

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.01.009

## 开孔变刚度层合板压缩屈曲性能研究

张荣荣 王显峰 王跃全 顾杰斐 赵 聪

(南京航空航天大学材料科学与技术学院,南京,211106)

**摘要:**针对开孔变刚度层合板,建立 3 种尺寸的层合板有限元模型,采用了线性屈曲、引入残余热应力的线性屈曲和引入初始缺陷的非线性屈曲的 3 种分析方法,研究了开孔层合板在压缩条件下的屈曲行为,并通过自动铺丝制造层合板进行试验对比,对 3 种方法的合理性进行了分析。结果表明,引入残余热应力的线性屈曲分析方法与试验结果最吻合,两者仅相差 0.63%。基于该方法,讨论开孔层合板残余热应力分布特点和应力水平,得出了开孔层合板的应力分布云图和应力分布规律,计算出残余热应力对开孔复合材料层合的屈曲影响。结果表明,残余热应力对传统直线开孔层合板的屈曲载荷影响很小,仅提高了 3.57%,但大大提高了变刚度开孔层合板的屈曲载荷,最多可达 23.40%。说明纤维曲线铺放可以改变内部残余热应力的分布,提高整个开孔层合板承载压缩载荷的能力。

**关键词:**变刚度;开孔;残余热应力;线性屈曲;非线性屈曲

**中图分类号:**TB332      **文献标志码:**A      **文章编号:**1005-2615(2018)01-0061-10

## Buckling Analysis of Variable Stiffness Composite Panels with Holes Under Compression

ZHANG Rongrong, WANG Xianfeng, WANG Yuequan, GU Jiefei, ZHAO Cong

(College of Material Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 211106, China)

**Abstract:** For the study of the buckling behavior of the variable-angle-laminated composite plate under compression loading, three buckling analysis methods are carried out to model the variable-angle-laminated composite plate with holes: linear buckling analysis, linear buckling analysis with residual thermal stresses and non-linear buckling analysis with initial imperfections. Then experiments are conducted to verify the rationality of the three methods. It is shown that linear buckling analysis method with residual thermal stresses agrees well with the experimental results, which only differs by 0.63%. With this method, the residual thermal stress distribution characteristics and stress level are discussed to find the stress distribution nephogram and the stress distribution law. And then the influence of residual thermal stress on the buckling behavior of the variable-angle-laminated composite plate is calculated. The results show that the residual thermal stress has little influence on the buckling behavior of the straight fiber laminate only with a 3.57% increase, while the buckling behavior of the variable-angle-laminated composite plate improves significantly, which increases up to 23.40%. It is shown that curvilinear fiber can change the distribution of residual thermal stress, which reduces the combined resultant stress near the center of the composite plate

**基金项目:**高档数控机床与基础制造装备科技重大专项(2016ZX04002-00)资助项目;江苏省高校优势学科建设资助项目。

**收稿日期:**2017-05-02;**修订日期:**2017-08-28

**通信作者:**王显峰,男,副教授,硕士生导师,E-mail:wangxi@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**张荣荣,王显峰,王跃全,等.开孔变刚度层合板压缩屈曲性能研究[J].南京航空航天大学学报,2018,50(1):61-70. ZHANG Rongrong, WANG Xianfeng, WANG Yuequan, et al. Buckling analysis of variable stiffness composite panels with holes under compression[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(1):61-70.

with holes, so the critical buckling load of the laminate with hole increases.

**Key words:** variable stiffness; holes; residual thermal stresses; linear buckling; non-linear buckling

复合材料具有比强度大、比刚度高和抗疲劳性能好等特点,广泛应用于航空、航天等领域<sup>[1]</sup>。实际工程中,大量复合材料层合板需要开孔,用于窗户、门和满足连接等要求。开孔层合板在孔周围的应力集中削弱了承载力。因为开孔的存在破坏了长纤维的连续性,改变了结构的传力路线,还会导致结构因局部刚度的突变而在孔边区域产生应力集中<sup>[2]</sup>。传统解决开孔层合板性能降低的方法是增加开孔处的厚度,以提高开孔板中心的强度,但这样会增加构件的质量和结构不均匀。一个更有效的方式是面内纤维曲线铺设。变刚度开孔层合板因纤维取向不断变化,其刚度随空间位置的不同而变化,因此纤维曲线层合板又称为变刚度层合板<sup>[3]</sup>。与传统铺层相比,变刚度层合板的刚度是逐渐变化的,减小了应力集中,变刚度复合材料正成为复合材料发展的新趋势。

Gürdal 和 Olmedo<sup>[4]</sup>最先提出变刚度概念,并研制出变刚度层合板,发现相比于刚度均匀层合板,轴向刚度提高了 50%。Banchuk<sup>[5,6]</sup>, Pedersen<sup>[7,8]</sup>, Duvaut<sup>[9]</sup>, Gürdal<sup>[10]</sup>, Wu<sup>[11]</sup> 以及 Jegley<sup>[12-13]</sup>等用数值模拟和实验方法研究纤维角度对层合板性能的影响,通过优化纤维曲线铺设角度,提高了层合板承载压缩载荷的能力。

纤维曲线铺设开孔构件的屈曲性能研究集中在优化铺设角度,提高屈曲性能。Hyer<sup>[14-17]</sup>和 Lopes<sup>[18]</sup>用线性屈曲分析方法,分别模拟了开孔变刚度层合板在纤维角度沿着载荷变化和垂直于载荷变化的压缩屈曲性能。马永前<sup>[19]</sup>模拟了压缩载荷下变刚度层合板的线性屈曲性能,发现线性屈曲载荷得到明显提高,幅度达 14%。越来越多的学者引入初始缺陷计算开孔变刚度层合板的非线性屈曲分析。Han<sup>[20]</sup>和 Jegley<sup>[13]</sup>采用引入初始缺陷的非线性屈曲模拟分析开孔变刚度层合板压缩屈曲性能。刘润冰<sup>[21]</sup>讨论了引入初始缺陷的大小对开孔变刚度层合板的非线性屈曲载荷的影响。目前引入残余热应力计算屈曲载荷主要针对完整的变刚度平板。Wu 等<sup>[22]</sup>首先提出模拟和实验结果差别原因是残余热应力的作用。Abdalla<sup>[23]</sup>验证了引入残余热应力的数值模拟更吻合实验结果。Lopes<sup>[24,25]</sup>分析了残余热应力对完整变刚度层合板屈曲性能的影响。

综上所述,关于开孔变刚度层合板的屈曲有多种分析方法,而残余热应力对开孔变刚度层合板的影响研究也鲜有报道。本文针对变刚度开孔层合

板压缩载荷下的屈曲性能,采用了线性屈曲、引入残余热应力的线性屈曲、引入初始缺陷的非线性屈曲的 3 种分析方法,并通过与实验结果对比,确定了最优分析算法,为未来变刚度开孔层合板不同载荷下的屈曲计算提供方法参考。

## 1 变刚度层合板纤维曲线铺设轨迹的定义

### 1.1 纤维曲线参考路径的定义

变刚度层合板每一层内纤维角度不断变化,整个变刚度层合板轨迹形成,可先定义参考轨迹,其余轨迹则通过垂直于纤维变化方向的平移参考路径形成。参考路径的定义如图 1 所示,纤维方向角度  $\theta$  沿着参考几何轴  $r$  呈线性变化<sup>[13]</sup>。

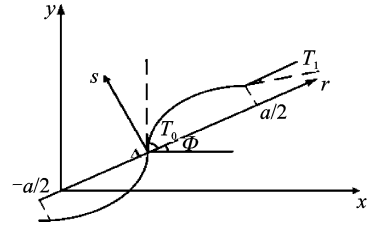


图 1 纤维曲线铺设参考路径的定义

Fig. 1 Definition of curvilinear reference path

纤维曲线铺设层合板的单层铺设角度可表示为  $\Phi \pm \langle T_0 | T_1 \rangle$ 。其中  $\Phi$  为参考坐标轴  $r$  和  $x$  轴方向的夹角;  $T_0$  为纤维在参考坐标系原点处和  $r$  轴方向的夹角;  $T_1$  为纤维在距离参考坐标系原点  $a/2$  处和  $r$  轴方向的夹角。

曲线铺设的纤维在任意一点和  $x$  轴方向的夹角随参考坐标轴  $r$  的变化关系式为

$$\theta(r) = \Phi + \frac{T_1 - T_0}{a} r + T_0 \quad (1)$$

图 2 是模型示意图,变刚度层合板建立有限元模型主要包括以下几个步骤。

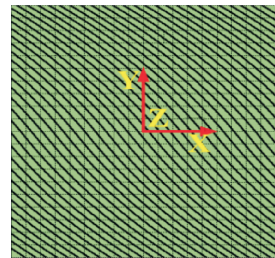


图 2  $[90 \pm \langle 55 | 35 \rangle]_{4s}$  建模示意图

Fig. 2 Modeling diagram of  $[90 \pm \langle 55 | 35 \rangle]_{4s}$

(1)有限元软件将平板离散化成小单元,并导出每个小单元的编号和坐标。

(2)编写 MATLAB 程序,导入单元信息,编译式(1),计算变刚度平板上每个单元的角度。

(3)有限元软件建立离散场,将计算出的角度导入,建立纤维曲线铺放的有限元模型。

### 1.2 数值模型和边界条件

建立含有孔洞的平板和完整平板模型,平板尺寸为 100 mm × 100 mm, 300 mm × 300 mm 和 500 mm × 500 mm,孔洞直径为平板的 1/4 边长。选用的复合材料为 3k-HF10A-NY9200GA,属性见表 1。为了方便表示,将 100 mm × 100 mm, 300 mm × 300 mm 和 500 mm × 500 mm 分别表示为 S, M 和 B。

表 1 3k-HF10A-NY9200GA 的材料参数

Tab. 1 Parameters of 3k-HF10A-NY9200GA

Parameter	Value
Elasticity properties	$E_1 = 155 \text{ GPa}, E_2 = 9.2 \text{ GPa}$ $G_{12} = 5.1 \text{ GPa}, \nu_{12} = 0.36$
Thermal properties/ ( $^{\circ}\text{C}^{-1}$ )	$\alpha_1 = -3.42 \times 10^{-7}$ $\alpha_2 = 3.44 \times 10^{-5}$

建立 16 层层合板,单层厚度 0.15 mm,层合板总厚 2.4 mm,厚度和跨度比小于 1/30,可忽略厚度方向的应力。有限元中采用常规壳单元建立模型,划分网格时采用性能稳定、可处理复杂几何和载荷工况的 S4R 单元类型进行划分<sup>[26]</sup>。

模型几何形状和边界条件如图 3 所示,模型边界自由,压缩载荷均匀施加在两边。选择刚度相近的 3 种铺设方式的层合板进行分析,传统直线铺层层合板 $[\pm 45]_{4S}$ ,纤维变角度铺层层合板: $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$ ;曲线直线混合铺层层合板: $[\pm 45 / (90 \pm < 55 | 35 >)]_3 S$ 。为了方便对比,表示开孔层合板时,在右上角加上标 H,例如 $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}^H$ ,表示铺层顺序为 $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$ 的开孔层合板。

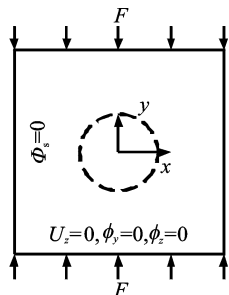


图 3 模型几何形状和边界条件

Fig. 3 Mode and boundary conditions

采用顺序耦合热应力分析计算残余热应力,它的特点是应力应变场取决于温度场,但温度场不受应力应变场的影响。具体分析步骤是:先进行热应力分析;将热分析的结果,如残余热应力的文件读入应力分析的模型中,作为预定义场<sup>[26]</sup>。根据型号 3k-HF10A-NY9200GA 预浸料固化工艺,初始温度为 25  $^{\circ}\text{C}$ ,固化需升高到 162.5  $^{\circ}\text{C}$ ,将温度差  $\Delta T = -137.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$  作为热载荷,这种温度差会在层合板内部产生残余应力,所以本文定义热分析步  $\Delta T = -137.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

## 2 中心开孔的层合板屈曲分析

变刚度通过纤维曲线铺放可以控制面内应力由中心薄弱区重新分布到有刚性支撑的四周,从而提高结构的承载能力,所以针对中心开孔的变刚度层合板的研究更有利于认识变刚度层合板的特点。

### 2.1 线性屈曲分析

线性屈曲分析在有限元软件中被定义为特征值屈曲预测,特征值是理想弹性结构的理论屈曲载荷,因此本文在利用线性屈曲分析方法对开孔层合板性能进行模拟时,假设层合板不存在初始几何缺陷,分析各个层合板压缩屈曲载荷。

图 4 为 100 mm × 100 mm, 300 mm × 300 mm 和 500 mm × 500 mm 三种尺寸层合板的线性屈曲载荷示意图。这 3 种尺寸的层合板屈曲载荷变化趋势相同,无论哪种尺寸,都是刚度均匀层合板 $[\pm 45]_{4S}$ 屈曲载荷最小,纤维曲线铺放层合板 $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$ 屈曲载荷最大。同时,定义开孔的影响  $\delta = (\text{完整版屈曲载荷} - \text{开孔板屈曲载荷}) / \text{完整版屈曲载荷}$ 。根据表 2 可以看出,开孔对 $[\pm 45]_{4S}$ 影响最大,最大的达到了 43.29%,对 $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$ 的屈曲载荷影响较小。不同铺放方式下,试样尺寸对屈曲载荷的影响趋势完全相同,因此本文仅以 300 mm × 300 mm 层合板为例,分析不同铺层方式下层合板的线性屈曲载荷。

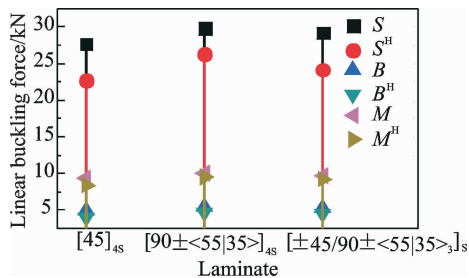


图 4 各个尺寸层合板的线性屈曲应力分布图

Fig. 4 Linear-buckling stress of all sizes of laminate

为比较相同铺层顺序下开孔对层合板屈曲性

能的影响,定义开孔影响的计算公式为:开孔影响=(完整平板屈曲载荷-开孔平板屈曲载荷)/完整平板屈曲载荷。

表2 不同规格的层合板线性屈曲载荷

Tab.2 Linear buckling load of laminated composite plates of different sizes

尺寸	$\delta/\%$		
	$[\pm 45]_{4S}$	$[90 \pm < 55   35 >]_{4S}$	$[\pm 45 / (90 \pm < 55   35 >)]_3 S$
S	8.33	5.01	3.27
M	9.47	5.89	4.35
B	43.29	33.28	33.33

表3是300 mm×300 mm尺寸的层合板线性屈曲计算结果,相对于刚度均匀层合板 $[\pm 45]_{4S}$ ,含有纤维曲线铺放层合板的屈曲载荷均有提高。不开孔时,纤维曲线铺放层合板 $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$ 和直线曲线混合铺层 $[\pm 45 / (90 \pm < 55 | 35 >)]_3 S$ 的屈曲性能,相对于刚度均匀层合板分别提高了7.75%和3.92%。但对于开孔层合板,纤维曲线铺放显示出很大的优越性,其屈曲载荷相对刚度均匀层合板提高了12.47%,直线曲线混合铺放层合板的屈曲载荷相对刚度均匀层合板的临界屈曲载荷也提高10.04%。

同时,由于孔洞的弱化效应,与完整层合板相比,开孔结构具有更低的屈曲载荷。但是与直线铺层层合板相比,纤维曲线铺放使得开孔对屈曲性能的影响从9.67%降低到了4.35%。从表3中可以看出直线曲线混合层合板的屈曲性能受开孔的影响很小,在开孔构件的铺层设计中,可以考虑这种铺层结构。

表3 300 mm×300 mm层合板的线性屈曲载荷

Tab.3 Linear buckling load of 300 mm×300 mm laminated composite plates

Stacking sequence	Buckling load/kN	Influence of hole/%	Comparison to $[\pm 45]_{4S}/\%$
$[\pm 45]_{4S}$	9.29		
$[\pm 45]_{4S}^H$	8.41	9.47	
$[90 \pm < 55   35 >]_{4S}$	10.01		7.75
$[90 \pm < 55   35 >]_{4S}^H$	9.42	5.89	12.47
$[\pm 45 / (90 \pm < 55   35 >)]_3 S$	9.66		3.92
$[\pm 45 / (90 \pm < 55   35 >)]_3 S^H$	9.24	4.35	10.04

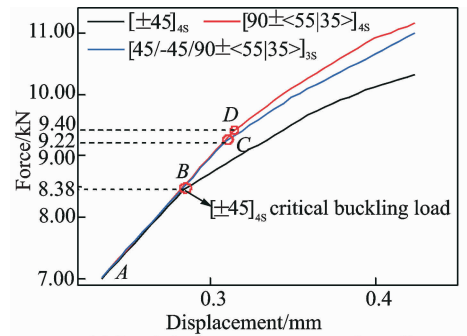
## 2.2 引入几何初始缺陷的非线性屈曲

在有限元分析中在不知道精确缺陷的形状大小情况下,可以采用几阶屈曲模态叠加而成初始缺陷,此方法较为常用,基于线性屈曲模态的缺陷,对结构屈曲分析也有价值。本文引入第一阶模态形状的

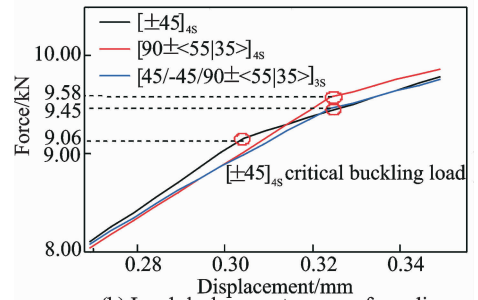
5%作为初始缺陷,采用改进弧长法计算结构的载荷-位移历程曲线,得到最大临界屈曲载荷<sup>[27]</sup>。

前文分析了不同尺寸层合板铺放方式、开孔对屈曲载荷影响,结果表明,各个尺寸层合板的变化趋势都相同。在非线形分析中,为了减少时间成本,只分析300 mm×300 mm层合板。

图5(a,b)分别是300 mm×300 mm的开孔和完整层合板的载荷-位移示意图。图5中标注层合板的曲线斜率变化处,表示在此处发生非线性屈曲。如图5(a)所示,由于这3种层合板刚度相近,在发生非线性屈曲之前,3种层合板的AB,AC和AD段的曲率相同,发生了重合。 $[\pm 45]_{4S}$ 在B点曲率变化,即表明此处发生了第一阶非线性屈曲,此时载荷为8.38 kN,比较其线型屈曲载荷8.40 kN,非线性屈曲载荷稍小一点。这是由于非线性屈曲求解时,引入了初始几何缺陷。



(a) Load-displacement curves of non-linear buckling analysis with hole



(b) Load-displacement curves of non-linear buckling analysis without hole

图5 300 mm×300 mm的非线性屈曲分析载荷-位移示意图

Fig.5 Load-displacement curves of non-linear buckling analysis of 300 mm×300 mm laminate

从图5可得,无论是开孔层合板还是完整层合板,铺层顺序为 $[\pm 45]_{4S}$ 的传统刚度均匀层合板发生非线性屈曲的屈曲载荷小于其他两种变刚度层合板。比较上述3种层合板在发生非线性屈曲后载荷-位移曲线斜率可以发现,刚度均匀层合板 $[\pm 45]_{4S}$ 明显比其他层合板的曲线曲率小,说明由于发生非线性屈曲后, $[\pm 45]_{4S}$ 的刚度不如其他两种变刚度层合板。同时,发生非线性屈曲以后,同



样的位移变形,  $[90 \pm < 55 | 35 > ]_{4S}$  的屈曲载荷最大,说明其在发生屈曲后承受压缩载荷的能力最好,  $[\pm 45]_{4S}$  层合板发生非线性屈曲后的承载能力明显不如其他两种变刚度层合板。

表 4 是 300 mm×300 mm 层合板的非线性屈曲载荷。层合板非线性屈曲载荷都小于线性屈曲载荷,最大相差 4.49%,这是由于非线性分析引入了初始几何缺陷,使得结构屈曲载荷弱化,导致计算所得的屈曲载荷变小。对于开孔层合板,非线性屈曲计算结果和线性屈曲基本一致,最大相差仅 0.36%,说明引入的内部几何缺陷对层合板的屈曲性能影响不大,一方面引入的缺陷较小,另一方面开孔板本身就是大缺陷,这说明针对开孔层合板的屈曲性能,这两种分析方法并没有什么差别。

表 4 300 mm×300 mm 层合板的非线性屈曲载荷

Tab. 4 Non-linear buckling load of 300 mm×300mm laminated composite plates

Stacking sequence	Buckling load/kN	Comparison with linear buckling / %	Comparison to $[\pm 45]_{4S}$ / %
$[\pm 45]_{4S}$	9.06	-2.53	
$[\pm 45]_{4S}^H$	8.39	-0.36	
$[90 \pm < 55   35 > ]_{4S}$	9.58	-4.49	4.59
$[90 \pm < 55   35 > ]_{4S}^H$	9.40	-0.21	12.17
$[\pm 45 / (90 \pm < 55   35 > )_3]_S$	9.45	-2.22	3.17
$[\pm 45 / (90 \pm < 55   35 > )_3]_S^H$	9.22	-0.22	10.02

### 2.3 引入残余热应力的层合板屈曲分析

固化过程中,层合板预制体经历从高温逐渐降低到室温的过程,由于碳纤维有各向异性的热膨胀系数,在固化多层的层合板后会出现残余热应力状态。采用非线性热应力有限元计算方法,将热应力分析结果导入屈曲分析中,作为预定义场,计算引入残余热应力的层合板屈曲载荷,其边界条件仍如图 3 所示。

为比较相同铺层顺序下,引入残余热应力的线

性屈曲载荷和不引入残余热应力的线性屈曲载荷两种计算方式的结果,定义对比的计算公式为:对比结果=(引入残余热应力的线性屈曲载荷-线性屈曲载荷)/线性屈曲载荷。

图 6 为 100 mm×100 mm, 300 mm×300 mm 和 500 mm×500 mm 的 3 种层合板的残余热应力对屈曲载荷影响的示意图。如图 6 所示,残余热应力对 3 种尺寸层合板屈曲载荷的影响各不相同,对 500 mm×500 mm 层合板的影响最小,对 100 mm×100 mm 的影响最大。同时,图 6 中显示 100 mm×100 mm, 500 mm×500 mm 层合板和 300 mm×300 mm 层合板的曲线变化趋势相同,都显示出残余热应力对传统层合板  $[\pm 45]_{4S}$  屈曲载荷影响最小,对  $[90 \pm < 55 | 35 > ]_{4S}$  屈曲载荷影响最大。说明残余热应力对不同铺层屈曲载荷影响的分析,适用各种尺寸的层合板。本文主要分析 300 mm×300 mm 层合板。

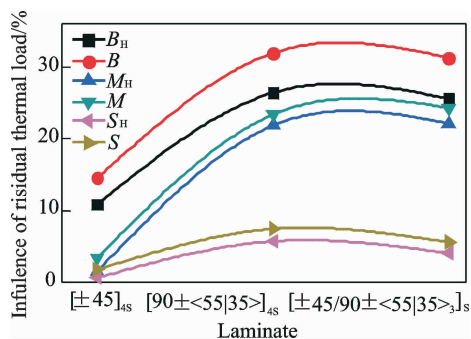


图 6 各个尺寸层合板的残余热应力影响示意图

Fig. 6 Influence of residual thermal load of all sizes planes

300 mm×300 mm 层合板分析结果列于表 5,对比表 5 中数据可知,残余热应力对刚度均匀层合板屈曲载荷的影响不大,与不引入残余热应力的分析结果相比,利用非线性热应力有限元计算方法所得的完整层合板和开孔层合板的屈曲载荷分别提高了 1.51% 和 3.33%,说明残余热应力对刚度均匀层合板的影响不明显。

表 5 300 mm×300 mm 层合板在残余热应力下的屈曲载荷

Tab. 5 Linear buckling load of 300 mm×300 mm laminated composite plates applied thermal load

Centre hole	Stacking sequence	Buckling with residual thermal stress/kN	Comparison with $[\pm 45]_{4S}$ / %	Influence of hole / %	Comparison with linear buckling / %	Comparison with non-linear buckling load / %
Without	$[\pm 45]_{4S}$	9.43			1.51	3.92
	$[90 \pm < 55   35 > ]_{4S}$	12.20	29.35		21.87	21.47
	$[\pm 45 / (90 \pm < 55   35 > )_3]_S$	11.99	27.07		22.13	21.18
With	$[\pm 45]_{4S}$	8.69		7.84	3.33	3.45
	$[90 \pm < 55   35 > ]_{4S}$	11.61	33.55	4.92	23.40	19.04
	$[\pm 45 / (90 \pm < 55   35 > )_3]_S$	11.50	32.33	4.10	24.31	19.83

但对于含有纤维曲线铺层的层合板来说,残余热应力的引入明显提高了其临界屈曲载荷,其中,残余热应力对 $[90\pm<55|35>]_{4S}$ 的影响最大,与刚度均匀层合板 $[\pm 45]_{4S}$ 相比,该铺层状态下,完整层合板和开孔层合板的屈曲载荷分别提高了21.87%和23.40%。从上述结果也可以发现,残余热应力的存在对开孔层合板的影响更大。

图7是 $300\text{ mm}\times 300\text{ mm}$ 的 $[\pm 45]_{4S}$ 和 $[90\pm<55|35>]_{4S}$ 的非线性热分析后的变形图。如图7(a)所示,刚度均匀层合板 $[\pm 45]_{4S}$ 在纵向和横向两个方向变化是均匀的,边界在变形过程中始终保持直线,说明在刚度均匀层合板在固化降温时,层合板均匀收缩,内部的残余热应力均匀分布,层合板承受压缩载荷时,不会重新分配载荷,屈曲载荷受残余热应力的影响很小。

如图7(b)所示,纤维曲线铺放层合板的变形不均匀,纤维曲线铺放层合板 $[90\pm<55|35>]_{4S}$ 沿着中心线 $y=0$ ,最大变形在 $x=\pm b/2$ 处为 $0.023\text{ mm}$ 。在边界 $y=b/2$ 处,最大变形在 $x=b/2$ 处为 $0.135\text{ mm}$ ,说明在纤维曲线铺放层合板中,各个方向的变形都不相同,这种结果是由纤维曲线铺放,以及纤维、基体的热膨胀系数不匹配共同造成的。

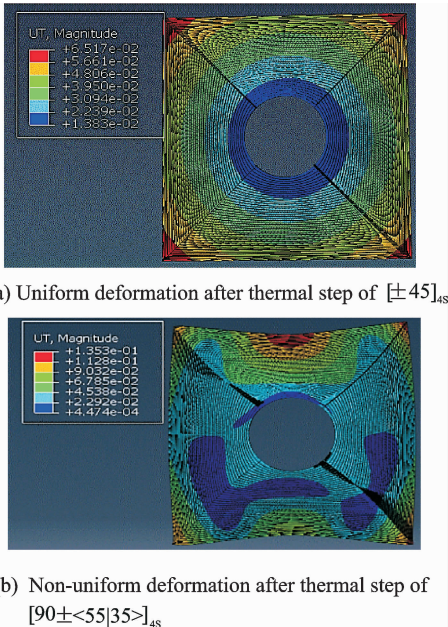


图7 热分析后 $300\text{ mm}\times 300\text{ mm}$ 层合板的变形图

Fig.7 Displacement resultants after thermal step  $\Delta T = -137.5\text{ }^{\circ}\text{C}$  of  $300\text{ mm}\times 300\text{ mm}$  composite plane

纤维受热收缩受冷膨胀,而基体树脂受热膨胀受冷收缩。根据纤维曲线铺放准则, $[90\pm<55|35>]_{4S}$ 的中心处纤维角度趋向 $x$ 轴,因此在层合

板中心区域, $y$ 轴方向是横向性能主导方向。在固化冷却后层合板中心区域沿着 $y$ 轴收缩;而在边界处纤维排列趋向 $y$ 轴,在固化冷却后,层合板的边界处趋向 $y$ 轴膨胀,所以会造成层合板开孔区域为压残余应力,其余区域为拉残余应力。

中心区域和边界区域在固化过程中的不协调变形,实际上是由于纤维曲线铺放层合板中的残余热应力不均匀分布。

图8是 $300\text{ mm}\times 300\text{ mm}$ 尺寸的 $[90\pm<55|35>]_{4S}$ 层合板纵向和横向单位长度上的面内力分布图。从图8中可以看出,靠近中心处,纵向和横向上最大单位长度上的力分别为 $60.23\text{ N/mm}$ 和 $50.72\text{ N/mm}$ ,均为正拉力;在边界区域附近,残余热应力变为正压力,纵向和横向上的最大单位长度上的力分别为 $-77.87\text{ N/mm}$ 和 $-42.50\text{ N/mm}$ 。所以在不均匀残余热应力作用下, $[90\pm<55|35>]_{4S}$ 边界受压缩力,中心受拉伸力,这样的残余热应力分布有利于提高中心薄弱区域抵抗压缩载荷的能力,从而提高了整个层合板承载压缩载荷的能力,提高临界屈曲载荷。

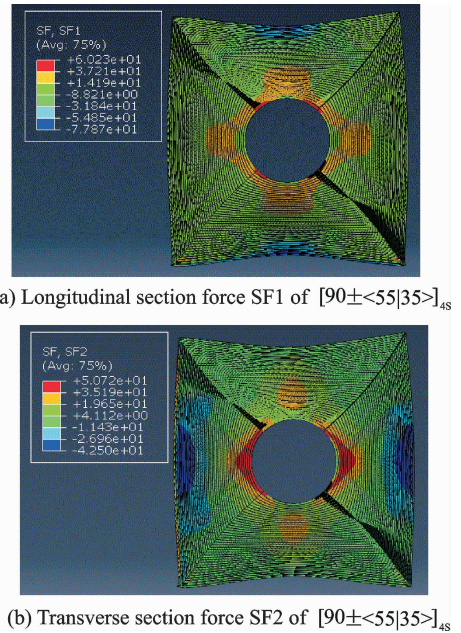


图8  $300\text{ mm}\times 300\text{ mm}$ 尺寸的 $[90\pm<55|35>]_{4S}$ 层合板热分析后的每个单元上的分布力示意图

Fig.8 Section force on the  $[90\pm<55|35>]_{4S}$  of  $300\text{ mm}\times 300\text{ mm}$  after thermal step  $\Delta T = -137.5\text{ }^{\circ}\text{C}$

因此与传统刚度均匀层合板相比,纤维曲线铺放层合板可以通过控制纤维角度从而调整层合板中的残余热应力的分布状态,进而提高层合板的承载能力。

### 2.4 算例验证

为了验证有限元模型计算是否准确,本节对 300 mm×300 mm 的直线完整平板 $[\pm 45]_{4S}$ 的屈曲载荷进行理论计算。构件的几何尺寸和材料属性已经阐述。

根据文献[28],承受均匀轴向压缩载荷,上下两端简支,两侧边自由的平板,临界应力为

$$\sigma_{cr} = K_c \frac{\pi^2 E}{12(1-\mu_c^2)} \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 \quad (2)$$

式中  $K_c \approx 1.4$  为压缩临界应力系数; $b$  为加载边宽度; $\mu_c$  为材料的泊松比; $\delta$  为板的厚度; $E$  为材料的弹性模量。

计算结果为

$$\sigma_{cr} = K_c \frac{\pi^2 E}{12(1-\mu_c^2)} \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 = 13.2 \text{ (MPa)} \quad (3)$$

从而可以计算屈曲载荷得

$$F_{cr} = \sigma_{cr} S = 13.2 \times 720 = 9.50 \text{ (kN)} \quad (4)$$

定义各个方法有限元模拟值和理论计算结果的误差为  $\delta_1$ ,  $\delta_1 = (\text{模拟值} - \text{理论计算值}) / \text{理论计算值}$ 。结果如表 6 所示。

表 6 300 mm×300 mm 平板理论计算结果和模拟结果对比  
Tab.6 Contrast of analytics and simulation of 300 mm×300 mm plates

Methods	Buckling of analytics	Linear buckling	Non-linear buckling	Buckling with residual thermal stress
Buckling load/kN	9.50	9.29	9.06	9.43
$\delta_1 / \%$		2.21	4.60	0.74

从表 6 中可以看出,引入残余热应力的屈曲模拟结果为 0.74%,比其他模拟结果更加接近理论计算结果,从理论方面进一步验证了引入残余热应力的屈曲计算方法是有效和更为精确的。

### 2.5 3 种计算方式对比

图 9 是 3 种计算方法下,3 种尺寸的纤维曲线铺设层合板 $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$ 屈曲载荷示意图。从图 9 中可以看出,随着尺寸大小不同,屈曲载荷不同,但无论何种尺寸,引入残余热应力的线性屈曲载荷最大,线性屈曲载荷其次,非线性屈曲载荷最小,说明屈曲载荷随着计算方式变化的规律和尺寸的大小无关。所以研究计算方法对屈曲载荷的影响,只讨论其中 1 种即可,本文讨论 300 mm×300 mm 尺寸的层合板。

图 10 是 3 种计算方法开孔对 300 mm×300 mm 层合板的影响。线性屈曲分析中,开孔对

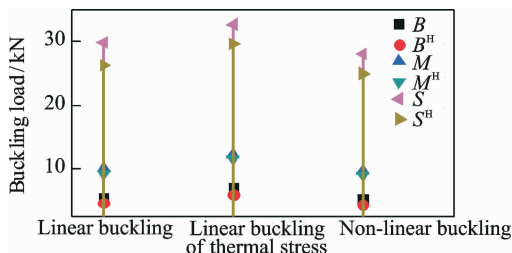


图 9 3 种分析方式下各个尺寸的 $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$ 层合板屈曲载荷示意图

Fig.9 Buckling load of  $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$  analyzed by three methods of all sizes

屈曲性能的影响最大,说明线性屈曲分析中,开孔大大降低了屈曲载荷,是否开孔对线性屈曲载荷影响很大。开孔对非线性屈曲性能的影响最小,表明是否开孔对非线性分析的屈曲载荷影响不大,说明引入初始缺陷后,开孔处不再是唯一的薄弱区,开孔的弱化效应降低,对开孔的敏感性降低,所以非线性屈曲分析中,开孔的影响降低。

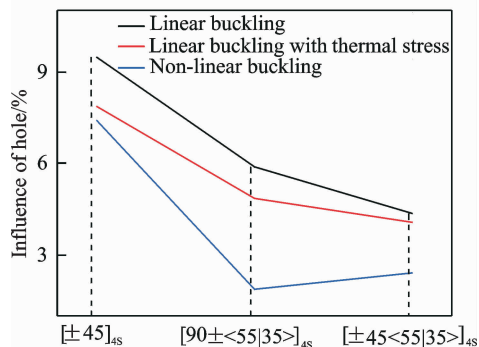


图 10 3 种分析方式下开孔对 300 mm×300 mm 层合板屈曲性能的影响

Fig.10 Influence of hole of 300 mm×300 mm composite plates analyzed by three methods

将线性屈曲分析、引入残余热应力屈曲分析和非线性屈曲分析 3 种方法的结果进行对比,如图 11 所示。无论何种分析方式, $[\pm 45]_{4S}$ 屈曲载荷都没有很大变化,说明不同的分析方式对刚度均匀层合板影响很小。但随着分析方式不同,纤维曲线铺设层合板 $[90 \pm < 55 | 35 >]_{4S}$ 和直线曲线混合铺设层合板 $[\pm 45 / (90 \pm < 55 | 35 >)]_S$ 的屈曲载荷波动很大,说明不同的分析方式对含有纤维曲线铺设的层合板影响很大。

线性屈曲计算和非线性屈曲计算在分析开孔构件时,屈曲载荷数值差别很小。引入残余热应力的线性屈曲载荷比其他两种分析方式大,而非线性分析的屈曲载荷最小。这一方面是因为引入残余



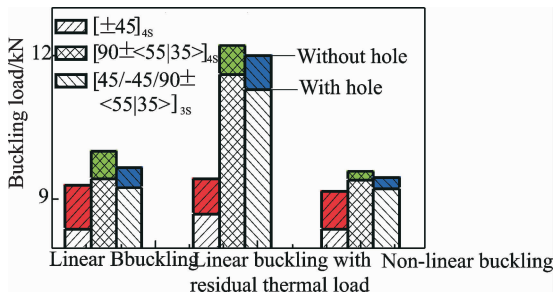


图 11 3 种分析方式的 300 mm×300 mm 完整平板和开孔平板的屈曲载荷

Fig. 11 Buckling load of 300 mm×300 mm composite plates analyzed by three methods of all sizes

热应力,提高了构件的承载能力,而非线性分析过程中,引入了缺陷,弱化了结构的屈曲载荷,降低了屈曲载荷。

引入残余热应力分析的 $[90\pm<55|35>]_{4s}$ 和 $[\pm 45]_{4s}$ 的屈曲载荷值相差最大,引入几何缺陷非线性分析这两者的屈曲载荷相差最小。这是因为残余热应力增加了开孔变刚度层合板的屈曲性能,但没有增加刚度均匀层合板屈曲性能,所以两者的屈曲性能相差增大。非线性屈曲只计算了制造产生的缺陷,在缺陷的弱化下,纤维曲线铺放的优势减小,但实际纤维曲线铺放过程中,特别是多丝铺放,还会发生纤维重叠,重叠区域相当于加筋,会提高层合板的屈曲性能。如果考虑重叠,纤维曲线铺放层合板会比刚度均匀层合板的优势更大。

综上所述,对于开孔层合板,线性分析和非线性分析这两种方式分析结果差别很小。引入残余热应力的屈曲分析突出了纤维曲线铺放和直线铺放的差异性。

### 3 试 验

对常规和变刚度复合材料开孔板进行轴压试验,验证变刚度设计对结构效率的改善效果,并为数值分析方法对比提供试验依据。

#### 3.1 试验件设计和制备

试验件采用南京航空航天大学自行研制的 8 丝束铺丝机铺放(丝束宽度为 6.35 mm)、热压罐

工艺成型,自动铺放铺丝技术不同于手工铺叠和自动铺带,具有精确度高和速度快等优点<sup>[29]</sup>。试验材料为 3k-HF10A-NY9200GA 碳纤维预浸丝。试验制作了 8 个开孔试验件(采用套钻磨削制孔),300 mm×300 mm 的常规开孔板(KCG)和变刚度开孔板(KBG)试验件各 2 件,100 mm×100 mm,500 mm×500 mm 的变刚度试验件各 2 件。试验前对每件试件进行几何尺寸的测量及无损检测,试验件未出现翘曲、可查裂纹和明显缺陷。所有成型试验件的端头采用树脂加铝粉浇注,并用围框对端头的侧面及底面进行加强,通过专用工装保证受压边平行度。

轴压试验以 0.5 kN 载荷为一级,对试验件进行预加载,逐级加载至 4 kN 屈曲载荷。当预加载的应变-载荷曲线的线性度良好,前后应变片数据、左右对称位置应变数据基本一致时,继续按 1 kN 为一级,逐级加载直至破坏。失效后试验件如图 12 所示。

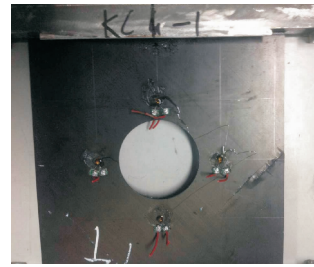


图 12 开孔变刚度层合板试验件

Fig. 12 Testing part of tow-steered panel with hole

#### 3.2 试验结果及分析

试验测得 $[\pm 45]_{4s}$ 和 $[90\pm<55|35>]_{4s}$ 的平均屈曲载荷为 8.75 kN 和 12.75 kN。为检验仿真计算结果的可信度,定义仿真结果与实验数据间的误差计算公式为:误差=(模拟结果-试验结果)/试验结果。

如表 7 所示,引入残余热应力的计算结果和试验结果吻合度最高, $[\pm 45]_{4s}$ 和 $[90\pm<55|35>]_{4s}$ 的屈曲载荷分别和试验结果误差为 0.63% 和 8.92%。引入初始几何缺陷的非线性屈曲分析的结果

表 7 300 mm×300 mm 平板试验和模拟结果对比

Tab. 7 Contrast of experiment and simulation of 300 mm×300 mm plates

Specimen type	Specimen number	Buckling load of experiment/kN	Average buckling load of experiment/kN	Comparison with buckling of simulation/%	Comparison with buckling applied thermal stress/%	Comparison with non-linear buckling/%
$[\pm 45]_{4s}$	KCG-1	8	8.75	4.11	0.63	4.22
	KCG-2	9.5				
$[90\pm<55 35>]_{4s}$	KBG-1	11	12.75	26.19	8.92	26.27
	KGB02	14.5				



果误差最大,传统直线开孔层合板 $[\pm 45]_{4S}$ 和开孔变刚度层合板 $[90 \pm <55 | 35>]_{4S}$ 的屈曲载荷分别和试验结果误差为 4.22% 和 26.27%。

通过试验测得,开孔  $100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$ ,  $300 \text{ mm} \times 300 \text{ mm}$ ,  $500 \text{ mm} \times 500 \text{ mm}$  开孔变刚度层合板 $[90 \pm <55 | 35>]_{4S}$ 的平均屈曲载荷分别为 32.21, 12.75 和 6.8 kN。从图 13 中可以直观看出,无论哪种尺寸的层合板,与试验结果相比,线性屈曲分析和非线性屈曲分析的误差几乎一致,且误差比较大,说明模拟开孔层合板时,两者差别不大,且准确性不如引入残余热应力的线性屈曲分析。这一规律不随构件尺寸变化而变化。

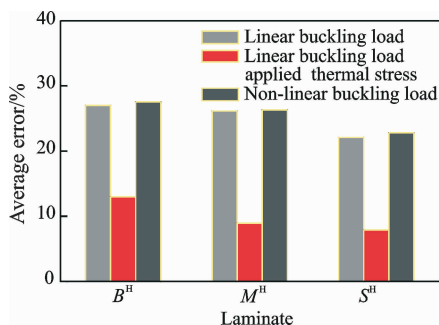


图 13 3 种分析方式下各个尺寸的 $[90 \pm <55 | 35>]_{4S}$ 开孔层合板的屈曲载荷和试验误差示意图

Fig. 13 Error of experiment and simulation of buckling load of  $[90 \pm <55 | 35>]_{4S}$  with hole analyzed by three methods of all sizes

## 4 结 论

(1)与纤维直线铺放相比,纤维曲线铺放均能有效提高层合板的屈曲性能,且能显著降低开孔对层合板结构性能的影响。

(2)变刚度层合板中的残余热应力分布可通过纤维曲线角度的改变而调整。合适的纤维曲线铺放角度可提高开孔件的临界屈曲载荷,降低了因开孔而导致的构件力学性能损失。

(3)引入残余热应力的线性屈曲模拟结果与试验结果吻合性最好。因此引入残余热应力的线性屈曲分析可作为变刚度层合板性能分析的主要方法。

**致谢** 感谢南京航空航天大学航空宇航学院陈普会教授、顾杰斐硕士研究生在本文撰写过程中给予的大力支持。

## 参考文献:

[1] 肖军,李勇,李建龙. 自动铺放技术在大型飞机复合材料结构件制造中的应用[J]. 航空制造技术, 2008

(1):50-53.

XIAO Jun, LI Yong, LI Jianlong. Application of automatic fiberplacement in manufacture of aeronautical composite [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(1): 50-53.

[2] 吴义韬,姚卫星. 含孔层合板剩余强度估算的应力场强法工程简化模型[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4):551-557.

WU Yitao, YAO Weixing. Simplified engineering model for predicting residual strength of notched laminates based on stress field intensity method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4):551-557.

[3] 杜宇,杨涛,戴维蓉,等. 纤维曲线铺放的变刚度复合材料损伤失效试验研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(6):826-830.

DU Yu, YANG Tao, DAI Weirong. Experimental research of damaging failure of variable-stiffness composite [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(6):826-830.

[4] GÜRDA Z, OLMEDO R. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations: Variable stiffness concept[J]. AIAA Journal, 1993, 31(4): 751-758.

[5] BANICUK N V. Optimization problems for elastic anisotropic bodies[J]. Archives of Mechanics, 1981, 33(3):347-363.

[6] BANICUK N V, SAURM V V, BARSUK A A. Optimal orientation of orthotropic materials for plates designed against buckling[J]. Structural & Multidisciplinary Optimization, 1995, 10(3):191-196.

[7] PEDERSEN P. On thickness and orientational design with orthotropic materials[J]. Structural & Multidisciplinary Optimization, 1991, 3(2):69-78.

[8] PEDERSEN P. Optimal orientation of anisotropic materials optimal distribution of anisotropic materials optimal shape design with anisotropic materials optimal design for a class of non-linear elasticity [J]. Nato Asi, 1993, 231:649-681.

[9] DUVAUT G, TERREL G, LENE F, et al. Optimization of fiber reinforced composites[J]. Composite Structures, 2000, 48(1/2/3):83-89.

[10] GURDAI Z, TATTING B F, WU C K. Variable stiffness composite panels: Effects of stiffness variation on the in-plane and buckling response[J]. Composites Part A Applied Science & Manufacturing, 2008, 39(5):911-922.

[11] WU K C, GURDA Z, STARMES Jr JH. Structural response of compression-loaded, tow-placed, variable stiffness panels[C]// Proceeding of AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC 43rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Denver, CO:

- AIAA, 2002;1512.
- [12] JEGLEY D C, TATTING B F, GURDA Z. Optimization of elastically tailored tow-placed plates with holes [C] // Proceeding of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 44rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Norfolk, VA; AIAA, 2003; 1420.
- [13] JEGLEY D C, TATTING B F, GURDA Z. Tow-steered panels with holes subjected to compression or shear loading [C] // Proceeding of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 46th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference (AIAA), Washington; AIAA, 2005.
- [14] HYER M W, CHARETTE R F. Innovative design of composite structures; The use of curvilinear fiber format in composite structure design[J]. AIAA Journal, 1990, 29(6): 1011-1015.
- [15] HYER M W, LEE H H. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes [J]. Composite Structures, 1991, 18(3): 239-261.
- [16] HYER M W, CHARETTE W, et al. Use of curvilinear fiber format in composite structure design[J]. AIAA Journal, 1989, 29(6): 1011-1015.
- [17] HYER M W, LEE H H. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes [J]. Composite Structures, 1991, 18(3): 239-261.
- [18] LOPES C. Tailoring for strength of steered-fiber composite panels with cutouts[J]. Composites Part A Applied Science & Manufacturing, 2010, 41(12): 1760-1767.
- [19] 马永前, 张淑杰, 许震宇. 纤维曲线铺放的变刚度复合材料层合板的屈曲[J]. 玻璃钢/复合材料, 2009(5): 31-35.  
MA Yongqian, ZHANG Shujie, XU Zhenyu. The buckling of variable-stiffness composite panels with curvilinear fiber format[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2009(5): 31-35.
- [20] HAN Z Y, CAO Z L, FU H Y. Buckling analysis of laminated composite plates with variable fibre orientation angle [J]. Material Research Innovations, 2016, 19(S5): S5-836-S5-842.
- [21] 刘润兵. 纤维增强复合材料变角度层合板的力学特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.  
LIU Runbing. Research on the mechanical performance of fiber reinforced composite variable angle laminates [D]. Harbin; Harbin Institute of Technology, 2012.
- [22] WU K C, GURDAL Z. Thermal testing of tow-placed variable stiffness panels [C] // Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM) Conference. Seattle, WA, USA; AIAA, 2001.
- [23] ABDALLA M M, GURDAL Z, ABDELAL G F. Thermomechanical response of variable stiffness composite panels [J]. Journal of Thermal Stresses, 2009, 32(1): 187-208.
- [24] LOPES C S, CAMMNH O P P, GURDAL Z, et al. Progressive failure analysis of tow-placed, variable-stiffness composite panels[J]. International Journal of Solids & Structures, 2007, 44(25/26): 8493-8516.
- [25] LOPES C S. Damage and failure of non-conventional composite laminates [D]. Netherlands: Technische Universiteit Delft, 2009.
- [26] 江丙云, 孔祥宏, 罗元元. CAE分析大系: ABAQUS工程实例详解[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2014: 165-181.  
JIANG Bingyun, KONG Xianghong, LUO Yuanyuan. The series of CAE analysis; Detailed annotation of engineering project of ABAQUS [M]. Beijing; Posts and Telecom Press, 2014: 165-181.
- [27] 孔斌, 陈普会, 陈炎. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲失效评估方法[J]. 复合材料学报, 2014, 31(3): 765-771.  
KONG Bin, CHEN Puhui, CHEN Yan. Post-buckling failure evaluation method of integrated composite stiffened panels under uniaxial compression [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(3): 765-771.
- [28] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.  
The editorial board of "Aircraft Design Manual". Aircraft design manual [M]. Beijing: Aviation Industrial Publishing House, 2001.
- [29] 文立伟, 肖军, 王显峰, 等. 中国复合材料自动铺放技术研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(5): 637-649.  
WEN Liwei, XIAO Jun, WANG Xianfeng, et al. Progress of automatied placement technology for composites in China [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(5): 637-649.

