

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.01.011

## Nomex 蜂窝芯静态压缩屈曲与后屈曲分析

窦明月<sup>1</sup> 王显峰<sup>1</sup> 张冬梅<sup>2</sup> 赵聪<sup>1</sup> 肖军<sup>1</sup> 徐福泉<sup>3</sup>

(1.南京航空航天大学材料科学与技术学院,南京,210016; 2.上海飞机制造有限公司,上海,200436;  
3.航空工业哈尔滨飞机工业集团有限公司,哈尔滨,150066)

**摘要:**基于自动铺丝工艺,为获得良好的蜂窝夹层结构自动铺放成型质量,建立了Nomex蜂窝芯在压辊压力下的屈曲、后屈曲和破坏整个失效过程的数值分析方法。采用线性屈曲分析法(特征值分析法)对蜂窝单元进行屈曲分析,得到一阶屈曲模态、屈曲特征值及屈曲载荷;引入初始结构几何缺陷,采用非线性屈曲分析法(弧长法)对Nomex蜂窝单元后屈曲行为进行分析,输出参考点RP-1的载荷-位移曲线,得到弧长法计算的屈曲载荷以及极限载荷值。通过对比试验结果与两种屈曲分析法得到:对于分析临界屈曲载荷,特征值法较弧长法更精确;而弧长法可以更好模拟结构的后屈曲行为,计算结果与试验数据基本吻合,为Nomex蜂窝夹心结构自动铺放成型过程中铺放压力的选取提供参考。

**关键词:**自动铺丝成型;Nomex蜂窝芯;屈曲;后屈曲;特征值法;弧长法

**中图分类号:**V475 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2019)01-0069-06

## Buckling and Post-Buckling of Nomex Honeycomb Cores Under Compression

DOU Mingyue<sup>1</sup>, WANG Xianfeng<sup>1</sup>, ZHANG Dongmei<sup>2</sup>, ZHAO Cong<sup>1</sup>, XIAO Jun<sup>1</sup>, XU Fuquan<sup>3</sup>

(1. College of Materials Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China; 2. Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd, Shanghai, 200436, China;  
3. Aviation Industry Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd, Harbin, 150066, China)

**Abstract:** In order to obtain a good honeycomb sandwich structure automatic placement quality, based on the automated fiber placement a numerical method for buckling, post-buckling and failure of Nomex honeycomb cores under compression load are established. The linear buckling method (eigenvalue method) is used to analyze buckling of honeycomb cell and the first-order buckling mode, the buckling eigenvalue and load are obtained. The initial geometrical defects are introduced, and non-linear buckling method (arc length method) is used to analyze the post-buckling behavior of Nomex honeycomb cell. According to the load-displacement curve of RP-1, the buckling load and the limit load of the arc length method are obtained. Contrasting the data of the finite element buckling analysis and experiment, some conclusions can be obtained: The eigenvalue method is more accurate than the arc length method in buckling analysis, but the arc length method can simulate post-buckling behavior better. The calculated results are basically consistent with the experimental data. A reference is provided for selecting the placement pressure in the process of automatic placement of Nomex honeycomb sandwich structure.

**Key words:** automated fiber placement; Nomex honeycomb core; buckling; post-buckling; eigenvalue method; arc length method

**基金项目:**国家重点基础研究发展计划(“九七三”计划)(2014CB046501)资助项目;“高档数控机床与基础制造装备”科技重大专项(2017ZX04009001)资助项目。

**收稿日期:**2018-06-26;**修订日期:**2018-07-29

**通信作者:**王显峰,男,副教授,E-mail:wangxf@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**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.

蜂窝夹层结构由上、下面板和中间蜂窝芯 3 部分组成,这类结构具有很高的比强度和比刚度等优点。其中 Nomex 蜂窝芯以其耐高温、高强度、高刚度、低密度、耐腐蚀和优异的绝缘性能等特点,在航空航天、交通运输和具有特殊要求的其他领域中得到广泛应用,如发动机的整流罩、进气道和地板梁等。目前对于此类夹层结构的成型工艺,主要以手糊铺放为主,存在着精度差、劳动强度高、材料利用率低以及质量稳定性差等缺点。为解决上述问题,Wilden 等在复合材料机身的先进技术研究中提到采用了自动铺丝技术制作夹层结构的方法<sup>[1]</sup>。自动铺丝技术是集纤维缠绕和自动铺带技术的优点于一身的先进复合材料制造技术,适合复杂曲面的自动成型且能有效地提高成型效率和质量<sup>[2]</sup>。原崇新等<sup>[3]</sup>采用自动铺丝机铺放 Nomex 蜂窝芯,发现铺放过程中,由于 Nomex 蜂窝芯的抗压强度较低,铺放压力即铺放压实力需要合理选择。显然,铺放压力作用下蜂窝芯变形行为的研究对合理铺放工艺的设计起决定性作用。

Nomex 蜂窝芯一般为正六边形结构,是一种结构性材料,当其受压缩、剪切等载荷作用时,常因稳定性问题而发生失效。采用自动铺丝技术制造蜂窝夹层结构,考虑到在铺放过程中铺放压力会导致 Nomex 蜂窝芯发生屈曲或破坏,因此以 Nomex 蜂窝芯的临界屈曲载荷为铺放压力上限。

目前,国内外针对 Nomex 蜂窝芯承受压缩载荷时的屈曲和后屈曲问题,进行了一定的研究和总结。王冬梅<sup>[4]</sup>详细阐述了纸蜂窝芯的压缩破坏过程和蜂窝壁受载破坏机理,发现纸蜂窝芯的压缩破坏,主要是蜂窝壁屈曲。梁秀等<sup>[5]</sup>通过对蜂窝纸芯有限元模型的上表面节点施加不同位移载荷,发现蜂窝芯静态压缩至失效过程可分为线弹性、弹塑性、塑性坍塌以及密实化 4 个阶段,与实验结论基本吻合,并提出利用屈曲波数目表征蜂窝纸芯变形程度。梁森等<sup>[6]</sup>以正六边形蜂窝芯为例,结合细长杆与薄壁板的稳定理论,得到蜂窝胞元壳屈曲的失稳临界载荷,提出蜂窝芯含有几何缺陷和材料缺陷。Seemann 等<sup>[7]</sup>对 Nomex 蜂窝芯拉伸、压缩和剪切进行有限元模拟分析,将材料缺陷引入到有限元模型中,并将模拟得到的数据与实验数据进行对比,得到采用蜂窝单胞和适当边界条件的有限元模型可以表征大尺寸 Nomex 蜂窝芯试样的拉伸、压缩和剪切载荷。孙德强等<sup>[8]</sup>基于蜂窝单元阵列的方法,构筑了单双壁厚六边形蜂窝芯材异面类静态压缩有限元数值计算模型和分析方法。

在上述研究基础上,本文采用 Abaqus 软件中的线性屈曲与非线性屈曲分析法,建立正六边形 Nomex 蜂窝芯单胞有限元模型,对加载过程中 Nomex 蜂窝芯静态压缩下屈曲和后屈曲过程进行了模拟与分析,对比 Nomex 蜂窝芯压缩实验与仿真分析的结果,确定 Nomex 蜂窝芯的临界屈曲载荷和极限载荷,为 Nomex 蜂窝芯的稳定性分析与破坏分析提供方法和依据。

## 1 有限元屈曲分析方法

有限元屈曲分析用于研究结构在特定载荷下的稳定性和确定结构失稳的临界载荷值,线性屈曲和非线性屈曲是最为常见的分析方法。

### 1.1 线性屈曲分析

线性屈曲分析可以考虑固定的预载荷,也可使用惯性释放<sup>[9]</sup>。在使用 Abaqus 分析过程中,线性屈曲分析被定义为特征值屈曲预测,通常用于评估刚性结构的临界屈曲载荷<sup>[9]</sup>。

在 Abaqus 的线性特征值屈曲问题中,由于载荷使模型刚度矩阵变得奇异,因此方程(1)具有非齐次解。

$$[\mathbf{K}_0 + \lambda_i \mathbf{K}_G]\{U_i\} = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{K}_0$ 为结构的刚度矩阵; $\mathbf{K}_G$ 为结构的几何刚度矩阵; $\lambda_i$ 为屈曲特征值; $\{U_i\}$ 为屈曲特征值向量; $i$ 为第  $i$  屈曲模态。

对式(1)进行求解,获得第一阶屈曲模态特征值  $\lambda_1$ ,代入式(2)中,获得临界屈曲载荷值。

$$F = P + \lambda_1 Q \quad (2)$$

式中: $F$ 为临界屈曲载荷; $P$ 为预加载荷; $\lambda_1$ 为一阶屈曲特征值; $Q$ 为扰动载荷。

### 1.2 非线性屈曲分析

非线性屈曲分析包括几何非线性失稳分析、弹塑性失稳分析和非线性后屈曲分析<sup>[9]</sup>。在使用 Abaqus 分析过程中,非线性屈曲分析被称为不稳定倒塌和后屈曲分析,其中弧长(risk)法在近几年来被广泛用于解决几何非线性问题和不稳定的后屈曲响应,其主要用于评估结构的最大临界载荷以及屈曲之后的后屈曲状态<sup>[9]</sup>。

在 Abaqus 的非线性屈曲问题中,通过“改进的弧长法”,建立不稳定响应的静力平衡状态,即载荷为比例加载,载荷大小由一个标量参数控制。Risk 法中每一分析步的加载成比例,当前载荷  $P_i$  可用式(3)计算

$$P_i = P_0 + \lambda(P_r - P_0) \quad (3)$$

式中: $P_t$ 为当前载荷; $P_0$ 为历史分析步终止载荷; $\lambda$ 为载荷比例因子; $P_r$ 为参考载荷。

## 2 有限元模型建立与分析

### 2.1 蜂窝芯有限元模型

在Nomex蜂窝芯静态压缩试验中,芯格数目较多,若建立同等尺寸的有限元模型会增大计算量。Liu等<sup>[10-11]</sup>基于双壁和相邻的两个单壁形成“Y”形横截面的柱状蜂窝单元,如图1中B所示,建立了六边形蜂窝芯材的有限元模型,为了确保蜂窝芯的几何对称性以及模拟准确性,施加许多复杂的边界条件。Asprone等<sup>[12]</sup>建立了新的蜂窝单元,如图1中A所示,对与正六边形相接的6个蜂窝壁施加对称边界条件,计算效率和数值分析准确率大大提高。因此,本文采用图1中A所示蜂窝单元建里有限元模型,并施加合理的边界条件。

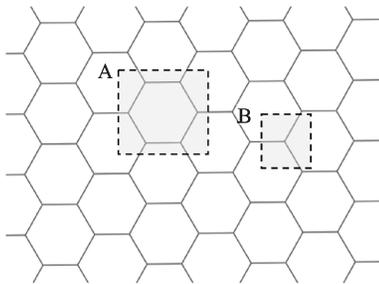


图1 Nomex蜂窝单元

Fig. 1 Nomex honeycomb cell

本文以正六边形Nomex蜂窝芯为研究对象,Nomex蜂窝芯基本材料属性如表1所示。在Abaqus/standard 6.13软件中采用拉伸法建立12.7 mm厚的蜂窝芯单胞壳单元有限元模型,为提高计算精度,网格划分类型为S4R,尺寸为0.25 mm,如图2所示。

表1 Nomex蜂窝芯材料参数

Tab. 1 Material properties of Nomex honeycomb cores

参数	Nomex蜂窝芯
单层壁厚/mm	0.05
厚度H/mm	12.7
屈服应力/MPa	60
弹性模量/MPa	623
泊松比	0.3

### 2.2 线性屈曲分析结果

在Abaqus的蜂窝芯单胞有限模型中,创建参考点RP-1,如图3(a)所示。切换到Interaction模块,将RP-1与6个芯格边进行耦合约束,耦合类型为Kinematic,约束耦合点与参考点之间为刚性约

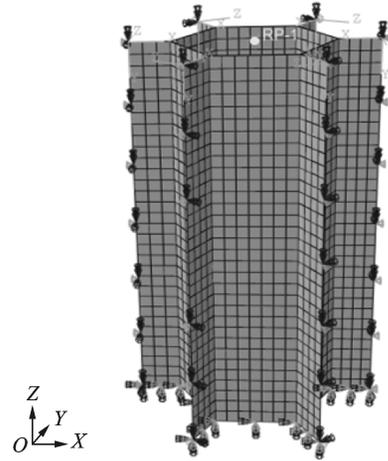
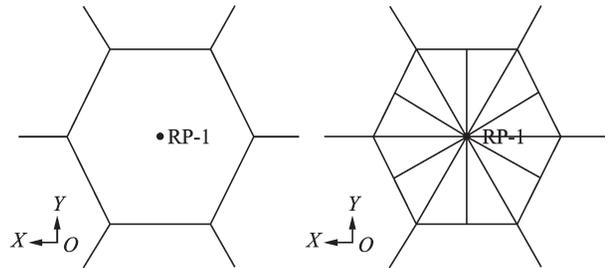


图2 蜂窝单胞有限元模型

Fig. 2 FEM model of honeycomb cores

束,如图3(b)所示。切换到Load模块,对参考点RP-1施加集中力,载荷大小30 N,方向为Z轴负方向,即蜂窝芯的厚度方对蜂窝芯单胞进行特征值屈曲分析,得到第一阶屈曲模态,如图4所示。



(a) Creating of reference point RP-1 (b) Coupling constraint

图3 参考点RP-1

Fig. 3 Reference point RP-1

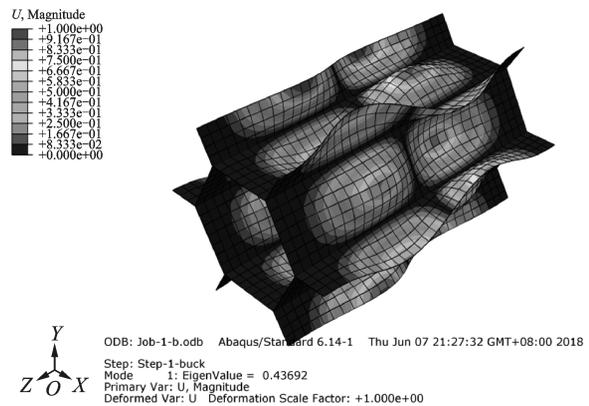


图4 一阶屈曲模态

Fig. 4 First rank buckling mode of honeycomb cell

从图中可以看出,蜂窝壁发生局部屈曲,出现2个半波,第一屈曲模态的特征值为0.43692,临界屈曲载荷 $F = \lambda_1 Q = 13.11$  N。

### 2.3 非线性屈曲与后屈曲分析结果

采用Risk法对蜂窝芯进行屈曲和后屈曲分

析,考虑 Nomex 蜂窝在加工制造过程中,会产生材料缺陷和几何缺陷,在特征屈曲分析的基础上,将一阶屈曲形状的 1% 作为初始几何缺陷引入分线性屈曲分析,该缺陷用于结构的后屈曲响应。蜂窝单元有限元模型参数和边界条件不变,施加载荷大小改为 10 N。在加载过程中,蜂窝壁发生局部屈曲和折叠,如图 5—7 所示。

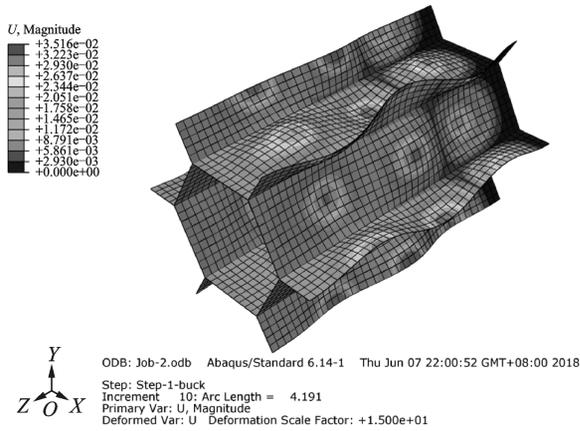


图 5 局部屈曲

Fig. 5 Local buckling of honeycomb wall

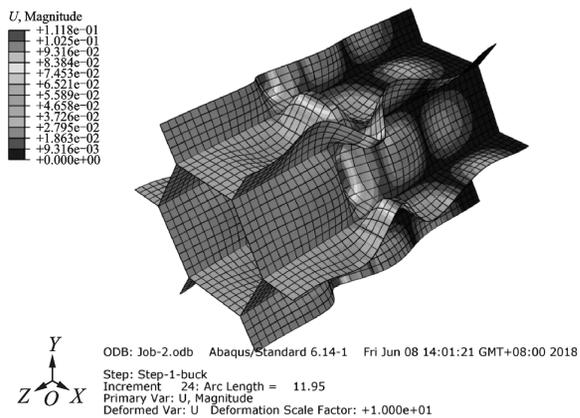


图 6 蜂窝壁折叠

Fig. 6 Fold honeycomb wall

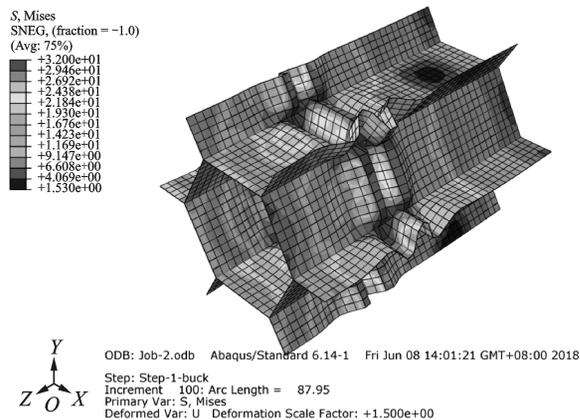


图 7 蜂窝壁分层折叠

Fig. 7 Layered folding of honeycomb wall

由图 5—6 可以看出,蜂窝芯单胞在加载过程中,蜂窝壁部位出现局部屈曲,随着载荷的继续增加,蜂窝壁屈曲半波的波峰处应变最大,先开始出现折叠变形。由图 7 可以看出,载荷继续增加,由于处于屈曲半波的波峰和波谷处相继出现折叠变形,蜂窝芯承载力降低。

由于 RP-1 点与芯格边为刚性约束,RP-1 点的运动等效蜂窝芯受力加载端,所以输出 RP-1 点的位移和载荷,如图 8 所示。

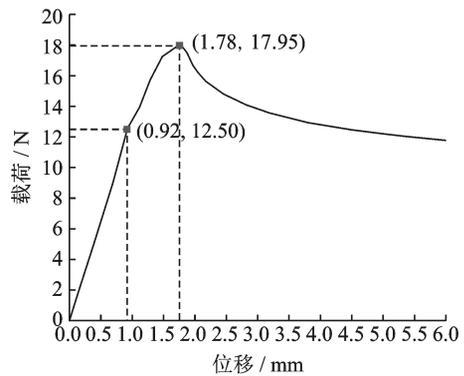


图 8 RP-1 点的位移和载荷曲线

Fig. 8 Load-displacement curve of RP-1

由图 8 曲线可知,Nomex 蜂窝芯受压至破坏有 3 个阶段。当  $F=12.50$  N 时,载荷-位移曲线斜率发生了改变,此时 Nomex 蜂窝芯发生的屈曲;继续加载,蜂窝芯开始进入了后屈曲阶段,这一阶段发生了塑性变化,极限载荷为 17.95 N;超过最大承受载荷后,载荷减小,位移逐渐增加。所以采用非线性 Risk 法分析,得出蜂窝芯的临界屈曲载荷  $F=12.50$  N,极限载荷为 17.95 N。

### 3 实验验证

#### 3.1 Nomex 蜂窝芯试样

Nomex 蜂窝芯一般为正六边形结构,通过拉伸定型、浸胶固化制作而成,蜂窝壁厚度不均匀,为单双壁结构,双壁厚度为单壁两倍,与胶接面方向平行于  $L$  方向,延展方向及垂直于厚度和胶接面方向为  $W$  方向,厚度方向为  $H$ ,如图 9 所示。本文实验所选用的正六边形 Nomex 蜂窝芯由中国航空材料研究院提供,密度为  $32 \text{ kg/m}^3$ ,正六边形内接圆直径为 4.76 mm。

#### 3.2 Nomex 蜂窝芯压缩实验

Nomex 蜂窝芯沿  $H$ (厚度)方向上的平面压缩和  $L$  方向上的横向剪切性能是关键力学性能。本文研究 Nomex 蜂窝芯的屈曲与后屈曲,即研究厚度方向的平面压缩性能,按照 ASTM C365-2011a 标准,将测试样品切割成  $60 \text{ mm} \times 60 \text{ mm}$  的尺寸,

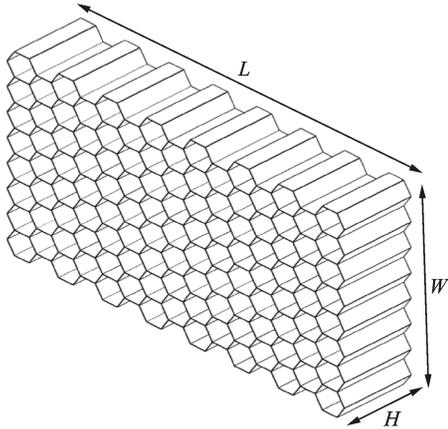
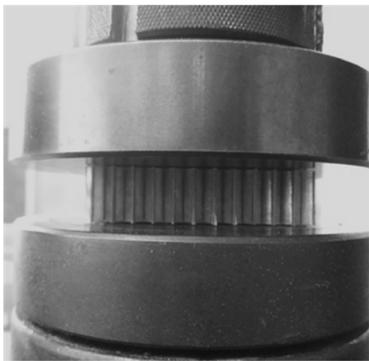


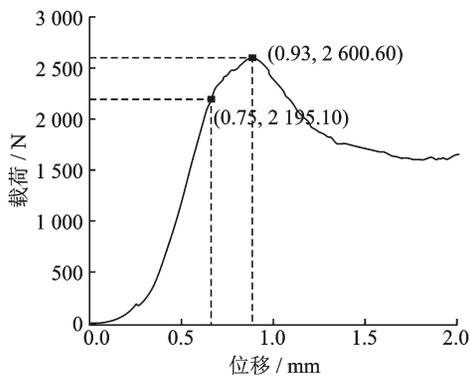
图9 Nomex蜂窝芯

Fig. 9 Nomex Honeycomb Cores

所对应的芯格数为144个,所用加载设备为微机控制电子万能试验机,实验设备加载速率为1 mm/min,如图10(a)所示。输出数据为蜂窝芯的压缩位移-载荷曲线,如图10(b)所示。



(a) Static loading of Nomex honeycomb core



(b) Compression load displacement curve of Nomex honeycomb core

图10 Nomex蜂窝芯压缩实验

Fig. 10 Nomex honeycomb core compression experiment

对于正六边形蜂窝芯材,其承受压缩载荷时,均由蜂窝材料的蜂窝壁承受载荷,并且压缩过程分为4个阶段:线弹性阶段、弹塑性阶段、塑性坍塌阶段和密实化阶段。线弹性阶段中蜂窝芯的载荷与位移成线性正比关系,在线弹性阶段的压缩变形可以恢复;弹塑性阶段中载荷与位移成非线性关系,

蜂窝芯有弹性屈曲变为塑性屈曲,载荷达到最大值,变形不可恢复;塑性坍塌阶段中载荷大小基本保持不变,位移不断增加,蜂窝壁逐渐分层次折叠,进入塑性折叠阶段;到达密实化阶段,载荷迅速增加,蜂窝壁沿着厚度方向完全折叠在一起。

从图10(b)所示的位移-载荷曲线,得到蜂窝芯的临界屈曲载荷为2 195.10 N,极限载荷为2 600.60 N,所加载的芯格数为144,每1个蜂窝芯格的临界屈曲载荷为15.24 N,极限载荷为18.05 N。

## 4 数据分析

表2列出了Nomex蜂窝单元特征值和弧长分析法计算结果与实验结果进行数据对比。从表2中可以看出,特征值法的屈曲载荷误差为13.98%,弧长法的屈曲载荷为17.98%,特征值法计算出的屈曲载荷更接近试验结果。这是因为特征值分析是分析完整结构的屈曲临界点的状态特征;而弧长分析法针对引入了几何缺陷的结构。但是,引入了几何缺陷的弧长法,可以分析结构屈曲失稳后的后屈曲行为,模拟结构整个加载过程。

表2 屈曲结果对比

Tab. 2 Contrast of buckling results

方法	屈曲载荷/N	误差/%
特征值法	13.11	13.98
弧长法	12.50	17.98
实验	15.24	

表3列出了Nomex蜂窝单元弧长法计算得出的极限载荷与试验数值对比,误差较小,弧长法的后屈曲行为与实验结果吻合较好,可以较好地模拟Nomex蜂窝芯的屈曲、后屈曲及破坏的行为,展现了Nomex蜂窝单元压缩加载过程。

表3 极限载荷对比

Tab. 3 Contrast of Limit load

方法	极限载荷/N	误差/%
弧长法	17.95	2.97
实验	18.50	

## 5 结论

(1) Nomex蜂窝芯受到沿厚度方向的压缩载荷时,主要是蜂窝壁承受压缩载荷,先发生局部屈曲;随着载荷增大,蜂窝壁屈曲半波的波峰处应变最大,开始出现折叠变形;继续增加载荷,处于屈曲半波的波峰和波谷处相继出现折叠变形,最后发生破坏。

(2) 对于正六边形Nomex蜂窝结构,分析其

屈曲以及后屈曲过程时,特征值屈曲法对临界屈曲载荷的分析相较于弧长法更为精确,而弧长法可以模拟后屈曲行为,计算结构的极限载荷。

(3) 本文所采用的数值仿真方法较好地模拟了 Nomex 蜂窝芯从出现屈曲直至结构破坏整个过程,仿真计算结果与实验结果基本吻合,为 Nomex 蜂窝夹心结构自动铺放成型过程中铺放压力的选取提供参考。

#### 参考文献:

- [1] WILDEN K S, HARRIS C G, FLYNN B W, et al. Advanced technology composite fuselage-manufacturing[R]. Hampton:NASA Langley Research Center, 1997.
- [2] 肖军,李勇,文立伟,等.树脂基复合材料自动铺放技术进展[J].中国材料进展,2009,28(6):28-32.  
XIAO Jun, LI Yong, WEN Liwei, et al. Progress of automated placement technology for polymer composites[J]. Materials China, 2009, 28(6):28-32.
- [3] 原崇新,汲生成,赵新福,等.蜂窝夹层结构自动铺丝工艺试验研究与优化[J].航空制造技术,2017,60(23):74-78.  
YUAN Chongxin, JI Shengcheng, ZHAO Xinfu, et al. Experimental study and optimization of automated fiber placement for honeycomb sandwich structures [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(23):74-78.
- [4] 王冬梅.蜂窝纸板压缩破坏机理研究[J].包装工程,2006,27(1):37-39,63.  
WANG Dongmei. Compression breakage properties research on the honeycomb fibreboard[J]. Packaging Engineering, 2006, 27(1):37-39, 63.
- [5] 梁秀,王玉龙,丁辉.蜂窝纸芯静态压缩性能有限元分析[J].包装工程,2015(19):59-63.  
LIANG Xiu, WANG Yulong, DING Hui. Finite element analysis of static compression performance of honeycomb paper-core [J]. Packaging Engineering, 2015(19):59-63.
- [6] 梁森,陈花玲,梁天锡.蜂窝夹芯胞元壳的屈曲特性研究[J].机械工程学报,2004,40(12):90-95.  
LIANG Sen, CHEN Hualing, LIANG Tianxi. Buckling properties of honeycomb core cell shells [J]. Mechanical Engineering, 2004, 40(12):90-95.
- [7] SEEMANN R, KRAUSE D. Numerical modeling of Nomex honeycomb sandwich cores at meso-scale level [J]. Composite Structures, 2016, 159(1):702-718.
- [8] 孙德强,孙玉瑾,郑波波,等.六边形蜂窝芯异面类静态压缩力学行为的仿真分析[J].包装工程,2014(1):18-22.  
SUN Deqiang, SUN Yujin, ZHENG Bobo, et al. Simulation analysis of the out-of-plane quasi-static compression of hexagonal honeycomb cores [J]. Packaging Engineering, 2014(1):18-22.
- [9] 江丙云,孔祥宏,罗元元,等.ABAQUS工程实例详解[M].北京:人民邮电出版社,2014.
- [10] LIU L, MENG P, WANG H, et al. The flatwise compressive properties of Nomex honeycomb core with debonding imperfections in the double cell wall [J]. Composites Part B, 2015, 76:122-132.
- [11] LIU L, WANG H, GUAN Z. Experimental and numerical study on the mechanical response of Nomex honeycomb core under transverse loading [J]. Composite Structures, 2015, 121:304-314.
- [12] ASPRONE D, AURICCHIO F, MENNA C, et al. Statistical finite element analysis of the buckling behavior of honeycomb structures [J]. Composite Structures, 2013, 105(8):240-255.

(编辑:刘彦东)