

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.03.017

复合材料胶补飞机损伤金属结构疲劳寿命分析

杨晓华 张 玓 刘学君

(海军航空工程学院青岛校区航空机械系, 青岛, 266041)

摘要:针对复合材料单面胶接修理飞机损伤金属结构疲劳寿命分析时,多种失效模式耦合作用、残余热应力和附加弯曲力矩以及裂纹非均匀扩展的影响,提出了一种能够综合考虑上述影响因素的复合材料修理损伤金属结构疲劳寿命评估方法。算例分析结果与试验结果吻合,表明本文方法可为复合材料单面胶接修理损伤金属结构疲劳寿命估算提供参考。

关键词:复合材料胶接修理;损伤金属结构;疲劳寿命

中图分类号:TB330.1; TG497

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2017)03-0428-06

Analysis of Fatigue Life of Damaged Aircraft Metallic Structure Repaired with Single-Side Adhesively Bonded Composite

YANG Xiaohua, ZHANG Ding, LIU Xuejun

(Department of Aviation Mechanism, Qingdao Branch, Naval Aeronautical and Astronautical University, Qingdao, 266041, China)

Abstract: Considering the impact of coupling effect of several failure modes, residual thermal stress, additional bending moment and crack ununiform propagation in fatigue life analysis for damaged aircraft metallic structure repaired with single-side adhesively bonded composite patch, a life evaluating method for the repaired structure is put forward. Analysis results of example are accordant with experimental results, which shows that the method can be used for preliminary analysis of fatigue life of damaged metallic structure repaired with single-side adhesively bonded composite patch.

Key words: composite patch adhesively bonded repair; damaged metallic structure; fatigue life

针对飞机金属结构损伤,20世纪70年代初期, Baker等率先提出了复合材料胶接修理方法。此后的40多年中,学术界对复合材料胶接修理损伤金属结构的疲劳寿命、应力强度因子、裂纹扩展、复合材料脱黏、残余热应力影响等进行了大量的研究^[1-2]。如 Naboulsi^[3-8]和 Mall^[9]等人采用有限元“三板模型”对残余热应力和预先设置的界面脱黏对修理效果的影响,以及金属结构裂纹扩展速率进行了分析。Sabelkin等人^[10]通过有限元与试验相结合的方法对复合材料胶接修理7075-T6铝合金

后的若干参数进行了研究。Toudeshky等人^[11-15]利用有限元法和试验研究了复合材料单面胶接修理铝合金后疲劳裂纹的扩展以及裂纹前缘的形状。Chung等人^[16]通过三维有限元建模以及试验对复合材料单面胶接修理铝合金厚板裂纹扩展行为进行了研究。Papanikos等人^[17-18]通过三维有限元模型研究了修理结构中脱黏的萌生与扩展,以及补片参数的影响。文献^[18~22]分析了修理结构的裂纹扩展以及单面修理导致的裂纹扩展纹线的变化,但都没有考虑脱黏的影响。

收稿日期:2016-06-23;修订日期:2016-12-29

通信作者:杨晓华,男,教授,博士生导师,E-mail:13964889511@163.com。

引用格式:杨晓华,张玓,刘学君. 复合材料胶补飞机损伤金属结构疲劳寿命分析[J]. 南京航空航天大学学报,2017,49(3):428-433. YANG Xiaohua, ZHANG Ding, LIU Xuejun. Analysis of fatigue life of damaged aircraft metallic structure repaired with single-side adhesively bonded composite[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2017,49(3):428-433.

损伤金属结构经过复合材料胶接修理后,整个修理结构的受力特点、传力路线和应力应变场分布都发生了变化,最终导致结构的耦合失效模式。特别是复合材料的脱黏与裂纹扩展之间的相互作用不可忽略。此外,修理过程中形成的残余热应力以及单面修理导致的附加弯曲力矩等都会对修理结构的疲劳寿命产生影响。但从前文可以看出,在大多数已有的研究中,都对问题进行了简化,忽略残余热应力和弯曲变形的影响,且只考虑某一种损伤,没有分析多种损伤及其之间的相互影响。为此,本文基于有限元法和 Paris 裂纹扩展公式,提出了一种能够考虑残余热应力、附加弯曲力矩、单面修理导致的曲线裂纹扩展前缘以及多种失效模式相互影响的复合材料修理损伤金属结构疲劳寿命评估方法。

1 疲劳寿命分析模型

复合材料胶接修理损伤金属结构在疲劳载荷的作用下,主要的失效模式有:

- (1) 金属结构原有裂纹的扩展直至断裂;
- (2) 金属结构与复合材料之间脱黏的萌生与扩展;
- (3) 复合材料的疲劳破坏。

疲劳加载时,上述失效模式相互影响,共同作用决定了修理结构的疲劳寿命。因此分析修理结构的疲劳寿命应综合考虑各种失效模式。

对于金属结构原有的裂纹,将其从初始裂纹长度 a_0 到临界裂纹长度 a_f 的整个裂纹扩展过程划分为有限个较小的裂纹长度增量 $\Delta a_1, \Delta a_2, \dots, \Delta a_j, \Delta a_{j+1}, \dots, \Delta a_n$, 则有

$$\Delta a = a_f - a_0 = \sum_{i=1}^n \Delta a_i \quad (1)$$

那么结构的疲劳寿命为结构经历每次裂纹扩展的疲劳周次之和,即

$$N = \sum_i \Delta N_i \quad (2)$$

式中 ΔN_i 为对应于 Δa_i 的疲劳寿命。如果 Δa_i 足够小,那么可认为在此期间应力强度因子幅 ΔK_i 保持不变。依 Paris 公式, ΔN_i 为

$$\Delta N_i = \frac{\Delta a_i}{C(\Delta K_i(\Delta a_i))^m} \quad (3)$$

式(2)可写为

$$N = \sum_{i=1}^n \frac{\Delta a_i}{C(\Delta K_i(\Delta a_i))^m} \quad (4)$$

随着裂纹的扩展,胶接修理区域应力状况恶化,当裂纹扩展到某一长度时,金属结构与复合材

料之间出现脱黏或复合材料产生损伤,将同样的思路应用于脱黏及复合材料中的损伤,假设在裂纹扩展过程 Δa_i 中,产生的脱黏面积为 ΔS_i 和复合材料损伤为 ΔD_i 。当金属结构中裂纹长度扩展到 a_m 时,脱胶面积和复合材料补片损伤为

$$\begin{aligned} S_m &= \sum_i^m \Delta S_i \\ D_m &= \sum_i^m \Delta D_i \end{aligned} \quad (5)$$

金属结构中裂纹长度、脱胶面积和复合材料补片损伤都会影响到修补区的应力应变场。因此本文的模型充分考虑这些耦合效应,提出了如图 1 所示的疲劳寿命分析流程。

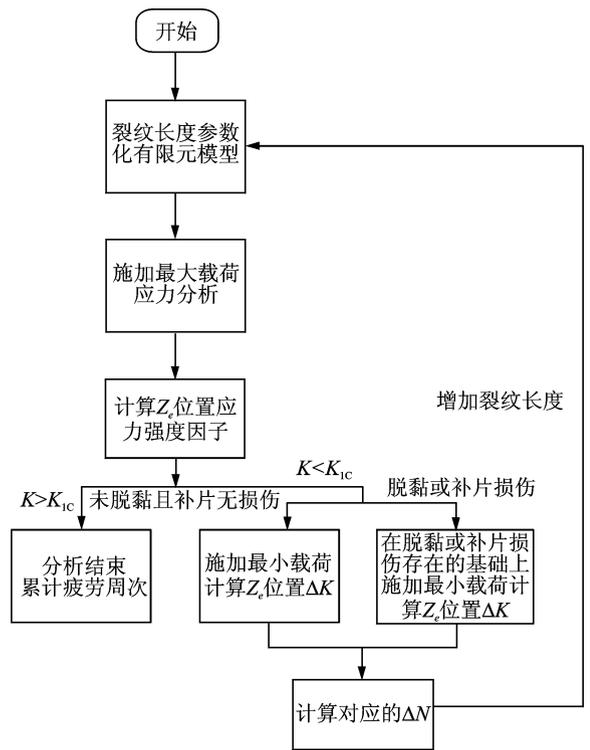


图 1 疲劳寿命分析模型

Fig. 1 Fatigue life analysis chart

在该模型中,相关要素的处理方法如下:

- (1) 胶黏剂脱黏分析采用牵引分离法。
- (2) 复合材料补片的失效准则采用 Hashin 准则,受损材料的性能按照线性规律退化,直至损伤 $d=1$,材料完全失效。
- (3) 应力强度因子采用虚拟裂纹闭合法计算,裂纹扩展采用 Paris 公式。

(4) 单面修理产生局部弯曲,进而影响金属结构中裂纹的扩展。采用 Toudeshky 模型^[11],用铝合金板厚度上任意一点 Z_c 的裂纹长度来表示修理结构的曲面裂纹长度

$$\begin{cases} \frac{Z_c}{t_p} = 0.0166 \left(\frac{E_{Al}}{E_{patch}} \right) + 0.3453 & \frac{t_p}{2W} < 0.05 \\ \frac{Z_c}{t_p} = 0.0235 \left(\frac{E_{Al}}{E_{patch}} \right) + 0.3159 & \frac{t_p}{2W} > 0.05 \end{cases} \quad (6)$$

式中： t_p 为铝合金板厚度； W 为铝合金板宽度； E_{Al} 和 E_{patch} 分别为铝合金和复合材料纤维方向的弹性模量。

2 复合材料补片修理试验与分析

2.1 试验

LY12CZ 铝合金板试验件尺寸为 180 mm × 120 mm × 3 mm, 预制 10 mm 中心穿透裂纹。

补片为碳纤维/环氧树脂复合材料, 其尺寸为 76 mm × 38 mm。补片尺寸满足刚度一致的要求^[23], 即

$$1 < \frac{S_{patch}}{S_{plate}} = \frac{E_{patch} t_{patch}}{E_{plate} t_{plate}} < 1.2 \quad (7)$$

式中： E_{patch} , E_{plate} 分别为复合材料及铝合金的弹性模量； t_{patch} , t_{plate} 分别为复合材料补片及铝合金板的厚度。

根据材料性能参数和铝合金板厚度, 可得

$$1.57 < t_{patch} < 1.88 \quad (8)$$

由此确定铺设 8 层 0° 碳/环氧预浸料, 每层厚度为 0.2 mm。

在进行单面胶接修理前, 对铝合金进行疲劳加载, 最大应力 $\sigma_{max} = 100$ MPa, 应力比 $R = 0.1$, 使预制的 10 mm 中心穿透裂纹扩展至 14 mm。

损伤区域经过表面处理, 将碳/环氧预浸料一层层铺设在修理区域, 按照一定的固化工艺制度进行共固化。试验件如图 2 所示。



图 2 试验件

Fig. 2 Specimens

2.2 试验结果

修理结构两端施加 $\sigma_{max} = 100$ MPa, $R = 0.1$ 的疲劳载荷。试验过程中, 记录载荷循环次数及对应的裂纹长度。裂纹扩展过程中伴随有黏接界面脱黏, 采用染色技术对其进行观察。经过一定疲劳周次的试验后, 将 DPT-8 着色渗透剂从试件的裂纹中喷入, 之后将其拉断并剥离复合材料补片, 由着

色情况可观察到脱黏形貌。最终的疲劳试验结果如表 1 所示。

表 1 疲劳试验结果

Tab. 1 Fatigue test results

试件	未修理试件	修理试件
	405 020	649 129
疲劳寿命/ cycle	370 467	543 313
		584 396
		755 013
		692 381

试验时发现, 在疲劳加载初期, 由于裂纹存在, 引起中心区域应力集中, 使胶黏剂传递载荷时形成的剪应力较大, 造成裂纹周边区域容易出现脱黏失效, 且形状呈椭圆形, 长轴与裂纹扩展方向一致。随着裂纹的扩展, 脱黏也以椭圆形状逐渐扩展, 当裂纹扩展到靠近复合材料补片边缘时, 裂尖的应力集中造成胶黏剂边缘区域剪应力增大, 使得补片边缘出现较大面积的脱黏, 由试件中心向两边呈喇叭状。裂纹进一步扩展, 超出补片宽度之后, 中心区域的椭圆形脱黏和边缘的喇叭形脱黏连成一片, 基本呈矩形, 如图 3 所示。

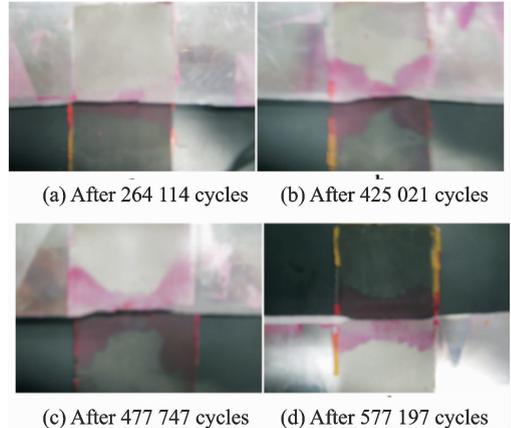


图 3 试验脱黏形貌

Fig. 3 Debond shape in experiments

2.3 仿真分析

材料的性能参数见表 2~4。

表 2 碳纤维性能数据

Tab. 2 Properties of carbon fiber

参数	数值
拉伸强度/MPa	4 000
拉伸模量/MPa	240
断裂伸长率/%	1.7
纤维直径/ μm	7
密度/ $(\text{g} \cdot \text{cm}^{-3})$	1.75
体积电阻率/ $(\Omega \cdot \text{cm})$	1.7×10^{-3}

表 3 环氧树脂性能数据

Tab. 3 Properties of epoxy

拉伸模量/GPa	拉伸强度/MPa
2.6	85

表 4 单向连续碳纤维增强环氧树脂基本力学性能

Tab. 4 Properties of unidirectional carbon/epoxy composite

0°拉伸	强度/MPa	1 800
	模量/GPa	130
90°拉伸	强度/MPa	100
	模量/GPa	10
0°拉伸	强度/MPa	1 520
	模量/GPa	110
0°压缩强度/MPa		1 100
90°压缩强度/MPa		167
层间剪切强度/MPa		80
剪切模量/GPa		5
泊松比		0.3
密度/(g · cm ⁻³)		1.6
纤维重量含量/%		68

建立三维有限元模型。铝合金板采用 8 节点六面体三维实体单元 C3D8R 进行建模,胶黏剂采用黏性单元 COH3D8 模拟,复合材料为各向异性,采用 SC8R 连续壳单元。由于对称性,建立 1/4 模型。

由于热膨胀系数的不同以及中性轴偏移,单面胶接修理会在结构中形成残余热应力和附加弯曲力矩,进而对结构的疲劳寿命产生影响。为计及这种影响,分析时首先根据固化制度设置温度和压力进行非线性分析,可以得到修理结构中残余热应力的分布以及弯曲变形如图 4 所示。



图 4 固化形成的弯曲变形

Fig. 4 Bending deformation during curing

在此基础上,设每次裂纹长度变化 $\Delta a = 0.1 \text{ mm}$,分别在结构两端施加 $\sigma_{\max} = 100 \text{ MPa}$ 和 $\sigma_{\min} = 10 \text{ MPa}$ 进行应力分析。

3 结果与讨论

分析发现,裂纹扩展初期,复合材料完全黏接在中心贯穿裂纹铝合金板上,胶黏剂通过剪切作用传递载荷,因此在中心贯穿裂纹覆盖区域应力明显较大,而边缘由于刚度突变,应力也大于其余区域,其应力分布如图 5 所示。当半裂纹从初始长度 $a_0 = 7 \text{ mm}$ 扩展到 $a = 16.4 \text{ mm}$ 时,铝合金板和复合材料之间在围绕裂纹的中心区域出现脱黏,其形

状基本呈椭圆形,且长轴垂直裂纹扩展方向,随着裂纹的扩展,椭圆形脱黏区域的面积也逐渐增大,直到其长轴贯穿复合材料长度方向,根据对称性,可知整个胶黏剂中心区域都发生了脱黏,其形貌如图 6 所示。但这一模拟结果与试验研究结果并不一致。

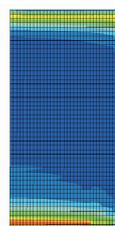


图 5 胶黏剂中应力分布

Fig. 5 Stress distribution in adhesive

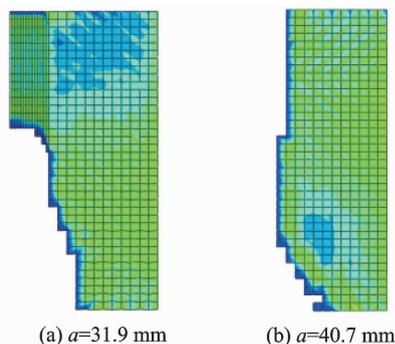


图 6 胶黏形貌

Fig. 6 Debond shape

脱黏后,胶黏剂传递载荷的作用减弱,铝合金板承担的载荷越来越多,裂尖应力强度因子快速增加。当裂纹扩展超出补片边缘之外至 $a = 48.7 \text{ mm}$ 时, Z_c 位置应力强度因子达到铝合金的断裂韧性,裂纹快速扩展,铝合金板断裂。整个过程中,复合材料没有出现损伤。

分析过程中,当胶黏剂单元中的应力满足牵引分离法时,即认为单元失效,并被删除,由此可得脱黏面积,即失效单元的数量与单元 XY 平面内面积的乘积,这样得到脱黏面积与裂纹长度的关系如图 7 所示。

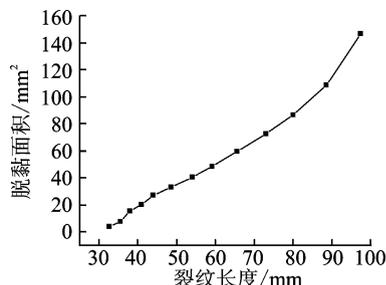


图 7 裂纹长度与脱黏面积的关系

Fig. 7 Relationship between crack length and debond area

计算得到裂纹扩展过程中,裂纹扩展速率与裂纹长度的关系如图8所示,结果见表4。利用 Paris 公式计算每段 Δa_j 对应的 ΔN_j , 裂纹扩展常数 $C=3.51 \times 10^{-9}$, $m=1.66$, 将其累加得到修理结构的疲劳寿命如图9所示。

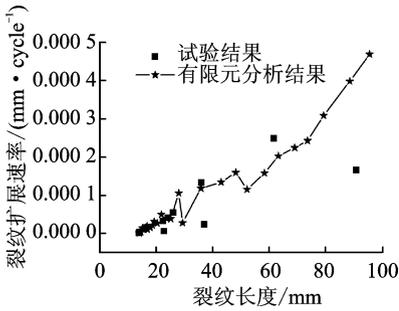


图8 裂纹扩展速率与裂纹长度的关系

Fig. 8 Relationship between crack length and crack propagation rate

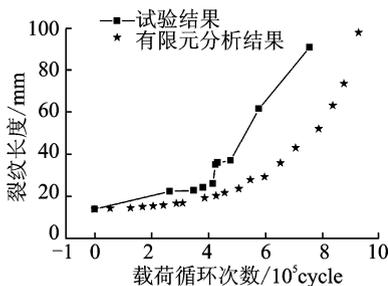


图9 疲劳寿命分析结果

Fig. 9 Fatigue life analysis results

从图中可以看出,相同裂纹长度下,有限元分析得到的疲劳寿命分析结果与试验结果相比较,最终计算得到的修理结构疲劳寿命为 926 418 次循环,与试验结果的平均值 644 846 次循环相比,相对误差为 30.39%,偏于危险,造成误差的原因有:

(1)有限元分析时,在每个裂纹长度增量内,认为裂纹扩展速率不变,与裂纹扩展速率越来越快的实际不符,造成最终的计算结果偏大。

(2)分析过程中,脱黏的形貌与实际不符。虽然同为椭圆形,但方向不一致,其长轴垂直于裂纹扩展方向意味着,在同样情况下,裂纹扩展方向上未脱黏的胶黏剂多,这样就可以传递更多的载荷,进而铝合金板承受的载荷减小,裂尖处应力强度因子幅也会变小,最终减缓裂纹扩展,使计算结果偏大。

(3)文献[10]中确定 Z_0 位置方法没有考虑修理结构中出现脱黏损伤,实际上在脱黏出现后, Z_0 位置裂纹还能否代表铝合金板中的曲面裂纹有待进一步研究,这也是造成误差的可能原因之一。

4 结束语

本文基于有限元法和 Paris 公式,提出了一种复合材料胶接修理损伤金属结构疲劳寿命的评估方法。该方法通过牵引分离失效法则和 Hashin 准则、复合材料固化过程的模拟以及被修理结构厚度方向裂纹长度表征点的选择,能够考虑修理结构多种失效模式、残余热应力和附加弯曲力矩以及单面修理导致裂纹非均匀扩展的影响。通过算例对其可行性进行验证,表明该方法可以为复合材料单面胶接修理损伤金属结构疲劳寿命估算提供参考。但由于计算结果与试验结果相对误差偏大,且偏于危险,如何提高预测精度以应用于工程还须进一步研究。

参考文献:

- [1] 王必宁. 复合材料胶接修补金属裂纹板的计算与实验研究[D]. 西安:西北工业大学, 2004.
WANG Bining. The analysis and test research of cracked metallic structure with bonded composite patch repair[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004.
- [2] 梁重云,曾竞成,肖加余,等. 复合材料补片胶接修补研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2002(4): 7-12.
LIANG Chongyun, ZENG Jingcheng, XIAO Jiayu, et al. Progress in bonded composite patch repair[J]. Aerospace Materials & Technology, 2002(4): 7-12.
- [3] NABOULSI S, MALL S. Modeling of cracked metallic structure with bonded composite patch using three layer technique [J]. Composite Structure, 1996, 35: 295-308.
- [4] NABOULSI S, MALL S. Thermal effects on adhesively bonded composite repair of cracked aluminum panels[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 1997, 26(1): 1-12.
- [5] NABOULSI S, MALL S. Analysis of cracked metallic structure with imperfectly bonded composite patch [R]. AIAA-97-1363, 1997.
- [6] NABOULSI S, MALL S. Fatigue crack growth analysis of adhesively repaired panel using perfectly and imperfectly composite patches [J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 1997(28): 13-28.
- [7] NABOULSI S, MALL S. Nonlinear analysis of bonded composite patch repair of cracked aluminum panels[J]. Composite Structures, 1998 (41): 303-313.
- [8] NABOULSI S, MALL S. Characterization of fatigue crack growth in aluminum panels with a bonded composite patch[J]. Composite Structures, 1997, 37(3/4): 321-334.

- [9] SCHUBBE J J, MALL S. Modeling of cracked thick metallic structure with bonded composite patch repair using three-layer technique [J]. *Composite Structures*, 1999, 45: 185-193.
- [10] SABELKIN V, MALL S, HANSEN M A, et al. Investigation into cracked aluminum plate repaired with bonded composite patch [J]. *Composite Structures*, 2007, 79: 55-66.
- [11] HOSSEINI H, TOUDESHPY H. Effects of composite patches on fatigue crack propagation of single-side repaired aluminum panels [J]. *Composite Structures*, 2006, 76: 243-251.
- [12] TOUDESHPY H H, MOHAMMADI B, SADEGHI G, et al. Numerical and experimental fatigue crack growth analysis in mode—I for repaired aluminum panels using composite material [J]. *Composite: Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2007, 38: 1141-1148.
- [13] TOUDESHPY H H, SADEGHI G, DAGHYANI H R. Experimental fatigue crack growth and crack-front shape analysis of asymmetric repaired aluminum panels with glass/epoxy composite patches [J]. *Composite Structures*, 2005, 71: 401-406.
- [14] TOUDESHPY H H, MOHAMMADI B, BAKHS-HANDEH S. Crack trajectory analysis of single-sided repaired thin panels in mixed-mode condition using glass/epoxy patches [J]. *Computers and Structures*, 2008, 86: 997-1005.
- [15] TOUDESHPY H H, MOHAMMADI B, DAGHYANI H R. Mixed-mode fracture analysis of aluminum repaired panels using composite patches [J]. *Composites Science and Technology*, 2006, 66: 188-198.
- [16] CHUNG K H, YANG Wonho. A study on the fatigue crack growth behavior of thick aluminum panels repaired with a composite patch [J]. *Composite Structures*, 2003, 60: 1-7.
- [17] PAPANIKOS P, TSERPES K I, LABEAS G, et al. Progressive damage modelling of bonded composite repairs [J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2005, 43: 189-198.
- [18] PAPANIKOS P, TSERPES K I, PANTELAKIS S. Initiation and progression of composite patch debonding in adhesively repaired cracked metallic sheets [J]. *Composite Structures*, 2007, 81: 303-311.
- [19] SEO Daecheol, LEE Jungju. Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch [J]. *Composite Structures*, 2002, 57: 323-330.
- [20] LEE Wooyong, LEE Jungju. Successive 3D FE analysis technique for characterization of fatigue crack growth behavior in composite-repaired aluminum plate [J]. *Composite Structures*, 2004, 66: 516-520.
- [21] 杨孚标,肖加余,江大志,等. 复合材料单面胶接修复含中心裂纹铝合金板的疲劳特性分析 [J]. *国防科技大学学报*, 2009, 29(3): 16-21.
- YANG Fubiao, XIAO Jiayu, JIANG Dazhi, et al. Fatigue behavior of the center-cracked aluminum plates bonded one-sidedly with composite patches [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2009, 29(3): 16-21.
- [22] ELLYIN Fernand, OZAH Folarin, XIA Zihui. 3-D modelling of cyclically loaded composite patch repair of a cracked plate [J]. *Composite Structures*, 2007, 78: 486-494.
- [23] ERDOGAN F, ARIN K. A sandwich plate with a part-through and a debonding crack [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1972, 4: 449-458.

