

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.04.018

复合材料加筋壁板压缩屈曲与后屈曲分析

李乐坤 李曙林 常飞 石晓朋 张铁军

(空军工程大学航空航天工程学院,西安,710038)

摘要:为了建立复合材料加筋壁板承受压缩载荷下屈曲、后屈曲和破坏整个失效过程的数值分析方法,对复合材料加筋壁板进行了压缩稳定性试验和有限元分析研究。采用特征值分析法对加筋壁板进行了屈曲分析,得到加筋壁板的屈曲模态、屈曲特征值及屈曲载荷;根据加载端的载荷-位移曲线采用弧长法(Riks),得到了弧长法的屈曲载荷及后屈曲承载路径;引入失效准则,得到后屈曲直至破坏的承载能力。对比两种有限元分析法与试验结果可以得到:加筋壁板的后屈曲承载能力很大,特征值法分析屈曲载荷较弧长法更精确,而弧长法可以更好模拟后屈曲行为,建立的分析法与试验结果吻合较好。

关键词:复合材料;加筋壁板;屈曲;后屈曲;特征值法;弧长法

中图分类号:TB332 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2016)04-0563-06

Buckling and Post-Buckling of Composite Stiffened Panel Under Compression

Li Lekun, Li Shulin, Chang Fei, Shi Xiaopeng, Zhang Tiejun

(College of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an, 710038, China)

Abstract: In order to establish a numerical method for the buckling, post-buckling and breaking of composite stiffened panel under compression load, the stability of compression test and the finite element method are researched for composite stiffened panel. The eigenvalue solver is used to analysis buckling of stiffened panel, and the buckling mode, the buckling eigenvalue and the buckling load are obtained. And the buckling load of arc-length method and the post-buckling behavior are obtained from the curves of load-displacement using arc-length method. The carrying capability in post-buckling process is obtained when introducing the damage criterion into the model. Contrasting the two methods and test results, some conclusions can be obtained: The carrying capability in post-buckling process is greater; the eigenvalue solver method is more accurate than the arc-length method in buckling analysis, but the arc-length method can simulate post-buckling behavior better; the results of numerical method and test fit better.

Key words: composite; stiffened panel; buckling; post-buckling; eigenvalue solver; arc-length method

复合材料加筋壁板以其比重小、比强度高和比模量大等特点,被广泛应用于飞机结构中。当其受到剪切、压缩等载荷作用时,常因稳定性问题而发生失效。加筋壁板承受外载时其稳定性问题较为

复杂,以致一些设计部门一直以结构的初始屈曲载荷作为设计许用载荷。但是加筋壁板的屈曲并不等于破坏,其结构的承载能力要高于屈曲载荷,甚至后屈曲承载能力大大高于初始屈曲载荷。

收稿日期:2015-09-09;**修订日期:**2016-01-20

通信作者:李曙林,男,教授,博士生导师,E-mail:l. s. lin2008@163. com。

引用格式:李乐坤,李曙林,常飞,等. 复合材料加筋壁板压缩屈曲与后屈曲分析[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(4):563-568. Li Lekun, Li Shulin, Chang Fei, et al. Buckling and post-buckling of composite stiffened panel under compression[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016,48(4):563-568.

目前,针对复合材料层合板和加筋壁板的屈曲和后屈曲问题,国内外都进行了一定的研究。沈惠申^[1]采用摄动技术系统地研究了大挠度条件下的层合板和圆柱壳的屈曲及后屈曲问题,并提供了一个完整的理论体系来处理复合材料层合板的屈曲行为。童贤鑫等^[2]采用影像云纹法和有限条元素法对帽型加筋壁板的试验数据进行了屈曲特性判断;Orifici等^[3]对飞机机身复合材料加筋壁板的后屈曲行为进行调查和研究。Stevens等^[4]的研究发现,由于发生屈曲,壁板反节点线处产生很大的弯矩,使筋条与蒙皮脱粘,并最终导致结构失效。文献^[5~6]根据加筋壁板压缩和剪切试验结果指出影响结构失效的重要因素之一是筋条与壁板之间的界面脱粘。文献^[7~8]结合文献^[9]的试验展开了模拟,采用界面单元模拟了筋条和壁板之间的连接界面,分析了界面脱粘对结构强度的影响。王菲菲等^[10]根据复合材料的力学特性,结合有限元理论和工程经验,提出了一种计算复合材料加筋板结构后屈曲承载能力的工程简化理论与方法,并与试验结果进行了对比,其精度较高。文献^[11]对复合材料帽型加筋板的压缩稳定性进行了试验研究,建立了包含复合材料多种损伤模式和胶层损伤的有限元模型。霍世慧等^[12]利用工程及有限元方法分别分析了加筋壁板整体和局部稳定性,分析了加筋壁板在不同边界条件以及不同桁条设计下的稳定性。孔斌等^[13]对后屈曲诱发的复合材料整体加筋板的缘条/蒙皮界面的失效进行了分析,提出了缘条/蒙皮界面内力的提取方法并研究了其变化规律。张铁亮等^[14]采用遗传算法对复合材料加筋壁板铺层顺序进行优化,并提出了一种提高复合材料加筋壁板屈曲因子,从而对复合材料加筋壁板结构布局进行优化设计的方法。赵群等^[15]讨论了不同压缩与弯曲刚度的匹配模式对于复合材料加筋壁板临界失稳载荷的影响,提出了一种评估加筋板承载效率的量化方法。

在已有研究的基础上,本文采用特征值分析法与改进的Riks分析法,引入Hashin失效准则及胶层失效准则对复合材料加筋壁板的屈曲和后屈曲以及破坏整个加载过程进行了模拟与分析,并进行了加筋壁板的压缩试验,对比了试验与仿真分析结果。结论为复合材料加筋壁板的稳定性分析与破坏分析提供了方法和依据。

1 分析方法

1.1 特征值屈曲分析法

线性屈曲以小位移、小应变的线弹性理论为基

础,在结构初始位形上建立平衡方程,当屈曲产生时,结构位形突然跳到另一个平衡状态。特征值屈曲^[16]一般被用来分析刚性结构(在屈曲前其变形通常较小,为线性扰动过程)的屈曲载荷。

在特征值屈曲问题中,载荷使模型的刚度矩阵变得奇异,因此方程(1)具有非无效解。

$$[\mathbf{K}^{MN}]\{\mathbf{u}\} = \{0\} \quad (1)$$

式中: $[\mathbf{K}^{MN}]$ 为载荷施加时的刚度矩阵,施加的载荷包括预加外载荷和扰动载荷; $\{\mathbf{u}\}$ 为屈曲特征值向量。预加外载荷 $\{\mathbf{P}^*\}$ 定义为

$$[\mathbf{K}_0]\{\mathbf{u}\} = \{\mathbf{P}^*\} \quad (2)$$

扰动载荷 $\{\mathbf{Q}^N\}$ 的大小并不重要,它可以由载荷乘积因子 λ 缩放,因此屈曲载荷为 $\{\mathbf{P}^*\} + \lambda\{\mathbf{Q}^N\}$ 。因此

$$([\mathbf{K}_0] + \lambda[\mathbf{K}_G])\{\mathbf{u}\} = \{0\} \quad (3)$$

式中: $[\mathbf{K}_0]$ 为结构的弹性刚度矩阵; $[\mathbf{K}_G]$ 为几何刚度矩阵; λ 为载荷乘积因子即屈曲载荷系数。

1.2 弧长法

弧长法的思想最初由Wempner提出^[17],后经Crisfield改进^[18],使弧长法更便于应用。Lam与Morley^[19]对Crisfield的理论进行了进一步拓展。弧长法是近年来解决高度几何非线性问题和不稳定的后屈曲响应的有效方法。通过“改进的弧长法”来分析不稳定响应的静力平衡状态。其所加载荷的大小由一个标量参数来控制,弧长法控制载荷步因子增量的载荷和位移约束条件为。

$$\alpha(\mu\{\mathbf{F}\} - \{\mathbf{R}\})^2 + \{\Delta\boldsymbol{\delta}\}^T\{\Delta\boldsymbol{\delta}\} = L^2 \quad (4)$$

式中: $\{\mathbf{F}\}$ 为所施加的载荷; $\{\mathbf{R}\}$ 为残差载荷; α 为载荷比例因子,可以调节载荷增量和位移增量在弧长 L 中的作用,因此对弧长法的总体性能影响较大。经过推导可得到关于修正系数 λ 的二次方程,即

$$\{\{\Delta\boldsymbol{\delta}_R\} + \mu\{\Delta\boldsymbol{\delta}_F\}\}^T\{\{\Delta\boldsymbol{\delta}_R\} + \lambda\{\Delta\boldsymbol{\delta}_F\}\} = L^2 \quad (5)$$

由式(5)可以得到修正系数 μ 的解。式中所施载荷 $\{\mathbf{F}\}$ 产生的位移增量矩阵为 $\{\Delta\boldsymbol{\delta}_F\}$, $\{\Delta\boldsymbol{\delta}_R\}$ 为由残差载荷产生的位移矩阵。如果是虚根, L 减半试算,若得两实根则取较大值,其目的是使本次迭代后的位移增量的方向和前一次迭代的结果接近些,以保证解的可靠性。

2 试验过程

2.1 试验件

本文试验所用的复合材料加筋壁板的纤维材料为中温固化环氧碳纤维预浸料,蒙皮与筋条的厚度与铺层方式一致,其厚度为2.75 mm,层合板的

单层厚度 0.125 mm,共 22 层,铺层方式为 $[45^\circ/-45^\circ/0/-45^\circ/0/45^\circ/90^\circ/45^\circ/0/-45^\circ/0]$;基体材料为环氧树脂基。按工艺标准成形,加筋条呈“工”字形与蒙皮胶接。试验件结构尺寸为 950 mm×550 mm,其长桁间距为 153.0 mm,肋距为 560 mm,端部进行灌胶处理。复合材料加筋壁板的材料属性如表 1 所示,表 1 中 E 表示弹性模量, G 表示剪切模量, ν 表示泊松比, S 表示剪切模量,下标 1,2,3 分别表示纤维纵向方向、单向带内横向方向、单向带内厚度方向; X_t 与 X_c 分别表示纵向拉伸和压缩强度; Y_t 与 Y_c 分别表示横向拉伸和压缩强度。

表 1 CCF300/5428 材料属性

Tab. 1 Material properties of CCF300/5428

E_1 /MPa	E_2 /MPa	E_3 /MPa	ν_{12}
154 000	9 750	9 750	0.32
ν_{13}	ν_{23}	G_{12} /MPa	G_{13} /MPa
0.32	0.45	6 500	6 500
G_{23} /MPa	X_t /MPa	Y_t /MPa	X_c /MPa
3 800	1 988	78	1 318
Y_c /MPa	S_{12} /MPa	S_{13} /MPa	S_{23} /MPa
229	102	110.5	110.5

2.2 轴压试验

压缩试验所用加载设备为 MTS 多通道液压伺服系统。为了模拟翼肋的作用,在试验件的翼肋部分增加刀口,限制该处沿板厚度方向的位移。加筋壁板的一段固定,另一端施加面内的轴向压力。

试验件的位移测量点(铺层堆栈方向位移)与应变测量点如图 1 所示。

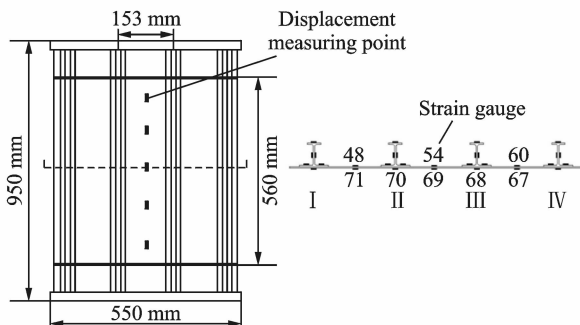


图 1 位移测量点与应变测量点

Fig. 1 Displacement and strain measuring points

取试验件中间截面的 9 个应变片的数值分析,其载荷-应变曲线如图 2 所示。由图 2 可以看出,在加载的初期,加载力与应变成线性关系,当加载至 340 kN 时,曲线发生明显变化,此时试验件发生屈曲,加载至 820 kN 时,试验件发生破坏。

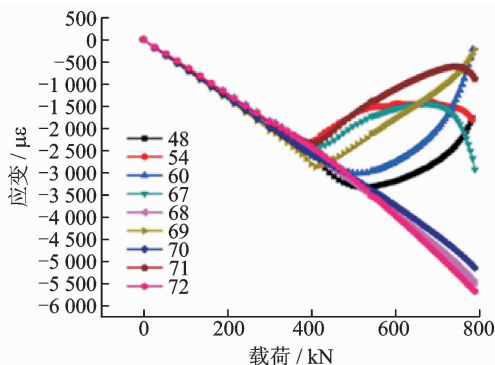


图 2 应变测量点的载荷-应变曲线

Fig. 2 Load-strain curves of strain measuring points

位移测量点处的载荷-位移曲线如图 3 所示。由图 3 可得,当试验件发生屈曲后,位移测量点的位移值发生突变,此时试验件出现了屈曲半波。由该 5 点处的位移变化情况可以推测出在翼肋处由 4 个屈曲半波。试验件破坏形貌如图 4 所示。

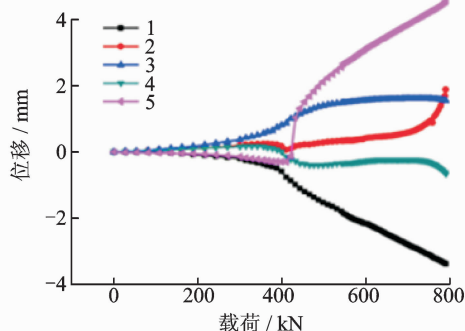


图 3 位移测量点的载荷-位移曲线

Fig. 3 Load-displacement curves of displacement measuring points

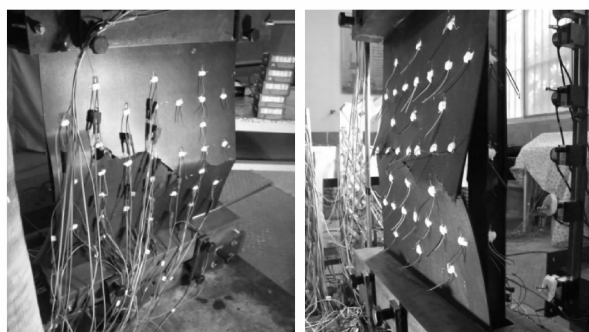


图 4 试验件破坏形貌

Fig. 4 Break form of specimen

3 有限元建模与分析

3.1 特征值屈曲法分析结果

采用 ABAQUS 软件建立有限元模型,由于壁

板的厚度较其尺寸要小得多(小于 1/10),且可以忽略厚度方向的应力,因此加筋壁板的蒙皮、筋条均采用 S4R 壳单元,其铺层方式与试验件铺层方式相同。为得出更精确的结果,本文在筋条与蒙皮之间加入一层内聚层,选择 COH3D8 单元模拟筋条/蒙皮界面的分层起始扩展过程,其材料属性如表 2 所示,表 2 中 K_m, K_s, K_u 为 ABAQUS 中定义 Cohesive 单元中需要输入的材料参数,可根据胶层的本构方程所求得; σ_{max}, τ_{max} 分别为材料的最大法向应力与最大剪应力; G_n^0, G_s^0 与 G_t^0 分别为胶层法相以及面内两个正交方向的能量耗散值。对蒙皮和筋条接触面进行壳偏移,即筋条以上表面为参考面,蒙皮以下表面为参考面,通过 Tie 将这两个参考面与内聚单元连接。有限元模型的下端施加简支约束,用来模拟试验件的灌胶部位,上端进行 Y 轴和 Z 轴方向约束,在节点上施加 X 方向的集中力 2 000 N,并在翼肋处进行厚度方向的约束,图 5 为加筋壁板模型图。

表 2 胶层单元属性

Tab. 2 Cohesive element properties

K_m /GPa	K_s /GPa	K_u /GPa	σ_{max} /GPa
4.5	1.7	1.7	10
τ_{max} /GPa	G_n^0 /GPa	G_s^0 /GPa	G_t^0 /GPa
8.6	55	100	100

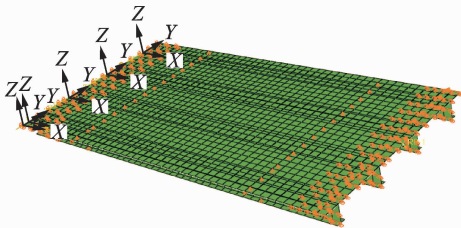


图 5 加筋壁板有限元模型

Fig. 5 FEM model of stiffened panel

对加筋壁板进行特征值屈曲分析,得到的第一阶屈曲模态如图 6 所示。

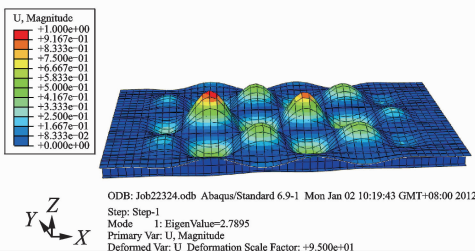


图 6 一阶屈曲模态

Fig. 6 First rank of buckling mode of stiffened panel

由图 6 可以看出,加筋壁板的蒙皮发生了局部屈曲,沿板的纵方向有 6 个半波,其中在翼肋中间处有 4 个半波。提取的第一阶屈曲模态的特征值分别为 2.789 5,临界屈曲载荷 $F_{cr} = \lambda F = 318$ kN。

3.2 改进的弧长法分析屈曲与后屈曲过程

在特征值法分析的基础上,采用弧长法对复合材料加筋壁板进行屈曲和后屈曲进行仿真,边界条件与特征值法分析相同,对试验件的加载端实施位移载荷。考虑非线性的影响,将厚度的 1% 作为初始缺陷引入模型,该缺陷用于触发不稳定。为了模拟整个失效过程,对复合材料层合板定义了 Hashin 失效准则和渐进失效演化方式;对胶层单元定义了二次应力失效准则,并采用基于能量的 BK 损伤演化准则。

加载过程中加筋壁板发生局部屈曲和整体屈曲,进而发生破坏,如图 7~9 所示。

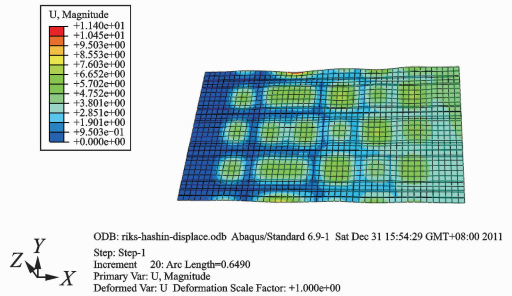


图 7 局部屈曲

Fig. 7 Local buckling

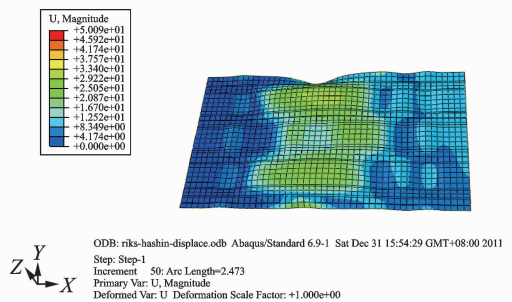


图 8 整体屈曲

Fig. 8 Overall buckling

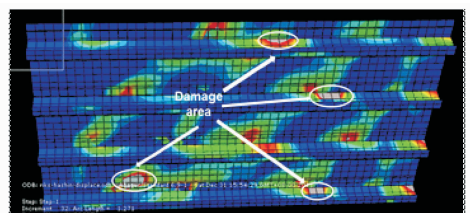


图 9 损伤区域

Fig. 9 Damage area

由图7~8可以看出,加筋壁板在加载的过程中,首先蒙皮部位发生局部屈曲,随着载荷的继续增加,加筋壁板发生整体屈曲,由于本模型引入了Hashin失效准则,当满足该失效准则时,材料开始出现破坏失效。由图9可以看出材料的失效首先由蒙皮与筋条的连接处开始发生,这是筋条为加筋壁板承受压缩载荷的主要部分,蒙皮的局部屈曲引起加筋壁板的整体屈曲,处于屈曲的半波的波峰和波谷位置处的应变最大,此处也最先开始发生破坏。

绘制加载端的加载载荷与位移曲线,如图10所示。

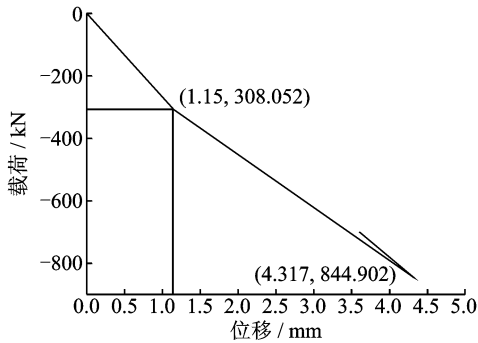


图10 加载端的载荷-位移曲线

Fig. 10 Load-displacement curve of loading end

由图10可以看出,整个加载曲线可以分为3个部分。当加载位移为1.15 mm时,载荷-位移曲线的斜率发生变化,认为此时加筋壁板发生了屈曲,屈曲载荷为308 kN;此后进入了后屈曲阶段,当加载位移为4.317 mm时曲线发生了突变,认为此时加筋壁板发生了破坏,破坏载荷为844.9 kN;此后随着加载位移的增加,加载载荷开始减小。

4 对比分析

表3列出了加筋壁板特征值法和弧长法屈曲分析结果与试验结果对比数据。

表3 屈曲结果对比

Tab. 3 Contrast of buckling results

方法	屈曲载荷/kN	误差/%
特征法	318	6.47
弧长法	308	9.60
试验	340	

从表3中可以得出,无论是特征值分析法还是弧长法计算得出的屈曲载荷与试验结果都比较相近,误差较小。特征值法得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屈曲临界点的

状态特征,是针对完善结构而言的;而弧长分析法需要人为地引入初始缺陷。但是弧长法是可以分析屈曲失稳后的承载路径,即弧长法可以较好地分析后屈曲行为。弧长法配以合适的失效准则,可以模拟整个加载过程。

弧长法得出的破坏载荷与试验数值对比如表4所示。

表4 破坏载荷对比

Tab. 4 Contrast of breaking load

方法	破坏载荷/kN	误差/%
弧长法	844.9	2.9
试验	820.0	

由表3,4可以看出,文中采用的CCF300/5428复合材料加筋壁板后屈曲承载能力较大,破坏载荷为屈曲载荷的2.4倍左右,如果以屈曲载荷为设计载荷,则设计过于保守。本文建立的仿真方法得出的结果与试验结果吻合较好,该方法可以较好地模拟屈曲、后屈曲及破坏的行为。

5 结论

(1)复合材料加筋壁板在受到压缩载荷时,首先为壁板蒙皮的局部屈曲,且屈曲载荷较小,随着载荷的增加,加筋壁板出现整体屈曲,最后发生破坏。

(2)本文所采用的CCF300/5428复合材料加筋壁板的后屈曲承载能力很大,破坏载荷约为局部初始屈曲载荷的2.4倍,因此对于复合材料薄壁加筋壁板结构应充分考虑壁板后屈曲承载能力。

(3)复合材料加筋壁板的后屈曲承载能力很大,在分析其屈曲及后屈曲过程时,特征值法对屈曲载荷的分析较弧长法更为精确,而弧长法可以更好地模拟后屈曲行为。

(4)本文建立的数值仿真方法可以较好地模拟加筋壁板从出现屈曲直至破坏的整个过程,仿真结果与试验结果吻合较好。

参考文献:

- [1] 沈惠申. 板壳后屈曲行为[M]. 上海:上海科学技术出版社,2002.
 - [2] 童贤鑫,高之恒,关德新. 帽型复合材料加筋叠层板轴压稳定性分析与试验研究[J]. 航空学报,1988,9(5): 253-259.
- Tong Xianxin, Gao Zhiheng, Guan Dexin. Analytical and experimental investigations on stability of com-

- posite hatstiffened panels under compression[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1988, 9(5): 253-259.
- [3] Orifici A C, Thomson R S, Degenhardt R. Degradation investigation in a postbuckling composite stiffened fuselage panel[J]. *Composite Structures*, 2008, 82: 217-224.
- [4] Stevens K A, Ricci R, Davies G A O. Buckling and postbuckling of composite structures[J]. *Composites*, 1995, 26(3): 189-199.
- [5] Dow R S. Large scale FRP structural testing[C]// *Proceedings of the International Conference Light-weight Materials in Naval Architecture*. [S. l.]: Royal Institute of Naval Architects, 1996.
- [6] Krueger R, Cvitkovich M K, O'Brien T. Testing and analysis of composite skin stringer debonding under multi-axial loading [R]. NASA-TM-1999-209097, 1999.
- [7] 刘从玉, 许希武, 陈康. 考虑脱粘的复合材料加筋板屈曲后屈曲及承载能力数值分析[J]. *复合材料学报*, 2010, 27(6): 158-166.
Liu Congyu, Xu Xiwu, Chen Kang. Buckling, post-buckling and collapse analysis of stiffened composite panels with debonding damage[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(6): 158-166.
- [8] 孙立, 许希武, 徐焜. 含脱粘损伤的复合材料加筋板压缩破坏渐进损伤数值分析[J]. *材料科学与工程学报*, 2009, 27(5): 740-744.
Sun Li, Xu Xiwu, Xu Kun. Progressive damage analysis of stiffened composite panels with debonding damage under compressive load[J]. *Journal of Materials Science & Engineering*, 2009, 27(5): 740-744.
- [9] Kong C W, Lee I C, Kim C G, et al. Postbuckling and failure of stiffened composite panels under axial compression[J]. *Composite Structures*, 1998, 42(1): 13-21.
- [10] 王菲菲, 崔德刚, 熊强, 等. 复合材料加筋板后屈曲承载能力工程分析方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(4): 494-497.
Wang Feifei, Cui Degang, Xiong Qiang, et al. Engineering analysis of post-buckling loading capability for composite stiffened panels[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(4): 494-497.
- [11] 张永久, 耿小亮, 甘建, 等. 考虑损伤和界面脱粘的复合材料加筋板稳定性试验与模拟研究[J]. *应用力学学报*, 2013, 30(1): 19-24.
Zhang Yongjiu, Geng Xiaoliang, Gan Jian, et al. Experiment and simulations of stiffened panel buckling with composite damage and interfacial delamination [J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2013, 30(1): 19-24.
- [12] 霍世慧, 王富生, 王佩艳, 等. 复合材料机翼加筋壁板稳定性分析[J]. *应用力学学报*, 2010, 27(2): 423-427.
Huo Shihui, Wang Fusheng, Wang Peiyan, et al. Stability analysis on the ribbed panel of the composite wing [J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2010, 27(2): 423-427.
- [13] 孔斌, 叶强, 陈普会, 等. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲失效表征[J]. *复合材料学报*, 2010, 27(5): 150-155.
Kong Bin, Ye Qiang, Chen Puhui, et al. Post-buckling failure characterization of an integrated stiffened composite panel under uniaxial compression[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(5): 150-155.
- [14] 张铁亮, 丁运亮. 复合材料加筋壁板的结构布局优化设计[J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(1): 8-12.
Zhang Tieliang, Ding Yunliang. Structural layout optimization of composite stiffened panel[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(1): 8-12.
- [15] 赵群, 丁运亮, 金海波. 基于压弯刚度匹配论则的复合材料加筋板结构优化设计[J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(3): 357-362.
Zhao Qun, Ding Yunliang, Jin Haibo. Structural optimization design of composite stiffened panels based on matching regulations of compression and bending stiffnesses [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(3): 357-362.
- [16] Abaqus Inc. Abaqus analysis user's manual [M]. Version 6.9. Pawtucket, USA: Abaqus Inc., 2009.
- [17] Wempner G A. Discrete approximations related to nonlinear theories of solids[J]. *Int J Solids Struct*, 1971(11): 1581-1599.
- [18] Crisfield M A. An arc-length method including line searches and accelerations [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 1983(19): 1269-1289.
- [19] Lam W F, Morley C T. Arc-length method for passing limit points in structural calculation[J]. *Journal of Structural Engineering*, 1992(1): 169-185.