

修理工艺对边缘封闭蜂窝夹层结构弯曲性能的影响

Effect of Repair Process on Flexural Behavior of Honeycomb Sandwich Structures with Closed Edgewise

郭 霞¹, 关志东¹, 刘 遂¹, 晏冬秀², 刘卫平², 孙 凯²

(1 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机制造有限公司, 上海 200436)

GUO Xia¹, GUAN Zhi-dong¹, LIU Sui¹, YAN Dong-xiu², LIU Wei-ping², SUN Kai²

(1 School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2 Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 200436, China)

摘要: 采用四点弯加载方式研究含损伤的边缘封闭蜂窝夹层结构修理后的弯曲性能, 同时分析损伤直径、损伤类型和修理设备对修理板弯曲性能的影响。结果表明: 所有修理板的抗弯强度恢复率基本处于 90% 以上; 热压罐固化比热补仪固化效果稍好; 胶接质量好的前提下, 损伤大小对修理效果没有影响, 然而损伤越严重, 对胶接质量的要求就越高; 修理后结构中央的抗弯强度恢复率比结构边缘损伤的高。

关键词: 蜂窝夹层结构; 挖补修理; 抗弯强度; 破坏模式; 强度恢复率

doi: 10.3969/j.issn.1001-4381.2013.12.005

中图分类号: TB330.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381(2013)12-0027-05

Abstract: The flexural behavior of the repaired honeycomb sandwich structures with closed edgewise, was investigated by four-point bending test. The influence of damage type, damage size and repair equipment on bending performance of the repaired plate was analyzed. The results show that the strength recovery of all the repaired plate is more than 90%. The effect of autoclave is a little better than the effect of hot honder. The bending strength recovery with different damage sizes is almost the same with each other when the quality of bonding is good. But the large damage size need better bonding quality. The bending strength recovery of repaired honeycomb structures on the flatwise is larger than that on the closed edgewise.

Key words: honeycomb sandwich structure; flush repair; flexural strength; failure mode; recovery of failure strength

复合材料因具有比强度和比刚度高、可设计性强、疲劳性能好、耐腐蚀等许多优异特性, 近年来在飞机结构中的用量激增。复合材料结构在制造和使用过程中不可避免会出现损伤, 因此其结构的修理问题越来越受到人们的重视, 复合材料修理效果成为当前复合材料修理方面的热点之一^[1]。飞机实际结构中大量使用蜂窝夹层结构, 如雷达罩、客舱地板、各类装饰面板、各类整流罩、操纵舵面和梁腹板等^[2], 对蜂窝夹层结构修理后的力学性能开展研究是有必要的。

夹层结构通常是由比较薄的板材作面板, 比较厚的密度小的材料作芯子胶接而成, 一般面板采用强度和刚度比较高的材料, 而芯子支撑其间, 使面板在承受

压力时能够较好地保持弹性稳定性。夹层结构的特点是抗弯刚度较高, 可以在最小质量下达到刚性结构件的要求, 因此在飞机结构中有广泛的应用^[3]。

S. Belouettar 等^[4]研究铝蜂窝夹层结构在四点弯静力和疲劳作用下的破坏模式和破坏载荷; He Li 等^[5]针对几类芯子的弯曲应力进行精确分析; 张广成等^[6]研究蜂窝夹层结构的力学性能, 分析了预置缺陷对弯曲性能的影响。R. B. Pipes 等^[7]针对修理后复合材料结构的承载能力进行了实验验证。国外一些学者对修理后复合材料结构开展了大量的实验研究^[8-10]。J. S. Tomblin^[11,12]等针对修理后的蜂窝夹层结构进行四点弯测试, 分析相关修理参数的影响; 汪海等^[13]研

究轴压蜂窝夹层修理结构的强度及破坏模式。

蜂窝夹层结构的主要损伤包括蒙皮和蜂窝芯的损伤、分层及脱胶。夹层结构承受弯曲载荷下常见的破坏模式:总体失稳,由夹层结构的弯曲刚度不够导致的;芯子剪切皱折,是由于芯子剪切模量过小,胶黏剂剪切强度过低,产生在挠曲之后的最终破坏;面板起皱,是由于胶黏剂平面压缩强度不够而产生面板向外凸出,或者芯子压缩强度不够而产生面板向内凹陷;蜂窝孔间面板失稳(起波),是由于面板太薄,蜂窝孔太大,这种现象由于向临近蜂窝孔发展而可能引起破坏,从而导致面板起波;面板破裂,由面板强度不够,厚度不够导致的;芯子剪切破坏,由芯子剪切强度厚度不够导致的;芯子挠曲压塌,由芯子平面压缩强度不够导致的;芯子局部压损,是由芯子压缩强度太小导致的;面板与芯子分离是由面板与芯子胶接强度不够导致的^[14]。

蜂窝夹层结构承受较大载荷时可能有以上几种破坏形式同时存在,设计蜂窝夹层结构时,需要对可能的破坏模式进行强度计算,其中弯曲载荷是结构使用过程中比较常见的载荷形式之一,因此本工作主要关注弯曲载荷作用下蜂窝夹层结构的弯曲性能,并观察其破坏模式。同时,针对含不同损伤位置的边缘闭合蜂窝夹层结构在不同的工艺状态下的修理效果对弯曲性能的影响进行分析,实现对工艺参数和修理方法的分析与设计。

1 实验

1.1 实验条件

使用 INSTRON-8803 型多功能试验机对实验件进行四点弯曲加载,测试温度为室温(23±3)℃,相对湿度为(50±10)%,加载速率 4mm/min。

1.2 实验对象

本次实验主要针对含损伤边缘封闭的蜂窝夹层修理结构的弯曲性能进行测试。为了测试修理效果,需要分析实验件损伤前、损伤后以及修理后的弯曲性能,因此将实验件分为 3 大类:完好实验件,损伤实验件和修理实验件,以下简称完好板(U),损伤板(D)和修理板(R)。蜂窝夹层结构件示意图如图 1 所示。

为了进行弯曲性能测试,设计实验件为 440mm×160mm 的矩形板,面板材料为 4 层单向 MTM44-1 预浸料,面板中间为 10mm 高的蜂窝芯子,材料为 HRH-10-1/ 8-3,铺设方式为[45°/0°/-45°/90°]/C/[90°/-45°/0°/45°];面板和芯子胶接的胶黏剂采用 PL7000,发泡胶是 FM490A。由于损伤可能出现在蜂

窝夹层结构的不同位置,特考虑结构中央和结构边缘两种实验件的损伤和修理,边缘带长 30mm,如图 2 所示。为了测得修理区域在弯曲载荷状态下的效果,将四点弯曲实验件的非实验段添加灌封料,加强承载能力,采用的材料是 Epocost-1619A/B。实验主要针对修理结构与完好结构的弯曲性能差异性进行分析,差异性主要体现在中间修理区域,因此选择四点弯曲加载方式,本工作选择 $l=4a$ 的四点弯曲加载方式, l 为绞支点跨距; a 为加载点到绞支点的跨距。

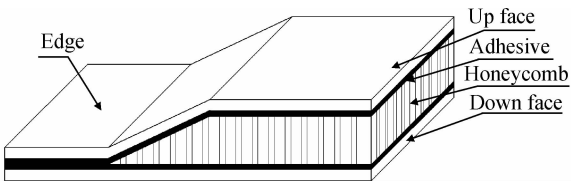


图 1 蜂窝夹层结构件示意图

Fig. 1 Schematic drawing of honeycomb sandwich structures

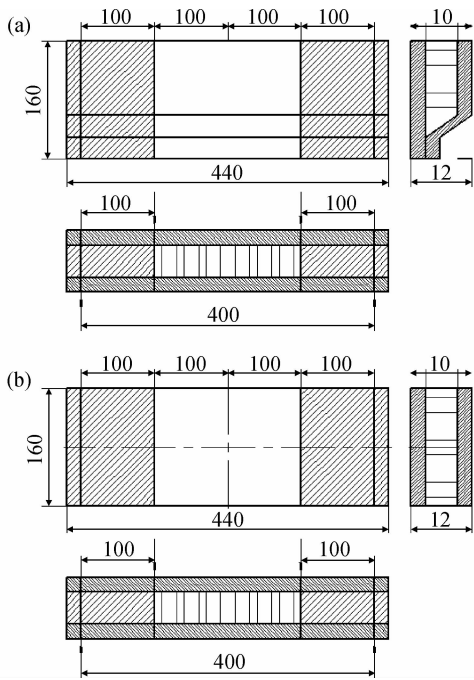


图 2 蜂窝夹层结构实验件示意图

(a)结构中央;(b)结构边缘

Fig. 2 Schematic drawing of the honeycomb sandwich structures specimen (a)middle;(b)edge

为了模拟蜂窝夹层结构常见损伤,考虑以下几种严重影响结构承载能力的损伤类型:对于结构中央实验件母板,经机械加工得到直径分别为 25mm 和 50mm 的面板芯子损伤(FC)和穿透损伤(FCF)两种情况,相应的修理方法分别为单侧面板和芯子损伤挖补修理(R-FC),穿透损伤双面挖补修理(R-FCF),如图 3(a),(b)所示;对于结构边缘实验件母板的中央经机

机械加工得到尺寸为 $25\text{mm} \times 80\text{mm}$ 的单侧面板以及穿透损伤两种情况,相应的修理方法分别为单侧面板损伤挖补修理(ER-F),穿透损伤双面挖补修理(ER-FCF),如图 3(c),(d)所示。本工作同时还考虑了不同修理设备(热压罐和热补仪)的影响。采用热压罐固化单向 MTM44-1 预浸料需要在 180°C 保温 2h,压力为 0.59MPa ;而热补仪固化只能实现在固化温度 180°C 下保温 2h,压力为 0.101MPa 。

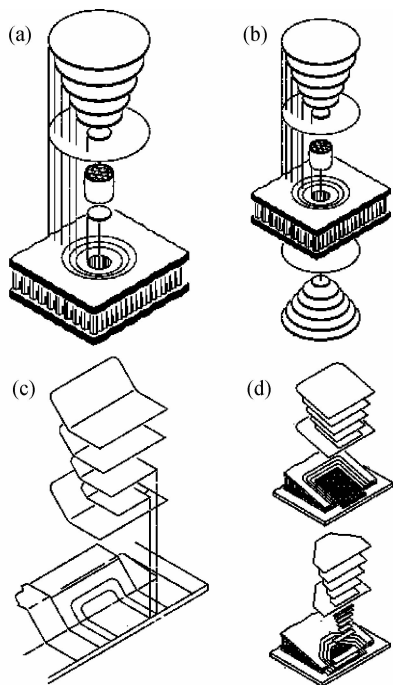


图 3 不同损伤类型的修理方法示意图

(a)R-FC;(b)R-FCF;(c)ER-F;(d)ER-FCF

Fig. 3 Schematic drawing of repair methods for different damage types (a)R-FC;(b)R-FCF;(c)ER-F;(d)ER-FCF

四点弯载荷作用下的最大弯矩 M

$$M = \frac{Pa}{2} \quad (1)$$

面板弯曲正应力^[15]

$$\sigma_t = \frac{M}{bt_t(d-t_t)} \quad (2)$$

式中: P 为集中载荷; a 为加载点到绞支点的跨距; σ_t 为面板最大弯曲正应力; t_t 为面板厚度; d 为夹层结构厚度; b 为夹层结构宽度。

夹层结构在四点弯载荷作用下,上面板会发生破坏。

2 结果分析

2.1 破坏模式

采用四点弯曲实验方法测试实验件的弯曲性能,中间区域为实验段,上面板承压,下面板承拉,由于层压板抗拉强度通常比抗压强度高,所以通常的破坏模式是上面板发生压缩失效,褶皱或者劈裂。

图 4 给出夹层结构的四点弯典型破坏模式,可以看出,蜂窝板的完好板在四点弯曲实验中上面板受压破坏,出现褶皱导致芯子压溃。损伤板的损伤区域是薄弱区域,通常会由孔边开始破坏,损伤扩展到自由边,面板沿中面折断,整个结构失去承载能力。然而对于修理结构,破坏模式是随着修理效果的好坏而变化的,可以发现修理后结构的破坏模式大致分为 3 类:胶层破坏、补片撕裂、中面折断破坏;补片中面折断,补片与母板没有发生脱胶;补片边缘面板折断,蜂窝压溃。在弯曲加载作用下,蜂窝夹层结构的下面板没有明显损伤^[16]。

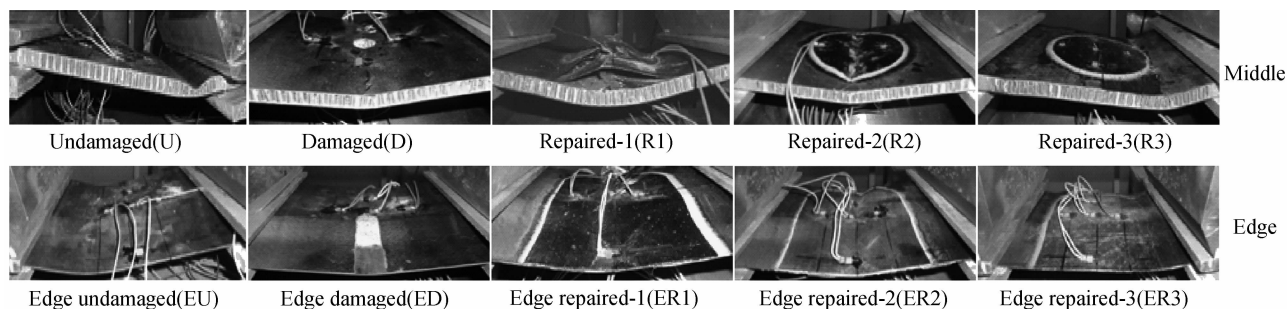


图 4 蜂窝夹层结构四点弯的典型破坏模式

Fig. 4 Typical failure modes of the honeycomb sandwich structures

表 1 给出实验件的破坏强度、强度恢复率以及破坏模式列表。表 1 中,实验件参数标有(H)的实验件是属于热补仪修补,标有(A)的实验件是热压罐修补;标有 25 和 50 的实验件是损伤直径分别为 25mm 和 50mm 的损伤件或者修理件。

图 5 为实验件的破坏强度与破坏模式的对比分析。按照破坏模式进行分类,发现损伤板的破坏强度最低;修理板的相同破坏模式的破坏载荷相近,其中补片边缘折断修理板和补片中面折断修理板的破坏强度较高,与完好板相当;胶层破坏修理板的破坏强度相对

较低。由此说明,不同破坏模式修理板的修理效果是不同的,而修理效果是随着损伤直径,损伤类型和修理设备等参数的变化而变化。

表 1 四点弯曲实验结果

Table 1 The results of four point bending experiment				
Specimen	Process type	Strength /MPa	Recovery /%	Mode
M-1	D-FC 50(A)	8. 80	45. 51	D
M-2	D-FC 25(A)	10. 99	56. 84	D
M-3	D-FCF 25(A)	11. 58	59. 87	D
M-4	U-undamaged(A)	19. 33	100. 00	U
M-5	R-FC 50(H)	18. 42	95. 30	R1
M-6	R-FC 25(H)	19. 94	103. 13	R2
M-7	R-FCF 25(H)	20. 37	105. 37	R2
M-8	R-FC 25(A)	21. 25	109. 90	R3
M-9	R-FCF 25(A)	21. 32	110. 28	R3
E-1	ED-F 25(A)	5. 23	43. 13	ED
E-2	ED-FCF 25(A)	6. 06	49. 96	ED
E-3	EU-undamaged(A)	12. 13	100	EU
E-4	ER-FCF 25(H)	11. 21	92. 42	ER1
E-5	ER-F 25(H)	11. 32	93. 30	ER1
E-6	ER-F 25(A)	12. 14	100. 04	ER2
E-7	ER-FCF 25(A)	12. 26	101. 04	ER3

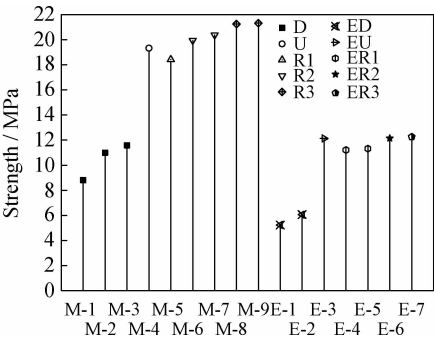


图 5 破坏强度与破坏模式的关系

Fig. 5 The relationship between failure strength and failure mode

2.2 固化设备影响

使用两种固化设备固化修理结构,分别是热压罐和热补仪。热压罐的工艺原理是利用热压罐内部的高温气体产生压力对复合材料胚料(预浸料)进行加热、加压以完成固化成型的方法,使用起来投资大,成型过程中耗费能源多,操作过程比较复杂。热补仪是通过将加热毯覆盖在固化区域上,使用热电偶监控温度,采用真空袋装置施加一个大气压的压力,进行固化成型,使用方便简捷。

图 6 为固化设备对强度恢复率的影响。可以看出,对于面板边缘和面板中央两类损伤状态的修理实验件,热压罐修理效果比热补仪修理效果均略好一些。这是由于热压罐成型压力大,温度均匀,修理层和胶层之间的孔隙减少,固化效果好,而热补仪成型压力仅为一个大气压,通过加热毯加热保持温度,可能出现传热不均

匀现象。但是热补仪修补之后,抗弯强度恢复率比热压罐减少约 8. 53%。由此可以说明,在外场使用或者考虑成本时,可以采用热补仪替代热压罐进行修理。

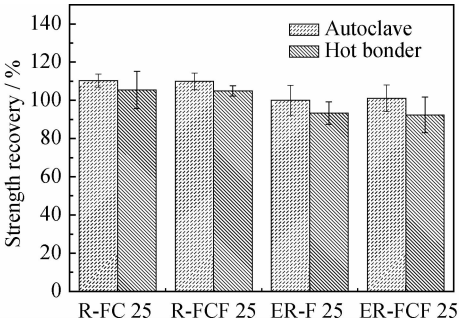


图 6 固化设备对强度恢复率的影响

Fig. 6 Effect of equipment on strength recovery

2.3 损伤直径影响

采用热补仪固化方法来分析不同损伤直径的修理效果。宽度相同、损伤直径不同的损伤结构破坏模式相似,但是破坏强度随着损伤直径的增大而降低。对于损伤后修理板,修理效果会对破坏载荷产生较大的影响,图 7 给出损伤直径不同的修理板示意图。

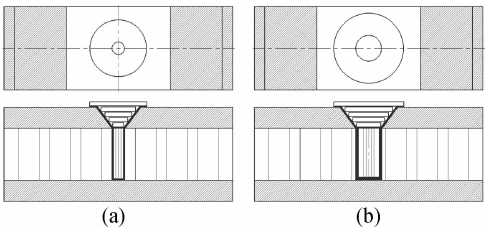


图 7 损伤直径不同的修理板示意图

(a) 25mm; (b) 50mm

Fig. 7 Schematic drawing of repaired honeycomb sandwich structures with different damage sizes (a) 25mm; (b) 50mm

由图 7 可知,修理前需要将母板打磨成凹面,修理过程中的大损伤相对母板去除结构会比小损伤多,在修补前,母板本身的承载能力会随着打磨去除的增多而降低。如果胶接质量较高,胶接面的破坏强度相似,那么修补大损伤和小损伤的修理效果应该是一样的,但是如果胶接质量不好,那么胶层提前破坏,两种母板本身的承载能力不同,修理效果也会不同。

图 8 为损伤直径对强度恢复率的影响。结合图 8 和图 5 可以看出,直径为 50mm 实验件的破坏强度较低,其破坏模式为胶层破坏和补片撕裂。而直径为 25mm 实验件,补片没有撕裂,只是补片中间折断。两者的破坏模式主要差异是 50mm 损伤直径实验件的胶层发生破坏,说明该类实验件的胶接质量较差。而对于 R-FCF 型损伤直径为 25mm 和 50mm 的破坏模

式相同,参考表 1 可以看出破坏强度相近,说明损伤直径不影响修补效果,由破坏模式相同说明两者的胶接质量相近。由 R-FC 型和 R-FCF 型的不同损伤直径实验件对比可以看出,在胶接质量较好的前提下,大损伤与小损伤修补后的强度相差不多。

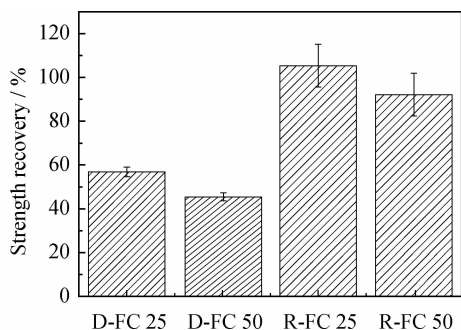


图 8 损伤直径对强度恢复率的影响

Fig. 8 Effect of damage size on strength recovery

2.4 损伤类型影响

采用相同的修理参数和热补仪固化方法,来分析不同损伤类型的修理效果。损伤情况分为结构中央单侧面板和芯子损伤、结构中央穿透损伤、结构边缘面板损伤以及结构边缘穿透损伤(图 3)。

图 9 为损伤类型对修理后夹层结构强度恢复率的影响。可以看出,损伤结构的抗弯强度占完好板抗弯强度的 40%~60%,而修理之后的强度恢复率达到 90%以上,说明修理效果很好,各类损伤类型修理后结构中央的修理效果比结构边缘修理效果好,这是由于结构边缘的结构形式和修理过程中胶接面都比较复杂,影响胶接质量。

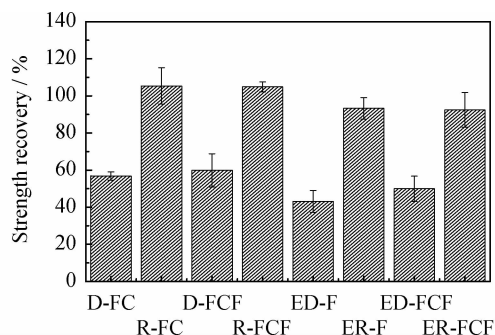


图 9 损伤类型对强度恢复率的影响

Fig. 9 Effect of damage type on strength recovery

3 结论

(1)修理之后的抗弯强度恢复率基本处于 90%以上,说明修理效果良好,但是工艺参数的变化影响修理后的弯曲性能。

(2)相同破坏模式实验件的抗弯强度相近,其中补

片边缘折断修理板和补片中面折断修理板的抗弯强度较高,与完好板相当;胶层破坏修理板的抗弯强度相对较低。

(3)在选用的结构和材料体系下,采用热压罐固化修理效果比热补仪修理效果好,在外场使用时,可以用热补仪修补替代热压罐修补。

(4)胶接质量好的前提下,损伤大小对修理效果没有明显影响,然而损伤越严重,对胶接质量的要求就越高;结构边缘的胶接面比较复杂,影响胶接质量,减少强度恢复率。

参考文献

- [1] DUONG CONG N, WANG Chun-hui. Composite Repair Theory and Design[M]. Amsterdam;Elsevier, 2007.
- [2] NIU Chun-yun. Composite Airframe Structures[M]. California: AD Adaso/Adastr Engineering Center,1992.
- [3] ARMSTRONG K B, BEVAN L G, COLE II W F. Care and Repair of Advanced Composites[M]. 2nd ed. Warrendale;SAE international,2005. 263—265.
- [4] BELOUETTAR S, ABBADI A, AZARI Z, et al. Experimental investigation of static and fatigue behaviour of composites honeycomb materials using four point bending tests[J]. Composite Structures,2009,87(3):265—273.
- [5] HE Li, CHENG Yuan-sheng, LIU Jun. Precise bending stress analysis of corrugated-core, honeycomb-core and X-core sandwich panels[J]. Composite Structures,2012,94(5):1656—1668.
- [6] 张广成, 赵景利. 蜂窝夹层结构复合材料的力学性能研究[J]. 机械科学与技术,2003,22(2):280—282.
ZHANG Guang-cheng, ZHAO Jing-li. Study on mechanical properties of honeycomb sandwich structure composite[J]. Mechanical Science and Technology,2003,22(2):280—282.
- [7] PIPES R B, ADKINS D W, DEATON J. Strength and repair of bonded scarf joints for repair of composite materials[R]. Washington;NASA,1982.
- [8] JONES J S, GRAVES S R. Repair techniques for celion-LARC-160 graphite-polyimide composite structures[R]. Washington: NASA,1984.
- [9] KUMAR S B, SRIDHAR I, SIVASHANKER S I, et al. Tensile failure of adhesively bonded CFRP composites scarf joints[J]. Materials Science and Engineering;B,2006,132:113—120.
- [10] KUMAR S B, SIVASHANKER S I, OSIYEMI S O, et al. Failure of aerospace composite scarf-joints subjected to uniaxial compression[J]. Materials Science and Engineering; A,2005,412: 117—122.
- [11] TOMBLIN J S,SALAH L,WELCH J M. Bonded repair of aircraft composite sandwich structures[R]. Wichita;National Institute for Aviation Research,2004.
- [12] TOMBLIN J S, LACY T, SMITH B, et al. Review of damage tolerance for composite sandwich airframe structures[R]. Wichita;National Institute for Aviation Research,1999.