

文章编号:1674-8190(2014)01-053-06

带止裂筋整体翼梁结构的破损安全分析与试验

张博平¹, 郭小华¹, 史仁义², 崔卫军²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 为了研究带止裂筋整体翼梁结构的裂纹扩展特性, 采用 ANSYS 有限元软件对裂纹尖端应力强度因子进行数值计算, 对缩比试验件进行疲劳裂纹扩展试验, 当裂纹扩展到止裂筋前时进行剩余强度试验。结果表明: 在梁缘条和蒙皮断裂情况下, 止裂筋能够降低梁腹板上的应力强度因子幅值, 对裂纹扩展起到抑制作用, 其能够承担较大的静载荷从而实现破损安全设计, 但是用止裂筋阻止疲劳裂纹扩展的效果并不显著; 与梁弯曲产生的正应力相比, 腹板上的剪应力不足以驱动 II 型裂纹扩展。

关键词: 整体翼梁; 止裂筋; 破损安全; 裂纹扩展试验

中图分类号: V215.6; V214.5; TB121

文献标识码: A

Fail-safe Analysis and Test for Integral Wing Structure with Stopping-crack Stringer

Zhang Boping¹, Guo Xiaohua¹, Shi Renyi², Cui Weijun²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: The stress intensity factors of the integral wing beam structure with stopping-crack stringer are researched by using FEM software ANSYS, and the crack propagating tests are achieved using simulate specimen. Results indicate that the value of the stress intensity factors is of a sharp decline because the normal stress in the beam is shared by the stringer, and it has the ability to share high static load so as to achieve fail-safe design before the crack extend to the stringer, nevertheless it is hard to stop the crack propagation by stringer. Beside, the shear stress in beam web cannot serves to propagate mode II crack since the ratio of the shear stress to the normal stress is small.

Key words: integral wing beam; stopping-crack stringer; fail-safe; crack propagating tests

0 引言

在现代飞机结构设计中, 为了保证结构安全, 很多主要部件采用损伤容限设计概念, 其中破损安全设计是一个重要途径。传统的机翼主梁是由多个元件通过螺栓连接组装起来的一个组合结构, 为了防止下翼面梁缘条裂纹向梁腹板扩展而引发失

稳性断裂破坏, 设计师在距梁下缘条 1/3 处附近采用螺栓连接方法增加了截面为“L”形的止裂器, 其实质是在梁腹板上添加了一个小缘条, 当梁下缘条出现裂纹并向腹板扩展时起到止裂作用, 同时能够提供足够的强度以保证下次检查前的结构安全。这种组合形式翼梁结构简单、制造成本低, 但是, 由于包含了很多紧固件和紧固孔, 增加了结构重量, 也人为地制造了大量应力集中问题, 使结构的承载能力降低。

随着制造加工技术的发展, 现代飞机机翼主梁

收稿日期: 2012-12-17; 修回日期: 2013-01-29

通信作者: 张博平, zhangbp@nwpu.edu.cn

多采用整体翼梁结构设计技术,使止裂器、梁缘条、腹板和隔框等成为一体,形成整体翼梁,如图1所示。这样,既能减轻结构重量,又能消除紧固孔形成的疲劳源,提高翼梁的承载能力和疲劳寿命。

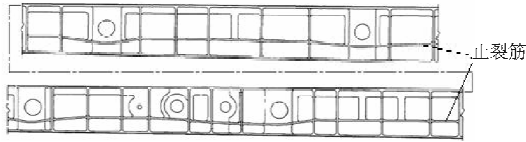


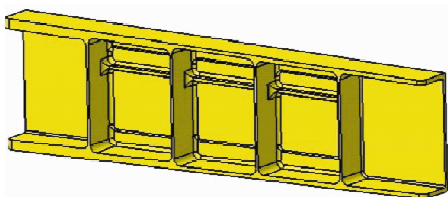
图1 带止裂筋的整体翼梁结构

Fig.1 Integral wing beam structure with stringer

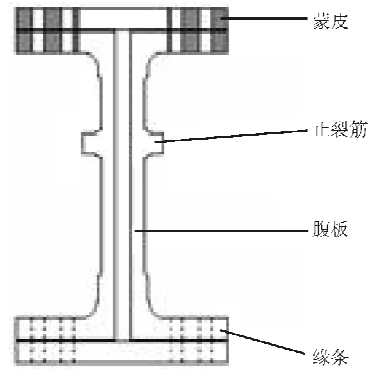
目前对飞机整体加筋结构裂纹问题的研究主要集中在壁板结构^[1-10],翟新康、司晓磊等^[11-12]对整体加筋翼梁裂纹扩展性能和断裂特性做了分析研究。但是,对整体加筋翼梁的筋条作用及设计原理的研究并不深入,许多问题还不够清楚,因此,本文对整体翼梁结构进行疲劳裂纹扩展试验,用断裂力学方法分析应力强度因子和裂纹扩展问题,通过对止裂筋断裂前后裂纹尖端应力强度因子的计算分析,以及裂纹扩展过程中止裂筋上的应力变化分析,结合试验结果,指出止裂筋的相关参数对裂纹扩展特性的影响,为整体翼梁结构破损安全设计提供依据。

1 整体翼梁裂纹扩展试验

整体翼梁试验件是按照机翼主梁加筋结构形式进行的简化设计,如图2(a)所示。由于梁截面的非对称性,横向载荷必将产生弯、剪、扭组合变形。为了研究梁在弯、剪载荷下的裂纹扩展特性,避免发生扭转变形,采用用蒙皮组合在一起形成的背靠背双梁形式对称结构,组合后的梁剖面如图2(b)所示,加黑部分为初始裂纹。



(a) 整体翼梁模型



(b) 翼梁剖面

图2 试验件结构形式

Fig.2 Structure form of test piece

试验时为了加载方便,把梁的上下翼面调换,按照机翼型式一端固支,在自由端施加向下的横向集中载荷。

疲劳试验过程中裂纹扩展情况如图3所示。当裂纹从梁缘条扩展到腹板后,在腹板上的扩展方向向梁的固定端发生偏转,裂纹不再与梁轴线垂直;当裂纹扩展到止裂筋附近时,止裂筋降低了腹板上的弯曲正应力,改变了裂纹尖端的主应力方向,使裂纹沿着止裂筋向固定端扩展,止裂筋代替梁缘条承担了很大的弯曲正应力,从而实现了破损安全设计思想。但是,并非所有试验件上的裂纹都会改变扩展方向沿止裂筋向固定端扩展,而是裂纹到达止裂筋后分别向止裂筋和腹板扩展,形成两条扩展路径。试验表明,裂纹在止裂筋前能否改变扩展方向与止裂筋的高厚比、止裂筋与腹板之间的倒角有关。



图3 裂纹扩展路径

Fig.3 Crack propagation path

裂纹到达止裂筋并穿过它,一般只需数十次载荷循环,这与裂纹扩展寿命比较要短得多。因此,

当裂纹尚未扩展到止裂筋时,止裂筋能够为翼梁提供较大的剩余强度以保证飞机安全,然而不足以抵抗高应力水平下的疲劳载荷。所以,在整体翼梁上采用止裂筋阻止裂纹扩展是危险的,甚至是灾难性的。由于止裂筋的作用,梁断裂后断口呈“S”形状,不完全与梁轴线垂直,如图 4 所示。

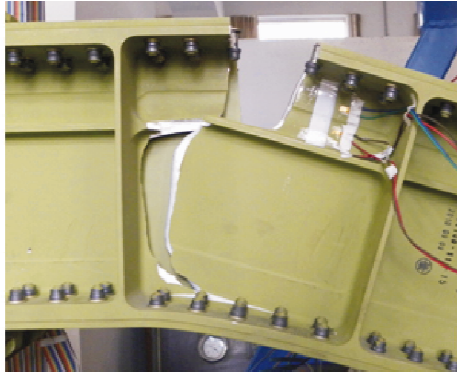


图 4 破坏模式
Fig. 4 Failure mode

2 整体翼梁的应力强度因子

用 ANSYS 有限元软件对整体翼梁裂纹扩展过程中的应力强度因子进行分析,有限元数值计算模型如图 5 所示。

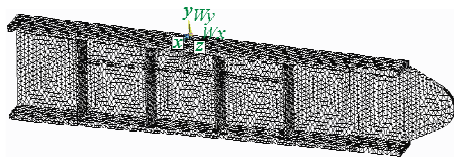
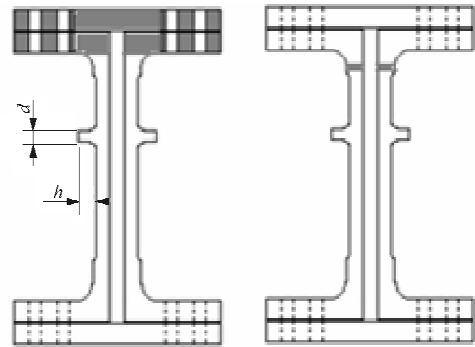


图 5 整体翼梁有限元模型
Fig. 5 Finite element model of integral wing beam

为了研究裂纹扩展特性,数值计算中将初始裂纹分为两种形式:一种是假设梁缘条和蒙皮已经断裂,裂纹已扩展到梁缘条与腹板交汇处,如图 6(a) 所示;另一种是假设梁缘条和蒙皮完好,在梁腹板上存在有 5 mm 的初始裂纹(或缺陷),如图 6(b) 所示。对于第一种裂纹形式,研究无止裂筋和止裂筋分别取三种不同尺寸四种情况,其中 $h \times d$ 分别为 20 mm × 5 mm、20 mm × 6.5 mm 和 25 mm × 5 mm,定义为止裂筋 1、止裂筋 2 和止裂筋 3,均位于梁高度的三分之一处。



(a) 第一种裂纹形式 (b) 第二种裂纹形式

图 6 初始裂纹的两种形式

Fig. 6 Two forms of initial crack

根据断裂力学理论,极坐标下裂纹尖端附近的位移场为^[13]

$$v(r, \pi) = \frac{K_I}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (\kappa + 1) \quad (1)$$

$$u(r, \pi) = \frac{K_{II}}{2\mu} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} (\kappa + 1) \quad (2)$$

由式(1)和式(2)可得裂纹尖端应力强度因子为

$$K_I = \frac{2\mu}{(\kappa + 1)} \sqrt{2\pi} \frac{v(r, \pi)}{\sqrt{r}} \quad (3)$$

$$K_{II} = \frac{2\mu}{(\kappa + 1)} \sqrt{2\pi} \frac{u(r, \pi)}{\sqrt{r}} \quad (4)$$

式中: $v(r, \pi)$ 和 $u(r, \pi)$ 分别为裂纹面上的张开位移和滑开位移; $\kappa = \frac{3-\mu}{1+\mu}$; r 为裂纹面上距裂纹尖端的距离; μ 为材料的剪切模量。

为了提高计算精度,在裂纹尖端区域采用奇异应变三角形单元,如图 7 所示,由此得到的裂纹尖端应力场如图 8 所示。

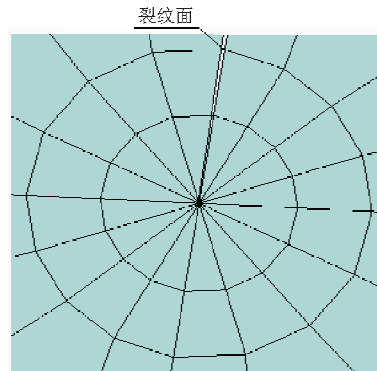


图 7 裂纹尖端奇异应变元

Fig. 7 Singular strain elements of crack tip

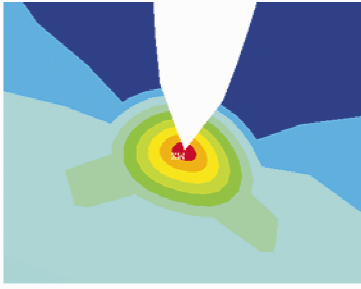


图8 裂纹尖端应力场

Fig. 8 Stress field of crack tip

2.1 梁缘条和蒙皮断裂

对于梁缘条和蒙皮断裂结构,在疲劳试验载荷下裂纹从腹板上初始长度 5 mm 扩展到 90 mm 时,把裂纹面位移值代入式(3)和式(4),得到四种情况的应力强度因子 K_I 和 K_{II} ,如图 9 所示。

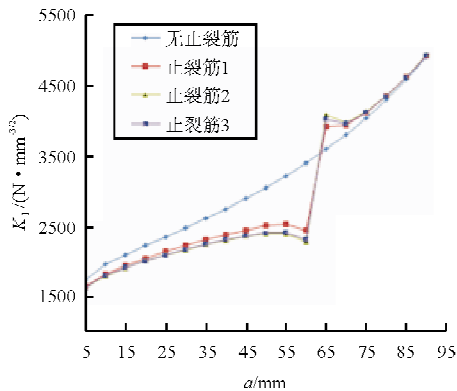
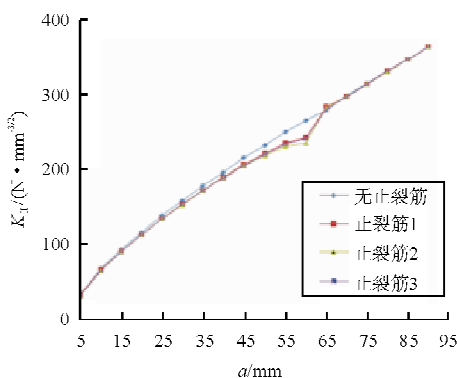
(a) K_I (b) K_{II}

图9 应力强度因子

Fig. 9 Stress intensity factors

从图 9(a)可以看出,带有三种不同尺寸止裂筋梁的应力强度因子 K_I 在止裂筋断裂前增长缓慢,

与无止裂筋情况比较小得多,而且二者的应力强度因子增长梯度方向相反。原因是当裂纹向止裂筋扩展时,止裂筋上的正应力会逐渐增大,如图 10 所示,对腹板上的应力强度因子起到衰减作用。当裂纹扩展到接近止裂筋时,止裂筋代替梁缘条承担了弯曲载荷,使腹板上裂纹张开位移下降,应力强度因子减小。

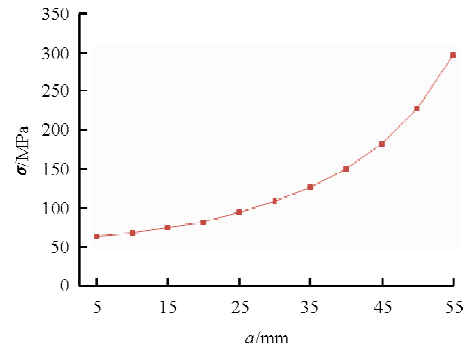


图10 止裂筋上的正应力

Fig. 10 Normal stress in stringer

在持续交变载荷作用下,止裂筋很快发生断裂,弯曲应力完全由梁腹板承担。因此,应力强度因子会发生突变,当裂纹尺寸相同时,应力强度因子比无止裂筋情况大得多,这是因为止裂筋断裂后传力路线中断,止裂筋断口成为自由端,加大了裂纹面的张开位移,从而加速了裂纹扩展。随着裂纹长度增加,这种现象逐渐消失,最后与无止裂筋的情况一致。所以,完好的止裂筋能够传递载荷,使腹板变形减小,应力强度因子下降,但一旦断裂,在局部区域对结构是不利的。

在三种止裂筋中第二种情况是最好的,由于面积大,止裂筋断裂前应力强度因子最小,当然断裂后也是最大的。

从图 9(b)可以看出,在短裂纹和止裂筋断裂后的情况下,四种应力强度因子非常接近,只是在止裂筋断裂前的局部区域内含止裂筋的应力强度因子比无止裂筋的情况小,在总体裂纹扩展长度上 K_{II} 与 K_I 比较不足 10%。显然,应力强度因子 K_{II} 不会成为裂纹扩展的主要原因,但是对于受拉、剪应力作用的复合型裂纹,裂纹总是在与最大主应力垂直的方向上扩展,因此, K_{II} 能使裂纹扩展方向发生偏转,其裂纹起裂角为^[14]

$$K_I \sin\theta + K_{II} (3\cos\theta - 1) = 0 \quad (5)$$

由此得到的裂纹扩展轨迹如图 11 所示。与图

9(a) 比较可以看出,在止裂筋前裂纹扩展轨迹基本一致,止裂筋断裂后应力强度因子 K_I 迅速增加,使裂纹起裂角减小,裂纹以斜直线方式扩展。对裂纹在止裂筋前的转向问题需要进行细节分析和进一步研究。

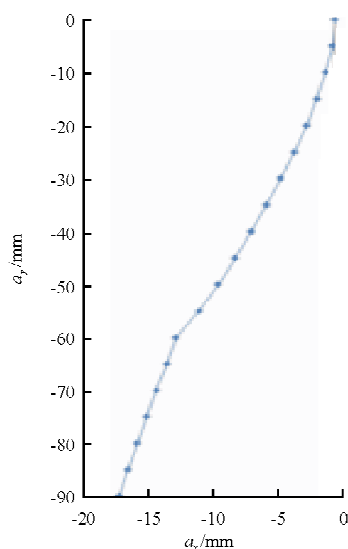


图 11 裂纹扩展轨迹

Fig. 11 Crack-growth trajectory

2.2 梁缘条和蒙皮完好

当梁缘条和蒙皮处于完好状态,梁腹板上存在有初始缺陷,假设为 5 mm 的初始裂纹。对于带有 20 mm×6.5 mm 止裂筋的梁,其应力强度因子如图 12 所示。

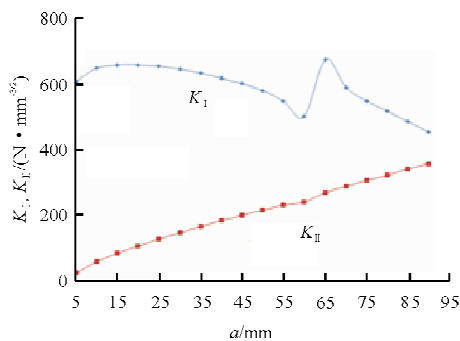


图 12 应力强度因子

Fig. 12 Stress intensity factors

从图 12 可以看出,由于梁缘条和蒙皮完好,它们承担了弯曲载荷产生的正应力,腹板上的应力强度因子 K_I 变化趋势与梁缘条和蒙皮断裂情况完全不同,在 5~15 mm 之间增加,随后逐渐下降,到

达止裂筋时最小,当止裂筋断裂后也会发生突变,与图 9(a) 比较整体应力强度因子要小得多。所以,只要梁缘条和蒙皮不发生断裂破坏,腹板上的 K_I 就不可能增加。

对于 II 型应力强度因子 K_{II} ,由于剪切应力主要由梁腹板承担,梁缘条和蒙皮的完好与否对其影响不大,两种情况下的 K_{II} 基本一致。但是,梁缘条和蒙皮依然会分担很小部分的剪力,使得图 12 中的 K_{II} 比图 9(b) 中的 K_{II} 要小一些。

比较图 12 中的 K_I 和 K_{II} 可以看出,在止裂筋断裂前,尽管 K_{II} 增加, K_I 下降, K_{II} 仍不到 K_I 的一半,而且整体应力强度因子水平也很低。即在梁缘条和蒙皮完好的情况下,即使梁腹板存在初始缺陷,剪切应力也不足以引起梁腹板上的裂纹扩展。

3 结 论

(1) 整体翼梁上的止裂筋在梁缘条和蒙皮断裂情况下,能够降低梁腹板上的应力强度因子,使裂纹扩展速度减慢;特别是当裂纹扩展到止裂筋前时,止裂筋能够提供较大的剩余强度,实现梁的破损安全设计。

(2) 与 I 型裂纹应力强度因子相比,梁腹板上的 II 型裂纹应力强度因子要小得多,一般不足以引起梁腹板发生剪切断裂破坏,梁腹板的破坏主要是剪切失稳。

(3) 合理设计止裂筋截面和倒角,能使裂纹在止裂筋倒角附近改变扩展方向,充分发挥止裂筋的拉伸性能。如果用止裂筋阻止裂纹继续向腹板中心扩展是危险的,甚至会带来灾难性事故。

参考文献

- [1] Poe C C. ASTM STP 486 Fatigue crack propagation in stiffened panels[S]. USA: American Society for Testing and Materials, 1971: 79-97.
- [2] Pettit Richard Glen. Crack turning in integrally stiffened aircraft structures[M]. USA: The Smithsonian/NASA Astrophysics Data System, 2000.
- [3] Grigory I Nesterenko. Comparison of damage tolerance of integrally stiffened and riveted structures[C]. ICAS 2000 Congress, United Kingdom; 2000.
- [4] 李亚智, 张向. 整体加筋壁板的破损安全特性与断裂控制分析[J]. 航空学报, 2006, 27(5): 842-846.
Li Yazhi, Zhang Xiang. An analysis of fail-safety and fracture control of integrally stiffened panels[J]. Acta Aero-

- nautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 842-846. (in Chinese)
- [5] Moreira P M G P, Castro de P M S T. Fractographic analysis of fatigue crack growth in lightweight integral stiffened panels[J]. International Journal of Structural Integrity, 2010, 1(3): 233-258.
- [6] 马野, 许希武, 宁晋建. 整体加筋壁板裂纹扩展轨迹模拟及控制分析[J]. 固体力学学报, 2009, 30(3): 251-258.
Ma Ye, Xu Xiwu, Ning Jinjian. An analysis of crack growth simulation and crack arrest in integrally stiffened panel[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2009, 30(3): 251-258. (in Chinese)
- [7] 王生楠, 张妮娜, 秦剑波. 整体机身结构纵向裂纹转折与止裂特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(4): 472-477.
Wang Shengnan, Zhang Nina, Qin Jianbo. Exploring engineering significance of turning of longitudinal crack in integral airframe structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(4): 472-477. (in Chinese)
- [8] Pettit R G, Newman J C, Domack M S. Crack turning damage tolerance approach for integrally stiffened structure [C]. 19th ICAF Symposium, Edinburgh, 1997.
- [9] Isaksson P, Ståhle P. Mode II crack paths under compression in brittle solids—a theory and experimental comparison [J]. International Journal of Solids and Structures, 2002, 39(8): 2281-2297.
- [10] Isaksson P, Ståhle P. A directional crack path criterion for crack growth in ductile materials subjected to shear and compressive loading under plane strain conditions[J]. International Journal of Solids and Structures, 2003, 40(13/14): 3523-3536.
- [11] 翟新康, 黄其青, 殷之平, 等. 飞机整体翼梁结构断裂特性分析研究[J]. 航空计算技术, 2007, 37(4): 71-74.
Zhai Xinkang, Huang Qiqing, Yin Zhiping, et al. Frature properties analysis of wing beam integrated structure[J]. Aeronautical Computing Technique, 2007, 37(4): 71-74. (in Chinese)
- [12] 司晓磊. 整体加筋翼梁结构破损安全性能研究[D]. 西安: 西北工业大学航空学院, 2009.
Si Xiaolei. Study on the fail-safe performance of integral stiffened wing spar structure[D]. Xi'an: School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)
- [13] 王自强, 陈少华. 高等断裂力学[M]. 北京: 科学出版社, 2009.
Wang Ziqiang, Chen Shaohua. Higher fracture mechanics [M]. Beijing: Science Press, 2009. (in Chinese)
- [14] 崔振源, 苏斌. 复合型断裂准则[M]. 西安: 陕西科学技术出版社, 1991.
Cui Zhenyuan, Su Bin. Compound fracture criterion[M]. Xi'an: Shaanxi Science and Technology Press, 1991. (in Chinese)

作者简介:

张博平(1958—),男,副教授。主要研究方向:复合材料及结构应力分析、断裂和实验力学。

郭小华(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:结构疲劳断裂与可靠性分析。

史仁义(1962—),男,研究员。主要研究方向:飞行器结构设计。

崔卫军(1971—),男,研究员。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:马文静)

(上接第52页)

- and Technology, 2000, 60(1): 59-64.
- [12] Hashin Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1981, 47(4): 329-334.
- [13] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composites laminates[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24): 2248-2280.
- [14] Lu Zhang, Rongguo Wang, Chunlu Chen, et al. Delamination growth behavior in carbon fiber reinforced plastic angle ply laminates under compressive fatigue loads[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2012, 31(4): 259-267.
- [15] 张璐. 含分层缺陷复合材料层合板分层扩展行为与数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学复合材料与结构研究所, 2012.
Zhang Lu. Numerical analysis and experimental study on propagation behavior of laminated composite plates with embedded delamination[D]. Harbin: Institute of Composite Materials and Structures, Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)

作者简介:

何凡(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:含分层损伤复合材料层合板疲劳分层扩展。

林智育(1980—),男,博士,副教授。主要研究方向:复合材料结构损伤容限/耐久性等。

(编辑:马文静)