

文章编号:1000-8055(2011)11-2416-06

含分层损伤国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维 复合材料层合板压缩失效模式

傅惠民, 杨雨松, 张勇波

(北京航空航天大学 小样本技术研究中心, 北京 100191)

摘 要: 对含单个分层损伤国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维复合材料层合板进行压缩试验,通过对同种中等厚度含不同分层大小、不同分层位置的层合板压缩失效后的宏观形貌及超声波 C 扫描检测结果的分析,研究了分层大小及分层位置对于国产碳纤维及 T300 纤维复合材料层合板失效模式造成的影响,比较了两种纤维复合材料失效模式的异同.结果表明,预制分层在压缩过程中都发生了扩展,而分层位置是影响其压缩失效模式较为重要的因素.对于分层位置较深的层合板,其失效模式往往为首先发生分层扩展,进而子层板剪切屈曲失效.总的分析表明,国产碳纤维复合材料与 T300 纤维复合材料含分层损伤层合板的压缩失效模式基本相同.

关 键 词: 国产碳纤维; 复合材料; 失效模式; 宏观形貌; 超声波 C 扫描

中图分类号: V258; O211

文献标志码: A

Failure mode research on CCF300 and T300 carbon fiber composite laminates with delamination under compressive strength

FU Hui-min, YANG Yu-song, ZHANG Yong-bo

(Research Center of Small Sample Technology,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The compression test was conducted on the homemade and T300 carbon fiber composite laminate with one delamination. According to the macro-shape and the ultrasonic C-scan result of post-failure specimens which contain different sizes and different positions of delaminations but the same thickness, an investigation has been conducted by this study on the effects of delamination sizes and positions on the failure mechanism of homemade and T300 carbon fiber composite laminates. Also the differences of failure mode have been analyzed between these two kinds of composites. The final result shows that the imbedded delaminations have all propagated, and the position of delamination proposed to be the most important factors affecting the compressive failure mode. To the laminates with deep delamination the failure mode presented to be the first propagation of delamination and second shear buckling failure of sub-laminate. Based on these analyses we find that the failure mode of homemade carbon fiber composite is same with the T300 carbon fiber composite generally.

Key words: homemade carbon fiber; composite; failure mode; macro-shape;
ultrasonic C-scan

收稿日期:2011-08-19; 修订日期:2011-10-19

基金项目:国家自然科学基金(10472006);北京市教育委员会共建项目(XK100060418)

作者简介:傅惠民(1956—),男,浙江遂昌人,“长江学者”特聘教授,博士,从事小样本信息技术、软校准技术、数据融合方法及可靠性研究.

高性能碳纤维树脂基复合材料以其高比强、高比模等许多优点在航空、航天领域得到了较广泛的应用^[1-5],其用量已成为航空飞行器先进性标志之一。但是目前,全球碳纤维生产高度垄断在少数几个外国企业手中,在技术和产品出口方面分别采取严密封锁和严格限制的措施,使得我国航空、航天领域高性能碳纤维复合材料结构的使用常常受制于人^[6]。为解决各个方面这种被动的现状,必须研制自己的高性能碳纤维。而本文正是针对某国产碳纤维复合材料展开研究,对其含分层损伤层合板与含同样分层损伤的 T300 碳纤维复合材料层合板同时进行压缩试验,通过性能数据、超声波 C 扫描检测结果及试件损伤形貌的分析,深入研究其失效模式与损伤机理,比较两种纤维复合材料的异同。

分层是复合材料层合板和层压结构特有的主要损伤形式,分层损伤会使复合材料层压板强度和刚度明显下降。因此,许多学者对于含分层损伤的复合材料结构进行了研究^[7-10],且大部分集中在对于层合板剩余强度、分层屈曲及后屈曲行为的数值仿真与理论计算上^[11-12]。而主要针对其失效模式展开研究的文章却很少见,且工程中普遍认为对于薄板,单个的分层在压缩过程中很难发生扩展,往往是整个层合板的屈曲失效;对于较厚的层合板,单个的分层损伤对其剩余强度及压缩失效模式影响不大。因此,本文主要针对中等厚度含分层损伤层合板的压缩失效模式展开研究,深入分析分层位置及分层大小对两种纤维复合材料失效模式的影响,比较国产碳纤维复合材料 CCF300 与 T300 纤维复合材料受分层影响失效模式的异同。

1 试 验

1.1 原材料

国产碳纤维为 CCF300 和 T300 碳纤维;树脂基体为 QY8911。

1.2 仪器

疲劳试验机:311.31;超声波 C 扫描仪:IUCS 型;应变计:汉中 521 厂生产的常温应变计 BA120-2AA(11),H-610 胶粘剂。

1.3 试样制备

将碳纤维制成预成型体,用热压罐在 185℃ 下固化 2h,200℃ 下加热 3h 后处理得到碳纤维复合材料板。制备得到两种复合材料分别为:

CCF300/QY8911 和 T300/QY8911;层合板铺层顺序为 $[45/-45/0/-45/0/45/0/-45/45/45/90/45/-45/-45/45/0]$ s 共有 31 层,预浸料单层厚度为 0.12 mm,所以层合板厚度为 3.72 mm,试件长×宽为 150 mm×120 mm。

圆形的分层缺陷采用两层无孔聚四氟乙烯薄膜预制而成,在预浸料铺层过程中,预先置入两层无孔聚四氟乙烯薄膜,然后固化而成。由于预制的圆形分层位于整个层合板几何形状的中央,因此为保证缺陷位置的准确,首先通过超声波 C 扫描仪确定缺陷的位置,然后再切割试样,而具体的分层位置及分层大小如表 1 所示,表中 h 表示层合板厚度。

表 1 各层合板预制分层位置与大小
Table 1 Location and size of delaminations

in the laminates		
材料型号	分层位置	分层直径 Φ /mm
CCF300/ QY8911	$h/2$	38
		50
	$h/3$	38
		50
T300/ QY8911	$h/2$	38
		50
	$h/3$	38
		50

1.4 力学性能的测定

试验按照 ASTM D7137V07 含损伤聚合物基复合材料板压缩剩余强度性能的标准试验方法进行,试验中应变通过应变片测量,应变测量点及其位置如图 1 所示,而试件的试验支持状态如图

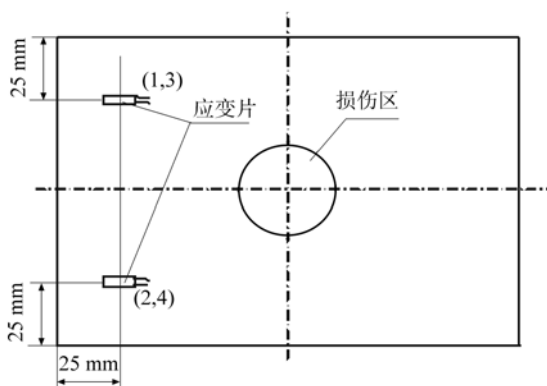


图 1 中央分层压缩试件应变片布置图

Fig. 1 Position of the strain gauges

2所示。试验是在室温(20 ± 3)℃和相对湿度为(50 ± 10)%的环境条件下进行的。

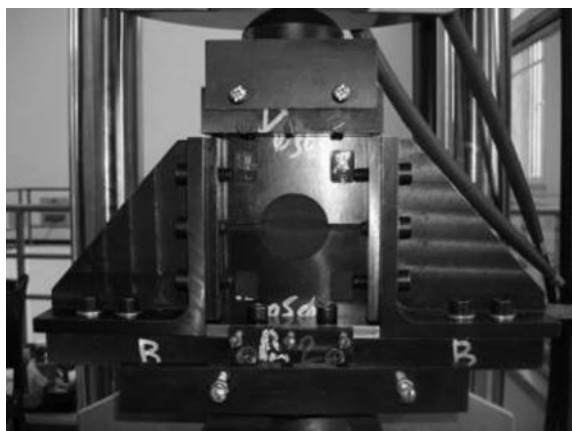


图2 中央分层压缩试件应变片布置图

Fig. 2 Position of the strain gauges

2 结果与讨论

2.1 两种复合材料压缩性能对比分析

图3给出了CCF300/QY8911与T300/QY8911两种复合材料层合板含中央分层损伤处于 $h/2$ 时,其压缩剩余强度与T300/QY8911复合材料层合板在常温干态条件下无分层损伤压缩剩余强度的比值。可以看到,分层损伤对剩余强度的影响较大,分层大小为 $\Phi 38$ mm与 $\Phi 50$ mm的层合板与无分层的层合板相比,剩余强度下降了近60%;同时也看到,国产复合材料层板与T300复合材料层板在无损伤与有损伤条件下,剩余强度接近,没有明显的差别。

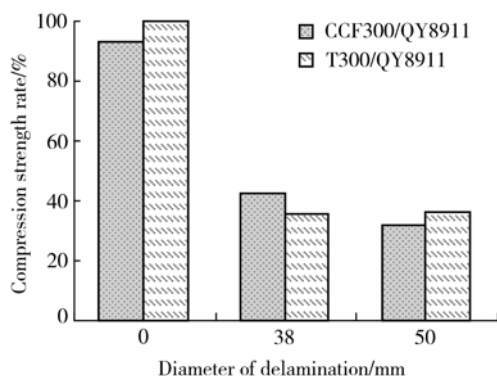


图3 分层位置为 $h/2$ 时层合板压缩强度比值

Fig. 3 Compression strength rate of composites laminates with delaminations in the location of $h/2$

图4给出的是两种复合材料层合板含中央分层损伤处于 $h/3$ 时,其压缩剩余强度与T300/QY8911复合材料层合板无分层损伤压缩剩余强度的比值。可以看到,分层损伤对剩余强度的影响较大,分层大小为 $\Phi 38$ mm与 $\Phi 50$ mm的层合板剩余强度下降了近60%;而国产复合材料层板与T300复合材料层板在各个损伤条件下,剩余强度没有明显的差别。

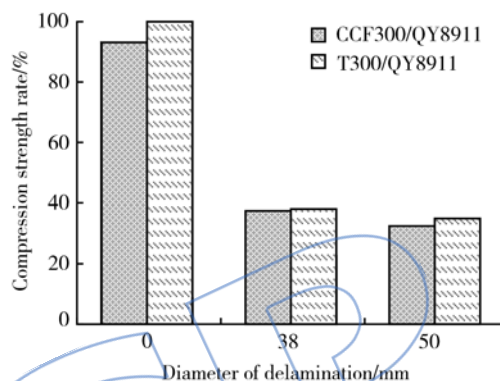


图4 分层位置为 $h/3$ 时层合板压缩强度比值

Fig. 4 Compression strength rate of composites laminates with delaminations in the location of $h/3$

2.2 分层位置为 $h/2$ 分层大小为 $\Phi 38$ mm时层合板压缩失效模式对比分析

首先将从宏观照片入手,比较CCF300/QY8911与T300/QY8911两种复合材料失效模式的异同。图5列出的是两种复合材料试件压缩破坏后的侧面照片,对于CCF300/QY8911复合材料,由于该层合板分层位置为 $h/2$,由分层隔成的两子层很难各自分开。因此,首先发生的是分层扩展。从图中可看到,预埋分层首先扩展到边缘,进而导致两块子板同时屈曲破坏,并在断口周围产生大量新的分层。这些新的分层中一部分继续沿层合板的边缘向纵向方向扩展。所以,图中除了能看到层合板中间的主要分层以外,还能看到其他的分层,同时在断口周围有大量的纤维断裂及基体破坏。

对于T300/QY8911复合材料,其预制分层也扩展到了试件的端面,由分层分成的两块子板也在中央位置分别剪切屈曲破坏,并由此产生新的分层。T300复合材料两子板屈曲破坏的位置也较为一致,均在层合板的中部,相互之间也没有交叉的距离。通过比较可以看到,两种复合材料首先

发生的都是分层扩展,然后子层剪切屈曲破坏,在剪切屈曲破坏的瞬间,层合板边缘产生新生分层并扩展.相对而言,CCF300 复合材料层合板分层扩展更为严重.



图 5 CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料层合板宏观照片比较

Fig. 5 Failure pictures of CCF300/QY8911 and T300/QY8911 composite laminates

图 6 与图 7 分别为 CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料层合板压缩破坏后进行超声波 C 扫描的结果,其中白色的圆表示的是原先预埋分层的大小,颜色较浅的区域为损伤区域,颜色较深的区域为无损伤区域.

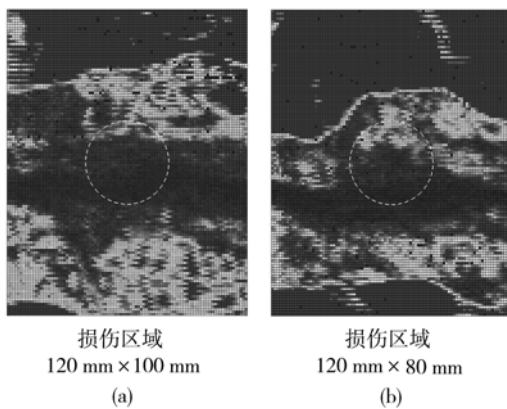


图 6 CCF300/QY8911 复合材料层合板压缩破坏后超声波 C 扫描结果

Fig. 6 Ultrasonic C-scan of CCF300/QY8911 laminate subject to compression

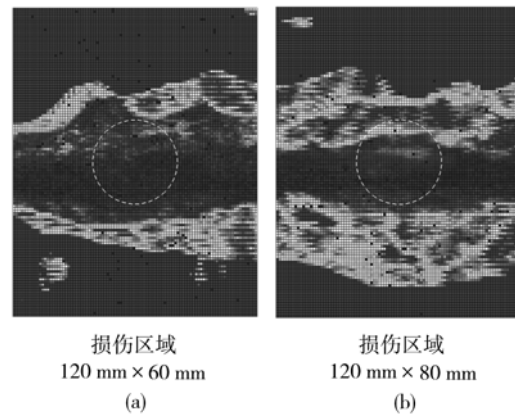


图 7 T300/QY8911 复合材料层合板压缩破坏后超声波 C 扫描结果

Fig. 7 Ultrasonic C-scan of T300/QY8911 laminate subject to compression

从图中可以看到,预制分层都发生扩展,CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料层合板压缩破坏后损伤区域的大小都远大于预制分层的大小.在整个宽度方向,两种复合材料层合板分层扩展通透,这与宏观照片上所观察到的情况相符.在纵向,两种复合材料也都发生了较长距离的扩展,并且 CCF300/QY8911 复合材料层板在纵向的扩展要较为严重,损伤区域几乎扩展到边缘.其次,分层中部的弧形分层也较为明显,表明在整个分层扩展过程中,横向与纵向同时扩展,横向主要为贯穿整个宽度方向,而纵向则进行相似性扩展,新的分层边缘也表现为弧形.图 7 中左侧层合板的分层扩展不是很对称,左边扩展较少,而右边扩展较大,这是由于预制分层时,偏离了中央位置所致.通过上述比较,可以看出,两种复合材料的分层扩展方式基本相同,CCF300/QY8911 复合材料分层扩展表现更为严重,这与宏观照片的观察结果相符.

2.3 分层位置为 $h/3$ 分层大小为 $\Phi 50$ mm 时层合板压缩失效模式对比分析

图 8 列出的是两种复合材料的宏观失效照片比较,由图可以看出,对于 CCF300/QY8911 复合材料,预埋分层已扩展到层合板边缘.每块层合板破坏后从侧面基本能看到两个或两个以上的主要分层,分层在扩展过程中还发生了跨层扩展的情况,并且由分层划分成的各个子层剪切屈曲的位置还不尽相同.因此,在整个压缩破坏过程中,可以推断层合板首先发生分层扩展,当扩展到一定程度后,较薄的子板首先屈曲破坏,造成大量纤维

断裂,基体破坏,进而产生新的分层;较厚子板很快也剪切屈曲破坏,也同时产生较多新的分层.在层合板最后破坏瞬间,新的分层往纵向方向迅速扩展,因而可以从整个层合板侧面观察到多个主要分层.

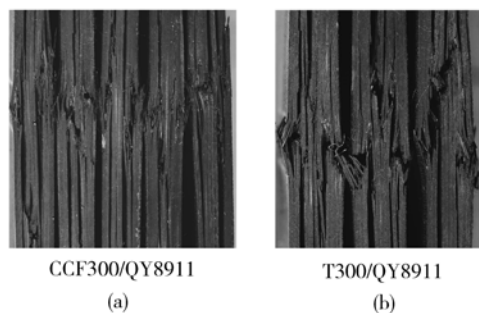


图 8 CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料层合板宏观照片比较

Fig. 8 Failure pictures of CCF300/QY8911 and T300/QY8911 composite laminates

对于 T300/QY8911 复合材料,其预制分层也扩展到了试件的端面.整个压缩过程中,由分层分成的较薄子板首先屈曲破坏,并由此产生新的分层,新的分层继续扩展进一步将子层板再分成两部分,导致整个层合板被分成了三块及其以上,与 CCF300/QY8911 复合材料的失效模式基本相同.

图 9 与图 10 分别为 CCF300 与 T300 复合材料层合板压缩破坏后进行超声波 C 扫描的结果,其中白色的圆表示的是原先预埋分层的大小.

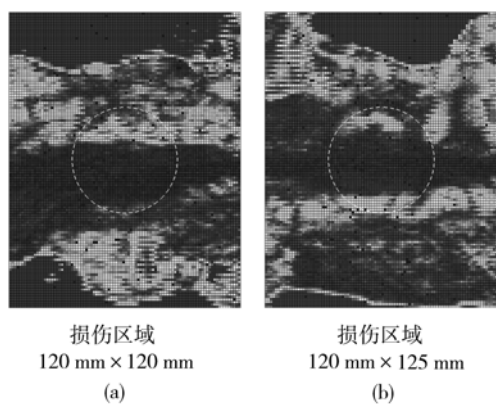


图 9 CCF300/QY8911 复合材料层合板压缩破坏后超声波 C 扫描结果

Fig. 9 Ultrasonic C-scan of CCF300/QY8911 laminate subject to compression

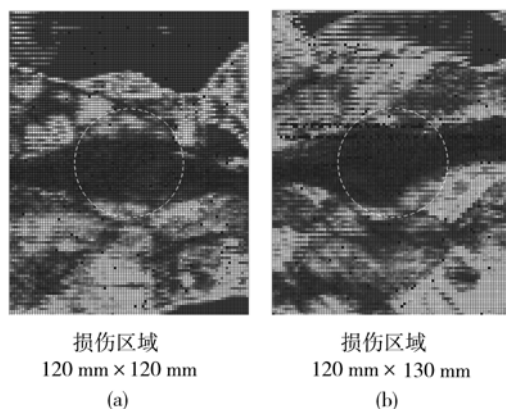


图 10 T300/QY8911 复合材料层合板压缩破坏后超声波 C 扫描结果

Fig. 10 Ultrasonic C-scan of T300/QY8911 laminate subject to compression

从图中可以看到,CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料压缩破坏后分层扩展的损伤区域都远远大于预制分层的大小,预制分层扩展较为严重.在整个宽度方向,两种复合材料层合板分层扩展通透,这与宏观照片上所观察到的情况相符.在纵向 CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料也几乎都要扩展到边缘.从损伤区域大小来看,CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料几乎相同,两种复合材料都发生了较为严重的扩展.两种复合材料的 C 扫描图片中都出现了喇叭状,即边缘较大,而内部较小,这说明分层在扩展过程中首先是在宽度方向扩展通透,进而是沿层合板边缘的分层往两侧扩展.在分层的中央,两种复合材料都出现了相应的弧状,说明在整个扩展过程中,内部分层是按照相似形状进行扩展的.

综上所述,通过比较,CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料在相同分层位置及相同分层大小下的条件下,其失效模式基本相同.

3 结 论

1) 含分层损伤的 CCF300/QY8911 与 T300/QY8911 复合材料其压缩强度与压缩失效模式基本相同.

2) 对于中等厚度的含分层损伤层合板,压缩破坏的失效过程基本为首先发生分层扩展,进而子层剪切屈曲,并在最后破坏阶段产生大量的新生分层.

3) 分层位置是影响层合板压缩失效模式较为主要的因素,分层较浅时主要发生子层板的屈曲失效,分层较深时更容易发生分层扩展.

4) 分层大小对层合板的压缩过程影响较小, 尤其对于较大的分层, 其失效模式基本相同。

5) 分层损伤对于层合板的压缩强度影响较大, 尤其对于中等厚度层合板, 其含分层损伤条件下的强度降应引起足够的重视。

参考文献:

- [1] 赵稼祥. 碳纤维复合材料在民用航空上的应用[J]. 高科技纤维与应用, 2003, 28(3): 1-4, 35.
ZHAO Jiaxiang. Application of carbon composite materials for civil aviation[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2003, 28(3): 1-4, 35. (in Chinese)
- [2] 赵稼祥. 碳纤维在美国国防军工上的应用[J]. 高科技纤维与应用, 2003, 28(1): 6-9.
ZHAO Jiaxiang. Application of carbon fiber for defence and military use in USA[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2003, 28(1): 6-9. (in Chinese)
- [3] 霍肖旭, 刘红林, 曾晓梅. 碳纤维复合材料在固体火箭上的应用[J]. 高科技纤维与应用, 2000, 25(3): 1-7, 20.
HUO Xiaoxu, LIU Honglin, ZENG Xiaomei. Applications of carbon fiber composites on SRM[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2000, 25(3): 1-7, 20. (in Chinese)
- [4] 贺福, 孙微. 碳纤维复合材料在大飞机上的应用[J]. 高科技纤维与应用, 2007, 32(6): 5-8, 17.
HE Fu, SUN Wei. The application of carbon fiber composite materials in giant plane[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2007, 32(6): 5-8, 17. (in Chinese)
- [5] 赵稼祥. 民用航空和先进复合材料[J]. 高科技纤维与应用, 2007, 32(2): 6-10.
ZHAO Jiaxiang. Civil aviation and advanced composite materials[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2007, 32(2): 6-10. (in Chinese)
- [6] 李书乡, 马全胜, 刘清田. 国产碳纤维现状及 CCF300 质量稳定性提高[J]. 材料工程, 2009(S2): 207-210.
LI Shuxiang, MA Quansheng, LIU Qintian. Current status of homemade carbon fiber and the advance of performance of carbon fiber CCF300[J]. Journal of Materials Engineering, 2009(S2): 207-210. (in Chinese)
- [7] 范金娟, 郑林斌, 赵旭, 等. 含低速冲击损伤复合材料层合板的压缩失效[J]. 失效分析与预防, 2009, 4(1): 19-23, 38.
FAN Jinjuan, ZHENG Linbin, ZHAO Xu, et al. Compression failure of composite laminates with low-velocity impact damage[J]. Failure Analysis and Prevention, 2009, 4(1): 19-23, 38. (in Chinese)
- [8] Al-Mansour A, 胡仁伟, 程小全, 等. 含中央分层缺陷层合板的压缩性能研究[J]. 强度与环境, 2007, 34(5): 14-21.
Al-Mansour A, HU Renwei, CHEN Xiaoquan, et al. Study on compressive properties of composite laminates with center delamination defect[J]. Structure & Environment Engineering, 2007, 34(5): 14-21. (in Chinese)
- [9] 程小全, 王进, Al-Mansour A, 等. 含矩形边缘分层缺陷层合板的压缩性能[J]. 复合材料学报, 2007, 24(2): 151-158.
CHEN Xiaoquan, WANG Jin, Al-Mansour A, et al. Study on compressive properties of composite laminates with edge rectangular delamination defect[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(2): 151-158. (in Chinese)
- [10] 范金娟, 赵旭, 程小全. 复合材料层合板低速冲击后压缩损伤特性研究[J]. 失效分析与预防, 2006, 1(2): 33-36.
FAN Jinjuan, ZHAO Xu, CHEN Xiaoquan. Compression damage characteristics of composite laminates after low velocity impact[J]. Failure Analysis and Prevention, 2006, 1(2): 33-36. (in Chinese)
- [11] 孙先念, 陈浩然, 陈绍杰. 含分层损伤复合材料层合板前后屈曲行为研究[J]. 航空学报, 1999, 20(3): 224-229.
SUN Xiannian, CHEN Haoran, CHEN Shaojie. Postbuckling analysis of composite laminates with delamination damage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(3): 224-229. (in Chinese)
- [12] 张凤鹏, 黄宝宗, 牛晚扬, 等. 非线性复合材料层板分层屈曲及后屈曲分析[J]. 东北大学学报, 2000, 21(3): 343-346.
ZHANG Fengpeng, HUANG Baozong, NIU Wanyang, et al. Buckling and postbuckling analysis of nonlinear composite laminates with delamination[J]. Journal of Northeastern University, 2000, 21(3): 343-346. (in Chinese)