

飞机结构损伤的复合材料胶接修补技术研究进展

童谷生 孙良新

(南京航空航天大学航空宇航学院 南京 210016)

刘英卫

(洪都航空集团 南昌 330024)

文 摘 系统归纳并分析了国内外 30 年来在复合材料胶接修补研究中所取得的成果,以及最近 10 年的最新研究动态,涉及损伤修补设计、有限元精确分析、智能修补等,并指出了研究中值得注意的问题。

关键词 损伤修复,复合材料,飞机结构,无损检测,智能结构

A Review on Composite Bonded Repair Technique for Damaged Aircraft Structures

Tong Gusheng Sun Liangxin

(School of Aircraft Aerospace, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Nanjing 210016)

Liu Yingwei

(Hongdu Aviation Industry Groups Nanchang 330000)

Abstract To extend the service life of aging or damaged aircraft, the damaged components must be replaced or repaired. A adhesively bonded technique of composite to repair damaged aircraft has been developed since 1970s. By using a series of character of the advanced composites, such as high strength ratio and stiffness ratio, the damaged component can be effectively repaired. Research achievements of the composite bonded repair technique applied to damaged aircraft structure are reviewed, and problems to be solved in the future are presented.

Key words Damage repair, Composite material, Aircraft structure, Nondestructive testing, Smart structure

1 复合材料修补技术的概念及起源

复合材料技术的发展,为一种新的飞机结构损伤修补技术——复合材料胶接修补技术提供了可能性。复合材料胶接修补是指用高性能纤维增强复合材料,如硼/环氧和碳/环氧复合材料胶接于缺陷或损伤结构表面,以加强缺陷区域,或使受损伤构件的功能和传递载荷特性得以最大限度地恢复,以达到延长结构使用寿命的目的。复合材料用于飞机结构胶接修补包括两类:一类是对复合材料飞机的修补;另一类是大量现役的金属飞机损伤后用复合材料修

补。

文献[1~3]表明,飞机结构的复合材料修补设计和可行性评价开始于 20 世纪 70 年代初期。澳大利亚航空和海运研究室(AMRL)的 Alan Baker 博士等人对复合材料修复金属飞机技术进行了开创性的工作,他们用碳纤维增强塑料(CFRP)和硼纤维增强塑料(BFRP)为澳大利亚皇家空军(RAAF)修补了大力士 C-130、幻影 F-111、麦卡奇等飞机。1984 年美国用复合材料对 C-141 飞机构件和 C-141B 型武器系统进行了修补。根据统计,到 1989 年,对

收稿日期:2001-09-17

童谷生,1962 年出生,博士后,主要从事弹性动力学、复合材料结构及损伤评估方面的研究工作

于疲劳和腐蚀裂纹的修复已经超过 500 例^[4]。文献 [5] 表明复合材料的损伤修补已由原来用于军用飞机的修复发展到对民用飞机,如 Boeing727、747、767 以及空中客车。根据 Turaga 等人^[3]的统计,到 1998 年,将复合材料用于各类飞机结构件的损伤修复已经超过 10 000 例。可见,用高强度复合材料胶修补受损伤飞机在国外已经引起高度重视,并已进入实用阶段。

2 复合材料修补技术中所涉及的主要问题

对于金属结构飞机的损伤复合材料修补,由于金属疲劳损伤及损伤演变规律目前已经研究得比较清楚,但当用复合材料作为修补件时仍然涉及到刚度、强度匹配,环境(温度、湿度、腐蚀介质)以及在疲劳载荷作用下与原金属结构不同特性等问题,胶接材料的选择也要使整个连接能满足使用要求。对于复合材料飞机结构,虽然有其众所周知的一系列优点,但是复合材料有其固有缺点,如在过载情况下,内力重新分配的能力差,甚至在较小的冲击载荷作用下,也可能造成内部分层。这种损伤会降低结构的刚度和强度,其抗压强度降低更加显著。在受冲击区,从零件表面看,损伤不明显,其实零件内部已产生分层损伤,这也是复合材料缺乏永久变形能力造成的。复合材料的损伤规律目前仍然是在研究中的热点问题,因此采用复合材料进行飞机损伤或老化修补之前,应该对修补中所涉及的问题分别进行研究^[6]:

- (1) 损伤或缺陷类型及损伤件在结构中位置的确定(无损检测方法的开发和使用);
- (2) 对损伤结构进行修补设计(修补方法,修补材料和修补工艺的优化和选择);
- (3) 损伤对结构性能和飞行安全性的影响分析和研究(静强度、刚度和疲劳寿命的降低);
- (4) 修补后结构刚度、强度和抗疲劳性能的试验和理论预测比较——修补鉴定;
- (5) 实用修补方法的总结,编写修补手册。

下面就(1)、(2)两方面的问题进行论述。

2.1 损伤或缺陷类型及损伤件在结构中位置的确定

在对结构进行损伤修补之前,应该首先确定损伤或缺陷的类型,然后进行修补设计和可靠性验证。对金属飞机结构的损伤类型研究已经比较多,主要

是疲劳和腐蚀引起的裂纹以及外来物的冲击损伤。复合材料飞机或一般复合材料结构的损伤和缺陷类型包括:(1)与制造过程有关的缺陷,如空隙、分层、脱胶、表面损伤和钻孔错误等;(2)使用和生产过程中的机械损伤,如刀痕、划痕、腐蚀坑、分层、脱胶、圆孔变形和穿厚度损失等;(3)由环境因素形成的损伤,如表面氧化、分层蜂窝夹层脱胶、夹心腐蚀和表面鼓泡等。

对于结构件损伤部位和范围的确定,主要依靠目视或其他无损检测、探伤方法。除了常见方法之外,目前正在发展中的针对复合材料结构损伤的检测方法如 Lamb 波和声—超声方法等。Michael 等人^[7]的研究表明,利用复合材料中 Lamb 速度和材料特性之间的关系,可以通过 Lamb 的速度的测量来监督热—机老化引起的复合材料结构的刚度变化。Vary 等人^[8]的研究表明,采用主动声发射或声—超声技术也可以检测和评估复合材料中的分布微缺陷群对结构机械性能的影响。

2.2 损伤结构的修补设计

对于薄金属构件(如蒙皮)的裂纹类损伤修补,已经有几种复合材料修补设计方法,包括有限元法、根据某些假设推导出的解析法等。

有限元法适合于复杂结构形状、载荷和主要承力构件情况的分析计算。在待修补结构处于临界状态又要求有较长寿命时,应该采用有限元作精细的应力和应变分析,如对 Mirage 飞机机翼下的蒙皮的疲劳裂纹的修补^[9]。解析法应用在结构修补的初步设计,在大多数情况下,解析法给出的估计值能满足工程精度的要求。

解析法中主要结果是在以下假定条件下得出的:(1)弯曲效应可以忽略不计;(2)裂纹足够长;(3)裂纹中心区域类似于胶接搭接接头。通过分析可以确定所需最小补强板厚度、修补后应力强度因子的保守估计值和胶层剪切强度等参数。修补设计中可以采用下列解析关系式^[6]。

(1) 修补后应力强度因子的近似值 K

$$K = 0 \sqrt{\quad} \quad (1)$$

这里
$$= \sqrt{E_P t_P / (1 + t_P E_P / E_r t_r)} \quad (2)$$

$$0 = E_P t_P / (E_P t_P + E_r t_r) \quad (3)$$

$$= \frac{t_A / G_A + t_r / 3 G_r + t_P / 3 G_P}{(t_A / G_A + 3 t_r / 8 G_r + 3 t_P / 8 G_P)^2} \quad (4)$$

这里 t_A 、 t_P 和 t_r 分别是胶接层厚度、基板厚度和补强板厚度, E 和 G 分别表示剪切和杨氏模量, 其中下脚标 A、P、r 分别表示胶接层、基板和补强板。作用于蒙皮上的应力用 σ 表示。设计中应力强度因子的上限值应该小于疲劳裂纹扩展的应力强度因子临界值。利用关系式(1)可以优化选择补强材料、胶层材料厚度。

$$(2) \text{ 补强板上纤维的最大应力 } \sigma_f = t_P(1 + P) / t_r \quad (5)$$

其中

$$P = (q - 1) / D [2qm + 1 - \frac{1}{2} - (1 - \frac{1}{2})q] \quad (6)$$

$$D = (2q / m + 1) (2qm + 1) - [\frac{1}{2} + (1 - \frac{1}{2})q]^2 \quad (7)$$

$$q = E_V / E_P \quad (8)$$

$$E_1 = E_P + E_r t_r / t_P \quad (9)$$

这里 $m = a / b$ 为补强板的纵横比; ν 为蒙皮的泊松比。在修补设计中要保证补强板的应力小于其静强度。利用(1)和(2)式可以在选择好材料的情况下确定补强板的最小厚度。

$$(3) \text{ 单侧补强时的极限应力强度因子 } K_{\max} = (1 + 2BC) K \quad (10)$$

式中 BC 为弯曲修正因子

$$BC = y_{\max} a (1 - \frac{K_P}{K_S}) t_P (t_P + t_r) / I \quad (11)$$

K_S 为补强前蒙皮板的应力强度因子; K_P 为蒙皮板中面的应力强度因子; y_{\max} 为修补后的结构剖面的中性轴到没有补强一侧蒙皮下表面之间的距离; I 为剖面惯性矩; a 为半裂纹长。式(10)用于侧补强时应力强度因子的估算, 这里考虑了补强板使结构不对称而产生的弯曲效应, 因此对(1)式进行了修正。

$$(4) \text{ 裂纹区胶层最大剪应力 } \tau_{\max} = K_0 / 2 E_P \quad (12)$$

这里

$$K = 1 / (t_A / G_A + 3t_r / G_r + 3t_P / 8G_P) \quad (13)$$

对于胶层强度的设计也可以按剪切应变能 W 来设计^[10]

$$W = P^2 / (16 E_T t_A) \quad (14)$$

当胶层的剪切应变能达到材料的应变能极限时材料失效, 以此来确定极限载荷。

3 最新进展

3.1 有限元分析

第一个试图用有限元透彻分析修补设计问题的是 Mitchell^[11], 他采用的是二维有限元模型, 计算了修补后结构的破坏应变与实验进行了比较, 结果吻合得较好, 揭示了修补后结构的一些破坏模式与破坏应力之间的定量关系。这方面 AMRL 在进行实际的损伤修补之前对相关的问题进行了大量的研究工作。Jones 和 Callinan^[12]对修补胶接中的金属板、修补块和胶接层的性能进行了有限元分析。他们强调板边采用楔形是减小胶接层应力的有效办法, 这有助于胶接修补的优化设计。Callinan 等人^[13]采用三维有限元分析了用修补块单面胶接于中心裂纹板, 他们发现当应变能释放率达到一渐近值时, 可以用近似解析式来表示, 但是几何线性分析得出的应力和应变分析并不精确。此外, Jones 等人还研究了对厚板修补的分析研究^[14], 线膨胀系数对残余热应力的影响^[15], 修补和损伤容限分析^[16]。

Sun 等人^[17,18]计算了不对称胶接修补裂纹铝板情况下弯曲效应的影响, 所采用的是 Mindlin 板线性有限元模型。使用裂纹闭合法得到了应力强度因子和应变能释放率, 发现应力强度因子沿厚度的变化可以忽略^[17], 但随后在文献[18]中发现如果采用三维有限元分析计算应力强度因子沿厚度的变化是非线性的。采用 Mindlin 板有限元模型和三维有限元模型分析的结果相差 10%, 指出了采用不同的模型对计算结果的影响。

Naboulsi 和 Mall^[19]最近在修补结构的分析中采用的是两维三层模型, 模拟含裂纹原件、胶接层和修补板, 计算了裂纹板在修补后裂纹尖端应力强度因子的减少。他们给出了比 Sun^[18]采用的简化二维模型更好的分析结果, 通过把基板、胶接层和补强板看成单独的层, 把胶层看成连续弹性体, 改进了以往分析中^[20]把胶层用剪切弹簧(非连续体)来进行分析的缺陷。Naboulsi^[21]又把以上分析方法推广到了考虑热机载荷作用的情形, 分析了热效应对修补后结构的应变能释放率和应力强度因子的影响。另外, Naboulsi 和 Mall^[22]还在对含裂纹铝板的修补分析中考虑了非线性因素的影响, 并利用三层两维模型进行有限元分析, 研究了胶接结构的几何与胶层的物理非线性对修补结构损伤容限的影响。非线性分析表明: (1) 在考虑几何非线性时补强板的裂纹张开位

移比线性情况下要小,从而应力强度因子也较小,但疲劳裂纹增长率比线性时要大;(2)对胶接材料的弹—塑性计算反映,修补后的裂尖应力强度因子与材料弹性时的一样大小;(3)考虑几何非线性时所得到的疲劳裂纹增长率与实验结果更吻合。Chue^[23]等进行了双轴载荷作用下含中心斜裂纹板的胶接修补问题,使用了三维有限元。他们经过分析计算认为对双面胶接修补情况纤维方向应该与较大载荷的方向一致,对于单面胶接纤维方向应该与裂纹面方向垂直。但文中给出的计算时间太长,在疲劳分析时不稳定。

Frank 等人^[24]通过动力学有限元模型研究了含裂纹金属板在用复合材料修补时基板裂纹和补强板脱粘对修补结构静强度和动强度的影响。利用 NASTRAN 开发了一种精化的有限元模型,考虑了铝板中的裂纹、补强板的脱粘以及横向剪切变形对结构动、静强度的影响。模态分析研究表明补强板的脱粘对自然频率的影响非常大,但只是改变高阶模态。频率响应研究表明,补强板的脱粘将导致补强板附近激励方向的频响函数的幅值和形态的巨大变化。另外,线性屈曲分析研究表明,脱粘降低屈曲载荷同时可能改变屈曲模态;横向剪切变形将减少自然频率和屈曲载荷。这些损伤特性的研究对复合材料胶接补强设计和结构健康监测将有指导作用。

3.2 其他分析方法

Rose^[25]采用积分方程法研究了实际结构的三维裂纹补强的二维分析,指出用双对称结构能消除由于不平衡修补产生的弯曲效应。Zhu 和 Lam^[26]最近发表了片合成技术来分析含裂纹厚板的单面修复问题,他们建议为了获得最好的修补效果,修补块的长度应为裂纹板厚的 6 倍。Schubbe 和 Mall^[27]对 6.35 mm 厚的 2024—T3 铝合金板用全宽度硼/环氧复合板胶接单面(反对称)修补后的疲劳裂纹扩展特性进行了实验研究,实验表明,和未修补的含裂纹基板相比其疲劳寿命至少可以提高四到五倍。

Young 等人^[28]研究了在单轴载荷作用下矩形修补块和椭圆形补强板对裂纹尖端应力强度因子的影响。对大的椭圆修补块他们给出了一个解析形式的近似解。在国内,Liu 和 Fam^[29]使用 Green 函数法,导出了评价裂纹尖端应力强度因子奇异性的奇异积分方程来分析胶接修补部分补强问题。

宇航材料工艺 2002 年 第 5 期

一个值得注意的研究动向是智能材料与结构在胶接修补中的应用,智能材料与结构起源于 20 世纪 80 年代的航空航天界。针对航空工业,智能材料与结构的兴起和发展不仅意味着结构功能的增强、结构使用效率的提高和结构形式的优化,更重要的是飞行器设计、制造、维护和飞行控制等观念的更新。智能结构主要包括飞行控制和结构的健康监控。在 1995 年的 AIAA 国际会议上,Chaudhly 等人^[30]首先报道了复合材料修补铝结构时完整性监控中的应用。他们在补强板附近安装了压电陶瓷感应元件/驱动元件来检测胶接性能的可能劣化,报道中指出可以利用这种方法来确定补强板的分层。1997 年 ~ 1998 年 Baker 等人也发表了他们利用智能修补法来实现监测修补效率中应用的系列成果,其目的是研究对修补系统在服役中性能进行连续自监控的可能性^[9]。另外,Chiu 等人^[31]也发表了他们利用智能系统对胶接层脱粘监控的数值和实验结果,他们采用阻抗测量和传递函数技术来确定和监控脱粘的尺寸。随着研究的深入,有关复合材料用于飞机结构损伤修复的软件也在开发中。根据文献[32]的报道,美国联邦航空局(FAA)正在研制修复评价和整体设计(RAPID),一种能够对飞机蒙皮进行静强度和损伤容限分析的友好工具软件,该软件集应力强度因子、裂纹扩展控制和检测安排于一体。

3.3 复合材料修补复合材料飞机

对于复合材料飞机的损伤修复,文献[32]总结了 20 世纪 80 年代以前的研究成果。最近十年来公开报道的成果不多,但以下研究结果值得注意。对受损伤和填充修补后复合材料板的压缩强度实验研究表明^[33]:(1)如果将损伤区和全部或部分切除,压缩强度将进一步降低;(2)通过切除损伤区然后再填充修补并不能提高压缩强度,其原因目前还不清楚;(3)在一般情况,将损伤区留在板上压缩强度最大。文献[34]考虑了研究了热、湿环境对修补效率的影响。Robson 等人^[34]的研究表明,胶接前 0.5% 的湿度对修补后的强度和微结构没有影响,但胶接前湿度增加到 1.3% 时将使拉伸强度下降 20%,湿度更高时胶接连接的拉伸强度将快速降低。Ahn 和 Springer^[35]通过理论和实验研究了均匀搭接和嵌接修补情况下的失效载荷,所采用的一维分析模型和算法与实验结果吻合得较好。Soutis 等人^[36]最近研

究中采用剪切迟滞分析和三维有限元法分析和计算了胶接外补强板的压缩强度、最优搭接长度(12 cm ~ 15 cm)和刚度匹配;实验和计算表明,合理的修补设计可以使压缩强度恢复到无损伤板的80%。

4 结语

从文献查询的结果看,我国较早报道的是对Tu-145复合材料雷达罩损伤的修补,但公开发表的研究成果不多。可喜的是国内也开始对飞机结构的复合材料修补进行立项研究,航空科学基金和中国博士后基金资助了该项目的研究工作,并取得了一些成果。因此,对于金属飞机和复合材料飞机的损伤,复合材料修补技术需进行更加全面和深入的研究,包括损伤容限、修理容限、修补设计和智能修补、工艺和可靠性等各个方面问题。可以采用从试样到元件再到部件,结构由简单到复杂,损伤和载荷形式也从简单到复杂等分析思路进行研究,通过理论与实验相结合的办法进行系统分析和研究,开发出修补分析和设计软件,为国内复合材料飞机的损伤修补和老化金属飞机的修补提供理论分析保证和技术支撑,尽快地将该项技术应用于工程实际。

参考文献

- 1 Chalkley P, Baker A. Development of a generic repair joint for certification of bonded composite repairs. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 1999; 19: 121 ~ 132
- 2 Baker A. Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure. *Comput. Struct.*, 1999; 47: 431 ~ 443
- 3 Umamaheswar Turaga V R S, Ripudamam Singh. Modeling of a patch repair to a thin cracked sheet. *Engineering Fracture Mechanics*, 1999; 62: 267 ~ 269
- 4 Christian Jr T F, Hammond D O. Composite materials repairs to metallic airframe components. *Journal of Aircraft*, 1992; 29(3): 470 ~ 476
- 5 Jones R, Chiu W K. Composite repairs to cracks in thick metallic composites. *Comput. Struct.*, 1999; 44: 17 ~ 29
- 6 Baker A. *Bonded repair of aircraft structures*. Dordrecht: Martinus Nijhoff, 1988
- 7 Seale M D, Madaras E I. Lamb wave evaluation of the effects of thermal-mechanical aging on composite stiffness. *Journal of Composite Materials*, 2000; 34(1): 27 ~ 37
- 8 Vary A. Acousto-ultrasonic retrospective exhortation with bibliography. *Materials Evaluation/ May*, 1991: 581 ~ 591
- 9 Baker A A etc. Repair of mirage iii aircraft using BFRP crack patching technology. *Theoretical and Applied Fracture Me-*

chanics, 1984; (2): 1 ~ 16

- 10 Chiu W K etc. Design for damage tolerant repairs. *Journal of Composite Structures*, 1994; 28: 9 ~ 38
- 11 Mitchell R A, Woolley R M, Chwirut D J. Analysis of composite reinforced cut-outs and cracks. *AIAA J*, 1975; 13: 774 ~ 749
- 12 Jones R, Callinan R J. Finite element analysis of patched cracks. *J. Struct. Mech.*, 1979; (7): 107 ~ 130
- 13 Callinan R J, Rose L R F, Wang C H. Three dimensional stress analysis of crack patching. In: *Proceeding of international conference on fracture, ICF-9*, 1997: 2 151 ~ 2 158
- 14 Jones R, Davis M, Callinan R J, Mallinson G D. Crack patching: analysis and design. *J. Struct. Mech.*, 1980; (8): 143 ~ 149
- 15 Jones R, Callinan R J. Thermal considerations in the patching of metal sheet with composite overlays. *J. Struct. Mech.*, 1980; (8): 143 ~ 149
- 16 Chiu W K, Rees D, Chalkley P, Jones R. Designing for damage tolerant composite repairs. *Comput. Struct.*, 1994; 28: 19 ~ 37
- 17 Arendt C, Sun C T. Bending effects of unsymmetric adhesively bonded composite repairs on cracked aluminum panels. *NASA CP 3274*, 1994: 33 ~ 48
- 18 Sun C T, Klug J, Arendt C. Analysis of cracked plates repaired with bonded composite patches. *AIAA J*, 1996; 34: 369 ~ 374
- 19 Naboulsi S, Mall S. Three layer technique for bonded composite patch. In: *Proceedings of international conference on fracture, ICF-9*, 1997: 2 167 ~ 2 174
- 20 Ratwani M M. Analysis of cracked adhesively bonded laminated structures. *AIAA J*, 1979; 17: 988 ~ 994
- 21 Naboulsi S, Mall S. Thermal effect on adhesively bonded composite repair of cracked aluminum panels. *Theor. Appl. Fract. Mech.*, 1997; 26: 1 ~ 12
- 22 Naboulsi S, Mall S. Nonlinear analysis of bonded composite patch repair of cracked aluminum panels. *Composite Structures*, 1998; 41: 303 ~ 313
- 23 Chue C H, Chang L C, Tsai J S. Bonded repair of a plate with inclined central cracked plate under biaxial loading. *Comput. Struct.*, 1994; 28: 39 ~ 45
- 24 Frank P P et al. Dynamic characteristics and buckling strength of composite-repaired aluminum plates. *Finite Elements in Analysis and Design*, 1998; 28: 255 ~ 275
- 25 Rose L R F. An application of inclusion analogy for

(下转第 29 页)

宇航材料工艺 2002 年 第 5 期

系,并揭示复合材料结构在一定工况下的相应规律及其本质,为实现编织复合材料的优化设计提供了理论基础。

参考文献

- 1 孙慧玉,吴长春. 三维编织复合材料面内刚度和强度性能研究. 复合材料学报, 1988;15(4):102~106
- 2 Yang J M, Ma CL, Chou T W. Fiber inclination of three-dimensional structural composites. Journal of Composite Material, 1986;20(9):472~484
- 3 吴德隆,郝兆平. 五向编织复合材料的分析模型. 宇航学报, 1993;14(3):40~51
- 4 Kalidindi Surya R, Eric Franco. Numerical evaluation of isostrain and weighted-average models for elastic moduli of three-dimensional composite. Composite Science and Technology, 1997;57:293~306

- 5 庞宝君,杜善义,韩杰才. 三维四向编织复合材料微观组织及分析模型. 复合材料学报, 1999;16(3):135~139
- 6 刘振国,卢子兴,陆萌等. 三维四向编织复合材料剪切性能的数值预报. 复合材料学报, 2000;17(2):66~69
- 7 Soheil Mohajerjasi. Predictions for coefficients of thermal expansion of three-dimensional braided composites. AIAA, 1997;35(1):141~144
- 8 Pandey R, Hahn H T. Visualization of representative volume elements for three-dimensional four-step braided composites. Composite Science and Technology, 1996;56:161~170
- 9 陈利,李嘉禄等. 三维编织预制件的纱线编织结构. 复合材料学报, 2000;17(3):1~5
- 10 Pandey R, Hahn H T. Designing with 4-step braided fabric composites. Composite Science and Technology. 1996;56:623~634

(编辑 马晓艳)

(上接第 24 页)

bonded reinforcements. Int. J. Solids Struct., 1981;17:827~838

- 26 Zhu C, Lam Y C. Analysis of one side repair to a cracked thick plate. In: Proceedings of international conference on fracture, ICF-9, 1997:595~602
- 27 Schubbe J J, Mall S. Investigation of a cracked thick aluminum panel repaired with a bonded composite patch. Engineering Fracture Mechanics, 1999;63:305~323
- 28 Young A, Rooke D P, Cartwright D J. Numerical study of balanced repairs to cracked sheets. Aero. J., 1989;93:327~334
- 29 Liu T, Fan W. Analysis for an adhesively bonded finite strip repair to a cracked plate. Engng. Fract. Mech., 1994;47:629~637
- 30 Chaudhry Z etc. Monitoring the integrity of composite patch structural repair via piezoelectric actuators/sensors. In: Proceedings of AIAA/ASME/AHS/ASC 36th SDM conference, New Orleans, LA, 1995;4:2243~2248

- 31 Chiu W K etc. Smart structure application in bonded repairs. Composite Structures, 2000;50:433~444
- 32 Backkukus J etc. Engineering approach to damage tolerance analysis of fuselage skin repairs. DOT/FAA/AR-95/75, 1995
- 33 Finn S R etc. Compressive strength of damaged and repaired composite plate. Journal of Composite Materials, 1992;26(12):1796~1824
- 34 John S J etc. Measuring and predicting the durability of bonded carbon fibre/epoxy composite joint. Composites, 1991;22(2):121~127
- 35 Ahn S H etc. Repair of composite laminates: models. Journal of Composite Materials, 1998;32(11):1076~1114
- 36 Hu F Z, Soutis C. Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression. Composite Science and Technology, 2000;60:1103~1114

(编辑 李洪泉)