: 吉林大学, 2019.

WANG Honglei. Research on mechanical properties of honeycomb sandwich composite material[D]. Changchun: Jilin University, 2019.

[9] 窦明月, 王显峰, 张冬梅, 等. Nomex蜂窝芯静态压缩屈曲与后屈曲分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(1): 69-74.

DOU Mingyue, WANG Xianfeng, ZHANG Dongmei, et al. Buckling and post-buckling of nomex honeycomb cores under compression[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(1): 69-74.

[10] SEEMANN R, KRAUSE D. Numerical modelling of Nomex honeycomb sandwich cores at meso-scale level[J]. Composite Structures, 2017, 159: 702-718.

[11] ASTM C365/C365M standard test method for flatwise compressive properties of sandwich Cores[S]. American Society for Testing and Materials, 2005.

[12] 毕红艳, 段友社, 谢凯文. 共固化成型蜂窝夹层结构缺陷分析及工艺改进[J]. 航空制造技术, 2014, 57(15): 106-109.

BI Hongyan, DUAN Youshe, XIE Kaiwen. Study on process improvement and production defects of Co-cured sandwich composite structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(15): 106-109.

[13] 闫恩玮, 杨绍昌. U型蜂窝夹芯前缘制造技术研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(17): 80-83.

YAN Enwei, YANG Shaochang. Manufacture of U shape honeycomb sandwich leading edge[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(17): 80-83.

[14] Hex WebTM. Honeycomb attributes and properties [EB/OL]. [2015-06-10]. [http://www.hexcel.com/Resources/Data Sheets/Brochure Data Sheets/Honey-comb Attributes and Properties.pdf](http://www.hexcel.com/Resources/Data%20Sheets/Brochure%20Data%20Sheets/Honey-comb%20Attributes%20and%20Properties.pdf).

[15] 杜邦TM. 蜂窝复合材料 [EB/OL]. [2015-06-10]. [http://www.DuPont.cn/Products and Services/Fabrics Fibers Nonwovens/Fibers/Uses and Applications/ Aerospace Marine rail.html](http://www.DuPont.cn/Products%20and%20Services/Fabrics%20Fibers%20Nonwovens/Fibers/Uses%20and%20Applications/Aerospace%20Marine%20rail.html).

DuPontTM. Honeycomb composites[EB/OL]. [2015-06-10]. [http://www.DuPont.cn/Products and Services/Fabrics Fibers Nonwovens/Fibers/Uses and Applications/ Aerospace Marine rail.html](http://www.DuPont.cn/Products%20and%20Services/Fabrics%20Fibers%20Nonwovens/Fibers/Uses%20and%20Applications/Aerospace%20Marine%20rail.html).

[16] 华洲. 复合材料蜂窝夹芯板结构损伤及其修理后仿真分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.

HUA Zhou. Numerical analysis on damage and repair of honeycomb sandwich composite panels[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.

[17] SUN G, LI S, LIU Q, et al. Experimental study on crashworthiness of empty/aluminum foam/honeycomb-filled CFRP tubes[J]. Composite Structures, 2016, 152: 969-993.

[18] SUN G Y, HUO X T, CHEN D D, et al. Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression[J]. Materials & Design, 2017, 133: 154-168.

通讯作者: 高维成, 教授, 主要研究方向为飞行器结构与复合材料, E-mail: gaoweicheng@sina.com.

(责编 古京)