

复合材料胶接修补金属结构的非对称脱胶分析

刘国春 周斌 刘峰 唐庆如 崔继斌

(中国民用航空飞行学院航空工程学院, 广汉 618307)

文 摘 根据完整复合材料修补模型进行分析与验证,在此基础上针对小型非对称脱胶建立了脱胶分析有限元模型,引入脱胶影响“当量距离”的概念,分析了不同尺寸与位置的脱胶对于维修效果的影响。结果表明:脱胶直径较小时,裂纹强度对于脱胶位置的改变不敏感;当脱胶尺寸足够大时,在裂纹尖端附近存在一个脱胶敏感区域,在此区域内发生脱胶对于修补强度影响较大,而且该影响区域随着裂纹长度增加而增大。

关键词 复合材料,裂纹尖端,脱胶影响,胶接修补

中图分类号:V214

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2015.03.011

Analysis on Asymmetric Disbond of Damaged Metallic Structures Bonded With Composite Patches

LIU Guochun ZHOU Bin LIU Feng TANG Qingru CUI Jibin

(Aviation Engineering Institute, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307)

Abstract According to disbond of damaged metallic structures bonded with composite patches, a three dimensional finite element analysis model was developed for the composite repairs, which conforms with the results of experienced formula. The disbond model is also developed by the basic model, and equivalent distance was proposed for analyzing the effects of disbond with different sizes and positions. The result shows that the large disbond is more effective than little one, there is a strength sensitive zone near the crack tip and it is determined by crack length.

Key words Composite material, Crack tip, Disbond, Bonded repair

0 引言

随着航空器使用规模的不断扩大,与之而来的航空器结构损伤的维修问题凸显开来。20世纪70年代初期,澳大利亚航空试验研究所的A. A. Baker等人^[1-4]率先提出了复合材料补片胶接修补损伤飞机结构的方法。经过数十年的理论与试验研究,该技术已经应用于相当一部分飞机的修理之中。由于复合材料胶接修补损伤飞机结构中的粘结胶层对于诸多因素相当敏感,因此,在实际复合材料胶接修补中脱胶不可避免,严重脱胶情况下会发生修补结构件的二次损伤甚至飞机结构完全破坏。

由于脱胶失效在复合材料胶接修补技术中的关键地位,国外许多专家学者对于脱胶效应进行了大量研究。A. A. Baker研究了简单对称脱胶模型的静力学性能。J. J. Denney^[5-6]在ROSE模型的基础上,研

究了补片全尺寸脱胶、裂纹尖端脱胶、补片端部脱胶与中心脱胶4种情况在疲劳载荷作用下的力学性能,通过一系列试验,得出在修补裂纹附近的脱胶会大大影响修补效果,全尺寸脱胶的疲劳寿命一般只有完整修补情况下的70%左右,不过仍大大优于未修补板;同时也发现疲劳载荷的波峰值和胶层的剪应变密切相关,使用高模量的粘胶可以提高胶接修补的质量。A. Megueni等人^[7]利用有限元计算研究了应力强度因子与脱胶的关系,指出:当脱胶发生以后,会影响修补板的应力强度因子,并且在脱胶与裂纹等宽度的情况下,脱胶的长度尺寸与应力强度因子的平方成线性关系,同时指出提高补片厚度可以改善脱胶带来的负面效应。B. Bachir等人^[8]考察了硼/环氧补片修补I型裂纹和混合型裂纹的受损板的应力强度因子,研究得出当补片和修补板的厚度大致相等时,脱胶长度与

收稿日期:2015-02-28

基金项目:国家自然科学基金民航联合基金(U1233202);民航局重大项目(MHRD201240)

作者简介:刘国春,1983年出生,硕士,讲师,研究方向:复合材料结构设计与维修。E-mail: liuguochun@cafuc.edu.cn

应力强度因子的影响成线性关系,而且发现脱胶会导致胶层出现高剪切应力区域。Fujimoto 等人^[9]建立了多损伤、多处脱胶的对称计算模型,提出了应用关键位置点应变判断复杂损伤修补下脱胶情况的方法。J Palaniappan 等人^[10]在补片中植入传感器,根据反馈的长短波变化来判断实际修补中的脱胶情况。在上述的脱胶计算与实验的方案中,均是采用大面积整体尺寸预制脱胶,以及理想的对称脱胶,然而在实际脱胶情况大都是非对称和小型脱胶开始出现和逐渐发展的,对于此类脱胶的研究还未在文献中见到。本文研究实际的非对称小型脱胶,了解脱胶对于真实维修情况的影响,具有很强的工程价值。

1 典型复合材料胶接维修损伤结构分析

1.1 维修模型概述

根据单边浅表裂纹试件建立裂纹长度为 20 mm 的完整计算模型(图 1),母板为 LY12 铝合金,具体尺寸为:宽度 $W_p = 80$ mm,长度 $H_p = 200$ mm,板厚 $e_p = 2$ mm。修补片为碳/环氧复合材料,尺寸为宽度 $W_r = 40$ mm,长度 $H_r = 80$ mm,补片厚度 $e_r = 1$ mm;粘胶为 FM73,厚度 $e_a = 0.2$ mm,3 种材料参数见表 1。

表 1 维修材料性能参数

Tab.1 Material parameters of repairs

材料	E_1/GPa	$E_2, E_3/\text{GPa}$	ν_{12}, ν_{13}	ν_{23}	G_{12}, G_{13}, G_{23}
铝板	70		0.32		
粘胶	0.022		0.32		
碳/环氧	172	10	0.30	0.018	4.8

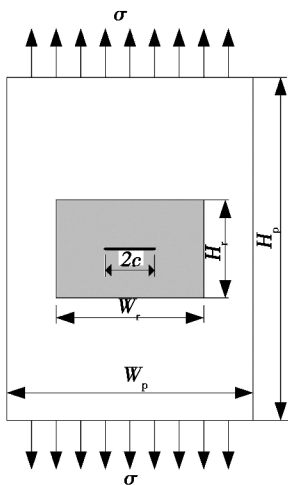


图 1 胶接修补模型图

Fig.1 Model of composite repair

1.2 有限元分析网格与边界条件

在板的两侧施加 $\sigma = 100$ MPa 的对称拉伸载荷,裂纹尖端采用奇异单元,修补板为 10 节点四面体单元,裂纹尖端为奇异单元,补片与粘胶为 20 节点六面体单元,补片、胶层与维修板之间认为是理想粘接,

应用接触设置进行连接。建立了完整有限元分析模型,修补板的有限元网格如图 2 所示。

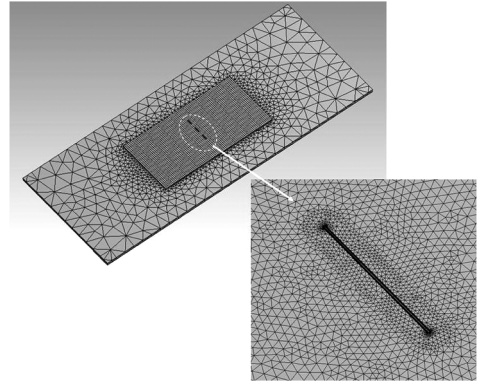


图 2 修补模型网格图

Fig.2 Finite element analysis model of repair

1.3 计算结果分析及验证

上述有限元分析得出该模型在裂纹处的最大应力强度因子 $K_I = 2.4178 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,应用经验公式对此结果进行验证,ROSE 模型中给出了复合材料胶接修补金属裂纹板的应力强度因子估算公式^[11]:

$$K_{\infty} = \sigma_0 \sqrt{\pi \Lambda} \quad (1)$$

其中
$$\sigma_0 = \frac{e_p E_p}{e_p E_p + e_r E_r} \cdot \sigma \quad (2)$$

$$\pi \Lambda = \sqrt{\frac{e_p E_p}{\beta \left(1 + \frac{e_p E_p}{e_r E_r}\right)}} \quad (3)$$

$$\beta = \frac{\frac{e_a}{G_a} + \frac{e_r}{3G_r} + \frac{e_p}{3G_p}}{\left(\frac{e_a}{G_a} + \frac{3e_r}{8G_r} + \frac{3e_p}{8G_p}\right)^2} \quad (4)$$

将已知各项代入上述经验公式,计算得 $K_{\infty} = 2.4375 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,与有限元计算值 $2.4178 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 进行对比,误差不到 1%,认为该三维计算模型的精度能够达到要求,将其应用于其后的脱胶计算中。

2 小型非对称脱胶力学性能计算分析

2.1 脱胶分析模型建立

当复合材料胶接修补出现小型脱胶时,脱胶形状一般呈现为椭圆或者圆形,对上述完整修补的有限元模型在胶层部分进行重新建模,如图 3 所示建立圆形的胶层孔洞模拟小型脱胶区域。

将该脱胶情况进行参数化处理,将脱胶圆孔的圆心到坐标原点(即平板中心)的距离与圆孔直径作为设计参量,由于母板的半裂纹长度为 10 mm,将脱胶的最大直径设为半裂纹长度的一半,变化区间为 1 ~ 5 mm;重点分析裂纹尖端的脱胶影响,将脱胶圆心到坐标原点的区域控制在 5 ~ 15 mm,计算其在各种脱胶宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015 年 第 3 期

胶工况下的修补板应力强度因子的变化,分析小范围小型不对称脱胶情况对于修补板力学性能的影响。

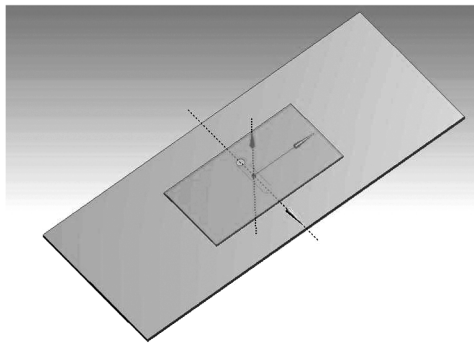


图3 不对称小型脱胶模型

Fig. 3 Repair model with asymmetric disbond

2.2 不对称单脱胶对于维修结构影响分析

为了研究脱胶直径与脱胶圆心位置对于修补板应力强度因子的影响,将计算获得的脱胶数据处理如图4所示,针对不同的脱胶直径下,建立脱胶圆心位置与应力强度因子之间的联系,得到以下关于小型不

对称脱胶情况的结论:

(1)当脱胶直径较小时,如图4的第一排的三组图中所示,脱胶直径为0.5、1、1.5 mm时,此时脱胶对于裂纹尖端的位置(横坐标10 mm处)并不敏感,应力强度因子随着脱胶圆心靠近外载荷作用的位置而增大。

(2)当脱胶直径增大到一定程度之后,裂纹尖端的影响开始呈现,应力强度因子与圆心位置的关系变为了振荡曲线。为了验证裂纹尖端脱胶区域的影响范围,选择图4中每组应力强度因子数值靠前的7个脱胶位置,并对计算其脱胶边缘相对于裂纹尖端的距离(脱胶区域覆盖裂纹尖端时记为0 mm),计算公式如下:

$$L = \begin{cases} |x + d/2 - 10| & \text{当 } x < 10 \\ |x - d/2 - 10| & \text{当 } x > 10 \end{cases} \quad (5)$$

式中, L 为脱胶边缘相对裂纹尖端的距离(以下简称当量距离), x 为脱胶圆心位置, d 为脱胶直径。

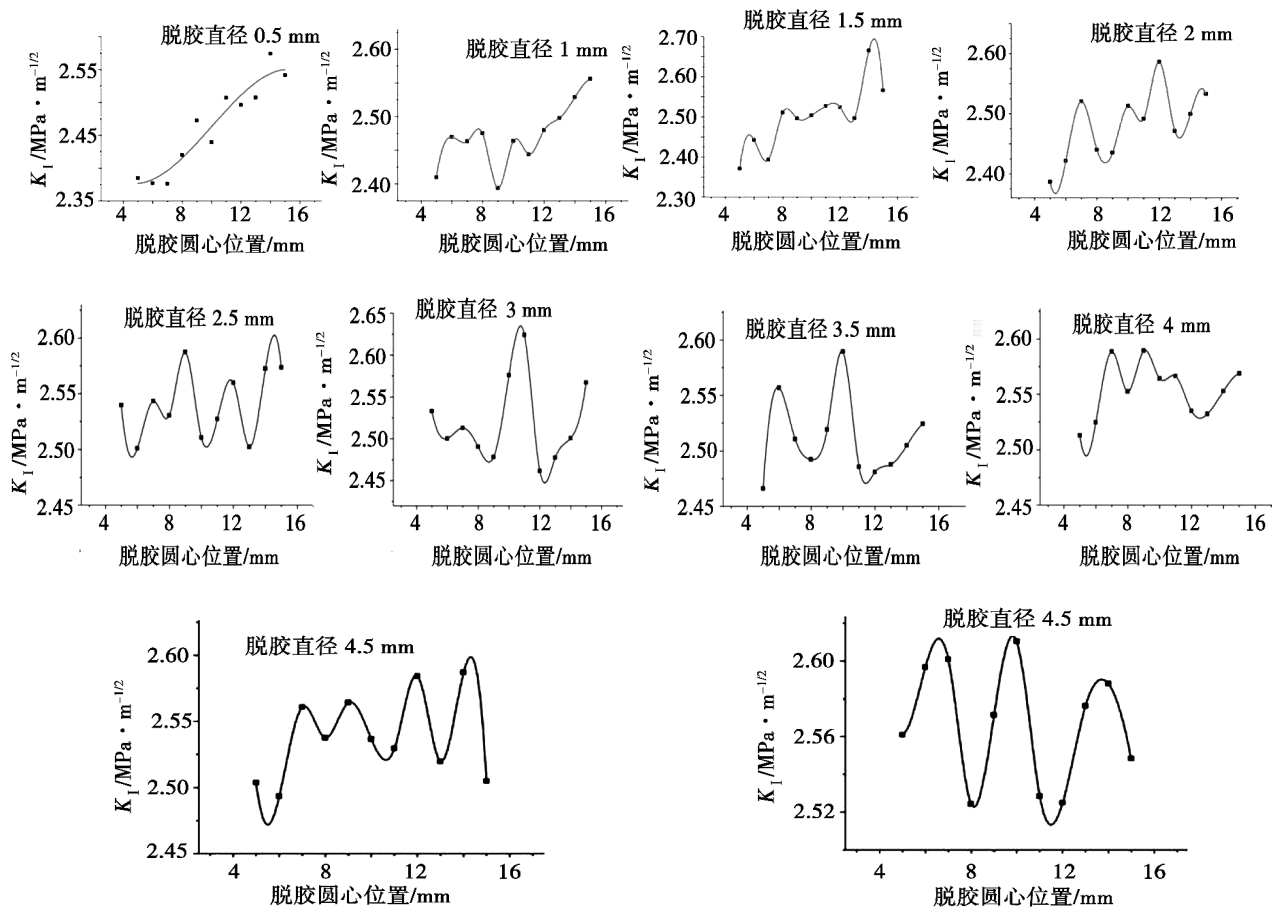


图4 半裂纹长度为10 mm的不同脱胶位置应力强度因子变化

Fig. 4 SIF change with different disbond sizes and positions for 10 mm half crack

将计算所得的2~5 mm脱胶直径的影响范围数值整理见表2。由表2数据统计可知,当影响区域边

界为2.25 mm时,包括在其中的数值为37个,占到了整个计数的75%,此时的 K_I 值在2.50 MPa·m^{1/2}

之上,属于断裂强度较高的水平,而且包含了所有的极限 K_I 值。再将该值作为裂纹尖端的影响范围值,满足该条件的脱胶位置从 2~5 mm 一共有 58 个,其中应力强度因子高于 $2.50 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 有 40 个,占到

了总数的 83.8%,可以认为在裂纹尖端附近存在一个影响区域,当脱胶处于该影响区域范围内时,有较大概率出现较高的断裂强度,即此区域内的应力强度因子水平整体较高。

表 2 不同直径的脱胶影响当量值

Tab.2 Equivalent distance of different disbond diameters

脱胶直径/mm	圆心位置/mm	K_I 极限位置	较大 6 组 K_I 位置					
2	坐标位置	7	10	11	12	13	14	15
	当量距离	2	0	0	1	2	3	4
2.5	圆心位置	9	5	7	8	12	14	15
	当量距离	0	3.75	1.75	0.75	0.75	2.75	3.75
3	圆心位置	10	5	6	7	11	14	15
	当量距离	0	3.5	2.5	1.5	0	2.5	3.5
3.5	圆心位置	10	6	7	9	13	14	15
	当量距离	0	2.25	1.25	0	1.25	2.25	3.25
4	圆心位置	9	7	8	10	11	14	15
	当量距离	0	1	0	0	0	2	3
4.5	圆心位置	14	7	8	9	10	11	12
	当量距离	1.75	0.75	0	0	0	0	0
5	圆心位置	10	6	7	9	13	14	15
	当量距离	0	1.5	0.5	0	0.5	1.5	2.5

2.3 不同裂纹长度的裂尖影响区域研究

为了进一步验证上述的计算结果,在初始维修状况下保持修补板与母板尺寸,改变裂纹长度,研究修补板足够大的不同裂纹长度的裂纹尖端影响区域,分别计算了半裂纹长度为 8 与 6 mm 两种情况,与之对应的计算脱胶直径的极限为 4 与 3 mm,计算结果整理如图 5 与图 6 所示。

径较小的 1 mm 应力整体水平较低,与完整修补的强度差别不大,重点分析从 1.5~4 mm 区间 6 组数据。此种修补情况下当量长度为 1.25 mm 时的覆盖率为 36 个,占总数 42 个的 85.7%;此时影响区域 1.25 mm 中全覆盖数值 56 个,其中应力强度因子 $2.5 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 以上的为 41 个,占总数的 73.2%,可以认为裂尖距离 1.25 mm 满足半裂纹长度为 8 mm 的应力影响范围。

由图 5 可知,当半裂纹长度为 8 mm 时,脱胶直

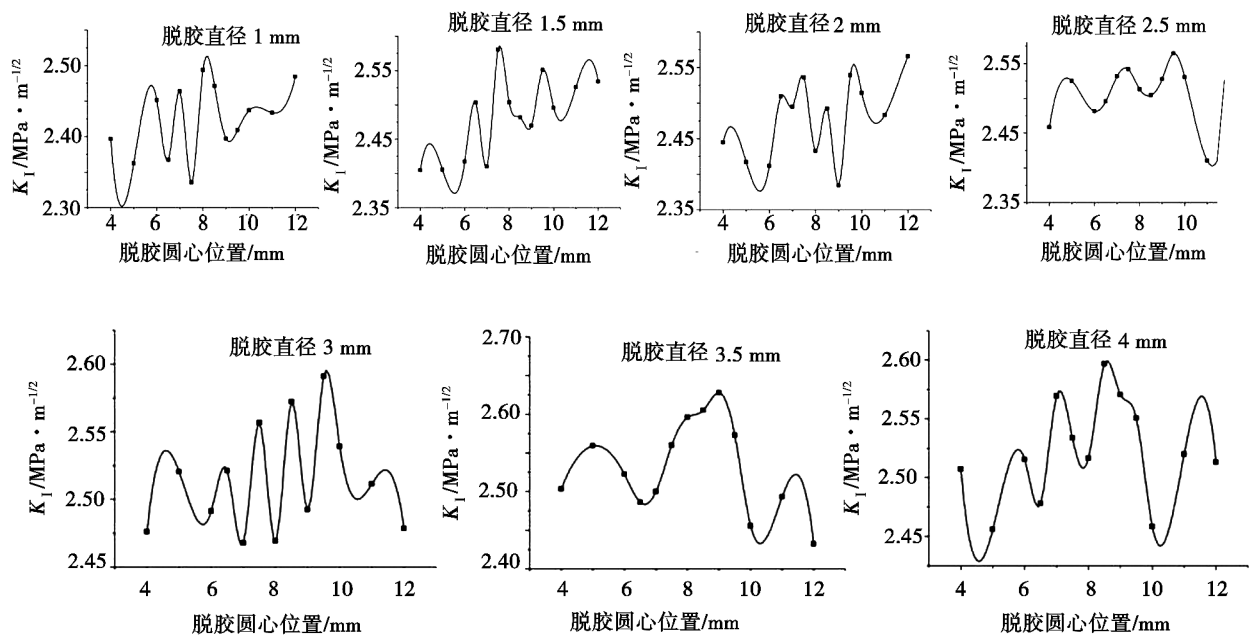


图 5 半裂纹长度 8 mm 的不同脱胶位置应力强度因子变化

Fig.5 SIF change with different disbond sizes and positions for 8mm half crack

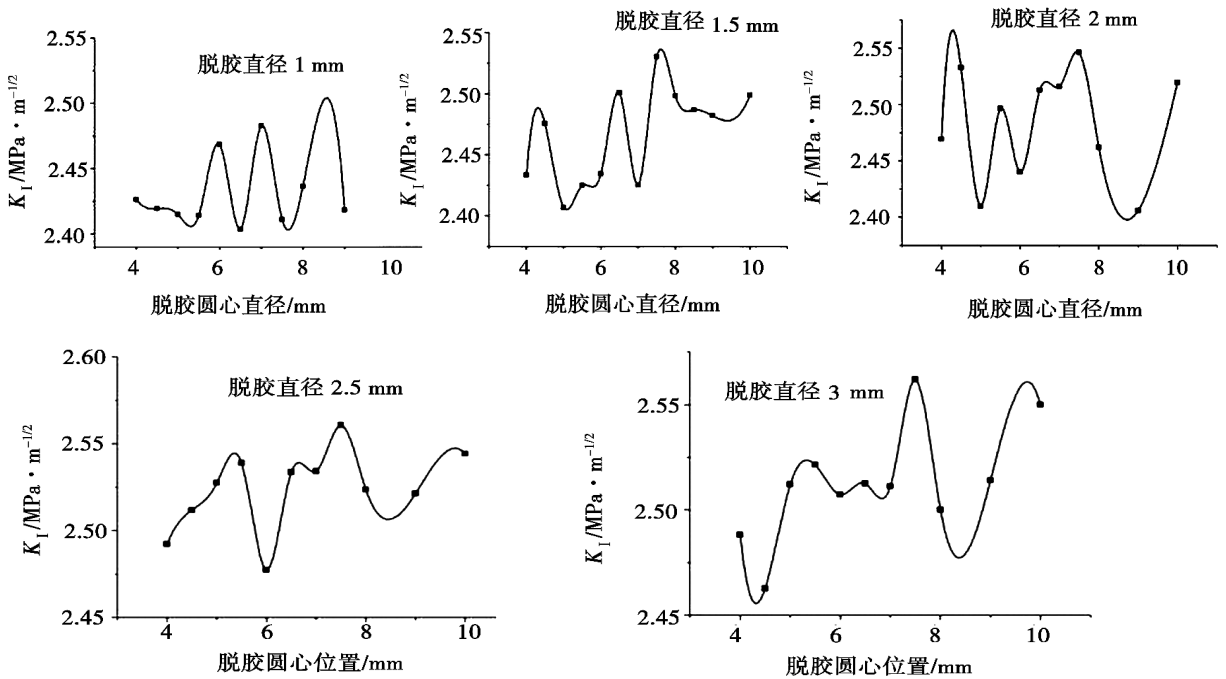


图6 半裂纹长度6 mm的不同脱胶位置应力强度因子变化图

Fig.6 SIF change with different disbond sizes and positions for 6 mm half crack

图6为当半裂纹长度为6 mm的裂尖强度分布情况:脱胶直径为1 mm时应力水平较低,整体影响不明显;当脱胶直径从1.5~3 mm的变化过程中,当量长度1 mm在较高应力水平的覆盖率为78.3%,而将此作为裂尖影响范围在应力强度因子 $2.5 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 以上的满足率为81.7%,可以认为此时的裂纹尖端影响半径为1 mm。

通过改变不同的裂纹长度对裂纹尖端对于脱胶的敏感区域进行了进一步的验证,同时也发现随着裂纹长度的增加,裂纹尖端的影响区域也在逐渐扩大。

3 结论

对复合材料胶接修补损伤金属结构进行了有限元建模与验证,并针对实际中可能出现的小型不对称脱胶情况进行了不同裂纹长度与脱胶位置的分析,得到以下结论:(1)脱胶直径较小时,裂纹强度对于脱胶位置的改变不敏感;(2)当脱胶直径增大到一定程度,存在一个裂纹尖端影响区域,在此区域内出现脱胶时,修补板的应力水平处于一个较高的情况;(3)脱胶裂纹影响区域随着裂纹长度的增加而增大。

参考文献

[1] Baker A A. Fiber composite repair of cracked metallic aircraft component, practical and basic aspects[J]. Composites, 1987,18(4):293-307
 [2] Baker A A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structures[J]. Composite Structure, 1999,47:431-443
 [3] Baker A A. Joining and repair of aircraft composite structures[M]. Composite engineering handbook. New York: 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015年 第3期

Marcel Dekker,1997

[4] Baker A A. Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites-an overview of Australian work[J]. Compos. Struct., 1984(2):53-161
 [5] Denney J J. Fatigue Response of Cracked Aluminum Panel with Partially Bonded Composite Patch[D]. ADA306361, 1995
 [6] Denney J J, Mall S. Effect of disbond on fatigue behavior of cracked aluminum panel with bonded composite patch[C]. AIAA-96-1332, 1996
 [7] Megueni A, Bouiadjra B B, Belhouari M. Disbond effect on the stress intensity factor for repairing cracks with bonded composite patch[J]. Computational Materials Science, 2004, 29:407-413
 [8] Bachir Bouiadjra B, Belhouari M. Computation of the stress intensity factors for repaired cracks with bond composite patch in mode I and mix modes [J]. Composite Structures, 2002,56:401-406
 [9] Shin-etsu Fujimoto, Hideki Sekine. Identification of crack and disbond fronts in repaired aircraft structural panels with bonded FRP composite patches[J]. Composite Structures, 2007, 77:533-545
 [10] Palaniappan J, Ogin S L. Disbond growth detection in composite-composite single-lap joints using chirped FBG sensors [J]. Composite Science and Technology, 2008
 [11] Rose L R F. An application of the inclusion analogy for bonded reinforcements[J]. Int. J. Solid Struct., 1981,17:827-838

(编辑 吴坚)