

# 含金属预埋件碳纤维层合板在单向拉伸载荷作用下的强度分析

刘 峰 张成雷

(中国民航飞行学院 航空工程学院, 广汉 618307)

**文 摘** 基于工程中金属预埋件在复合材料层合板中的应用情况,建立了含圆柱形金属预埋件和含阶梯形金属预埋件碳纤维/环氧树脂层合板的三维分析模型。层合板中的单层板简化为三维正交各向异性材料。采用有限元方法对单向拉伸载荷下含金属预埋件层合板进行了应力分析,给出了单层板各主方向应力分布和金属预埋件的 VON MISES 应力分布。基于复合材料单层板的最大应力强度准则给出了两种分析模型的极限载荷。分析结果表明,两种预埋件层合板模型的首次破坏均发生在  $90^\circ$  铺层,破坏模式均为树脂基体拉伸断裂。圆柱形预埋件层合板的损伤位于中心孔边约 12 点钟位置,阶梯形预埋件层合板的损伤位于铺层与金属预埋件台阶面边缘约 6 点钟位置。由于不连续纤维含量较大,阶梯形预埋件的极限载荷比圆柱形预埋件小 18.03%。

**关键词** 碳纤维,复合材料,层合板,金属预埋件,强度分析

## Strength Analysis of Carbon Fiber Laminates With Pre-Embedded Metal Part Under Unidirectional Tensile Load

Liu Feng Zhang Chenglei

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

**Abstract** The analysis models of carbon fiber reinforced epoxy laminates with cylindrical and step shape pre-embedded metal part are built based on the application of embedded metal part in composite laminates. The single layer in the laminates is assumed as three dimensional orthotropic material. The stress analysis of the laminates with embedded metal part is carried out by finite element method. The distributions of material principal direction stress of the single layers and the von mises stress of metal part are given. The ultimate loads of the composite laminates are determined based on the strength criterion of maximum stress. It is shown that the initial damages of the two models both occur in the  $90^\circ$  layer, and the damage mode is matrix cracking under tension. The initial damage of the laminates with cylindrical embedded metal part occurs at the twelve o'clock location of the central hole border, and the initial damage of the laminates with step shape embedded metal part occurs at the six o'clock location of the border between the No. 7<sup>th</sup> layer and the pre-embedded metal part. Owing to the more discontinuous carbon fibers, the ultimate load of the laminates with step shape metal part is smaller than that of the laminates with cylindrical metal part by 18.03%.

**Key words** Carbon fiber, Composite material, Laminates, Pre-embedded metal part, Strength analysis

收稿日期: 2011-01-12

基金项目: 中国民用航空飞行学院自然科学基金资助(编号 2008-20)

作者简介: 刘峰, 1977 年出生, 博士, 副教授, 硕士研究生导师, 主要研究方向: 飞机结构与强度, 复合材料结构设计与分析, 数值计算与计算机仿真, 飞机结构维修。E-mail: lhj1999@sohu.com

## 0 引言

复合材料结构在飞机中的应用已经有近 40 年的历史,目前民用飞机复合材料的使用范围从舱门等部件逐渐扩大到了主翼盒等主承力部件。随着复合材料在飞机结构质量中所占比例的增大,很多的主承力件、次承力件和整流罩的复合材料结构上出现了一些需要预埋金属件的部位,某些军用结构上也出现了金属预埋件。

层合板中金属预埋件埋置方式的相关研究工作国内开展较少,由于金属与纤维增强树脂的材料特性差别较大,刚度的不连续势必造成在预埋件与母体层合板的界面上出现较为严重的应力集中现象。对于疲劳载荷作用下的航空结构,应力集中会极大地影响结构的疲劳寿命,使结构的使用寿命下降。另外由于金属预埋件与母体纤维增强材料的界面上是由树脂粘接,该处的强度主要决定于基体材料性能,这将进一步限制预埋件结构的承载能力。为了将金属件埋入层合板,需要在铺层前对预浸料或纤维布进行切割,这将导致结构中的增强纤维存在先天的不连续特征,纤维断面若与预埋金属件粘接不好,易在界面上造成母版本身的孔边上产生分层现象。为了尽量减小以上问题对含预埋件层合板结构强度的影响,需要通过数值仿真的方法研究不同埋置方式对结构强度的影响,在结构进入制造阶段之前对结构的承载能力进行预测,对不同埋置方式下结构的强度进行对比,找到较佳的预埋件设计方案。

1982 年 Mathews<sup>[1]</sup>采用有限元法对纤维增强树脂结构中的接头强度进行了研究,1985 年 Hart-Smith<sup>[2]</sup>分析后认为粘接结构的强度主要决定于搭接区域的长度和金属件的细节设计,1986 年 Baker<sup>[3]</sup>阐述了先进复合材料的若干连接问题,1988 年 Baker<sup>[4]</sup>阐述了复合材料损伤维修的主要方法,Kieger<sup>[5]</sup>阐述了飞机粘接主结构的应力分析方法,1989 年 Crocombe<sup>[6]</sup>提出将整体屈曲作为粘接接头的失效准则,1993 年 Chalkly<sup>[7]</sup>阐述了采用复合材料对金属结构进行维修的方法和理论,2002 年 Kradinov<sup>[8]</sup>采用螺栓连接补片对含孔复合材料壁板进行了维修。从国内外的相关文献来看,对复合材料和金属粘接问题的研究较多,但尚没有对层合板中预埋金属件结构进行分析的文章。本文采用有限元方法对含金属预埋件碳纤维层合板在单向拉伸载荷作用下的强度进行了分析,建立了三维分析模型,给出了两种预埋件形式下的层合板初始强度、损伤位置和模式。

## 1 理论分析模型

根据弹性力学结论和飞机结构中的使用情况,选择了两种典型的埋置方式进行了建模和分析,即含圆柱形金属预埋件的层合板和含阶梯形金属预埋件层合板,每个单层板建为一个体元,对三维层合板结构进行精确建模。图 1 所示为圆柱形预埋件层合板中心区剖视图,图 2 为阶梯形预埋件层合板中心区剖视图。两个分析模型均为正方形碳纤维增强树脂层合板,材料为(T300/QY8911),边长为 0.2 m,中心有一个铝合金(LY12)预埋件。层合板的铺层顺序均为 $(45^\circ/-45^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ)_s$ ,每个单层的厚度为 0.15 mm,总厚度为 1.5 mm。

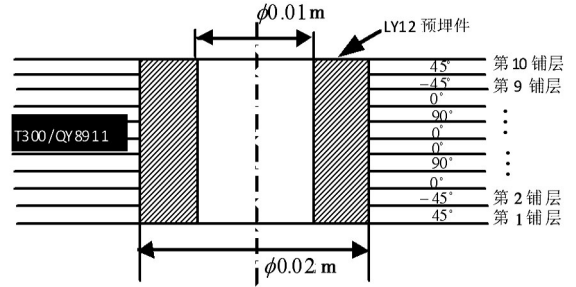


图 1 圆柱形预埋件中心区剖视图

Fig.1 Cross section of center area with cylinder embedded metal part

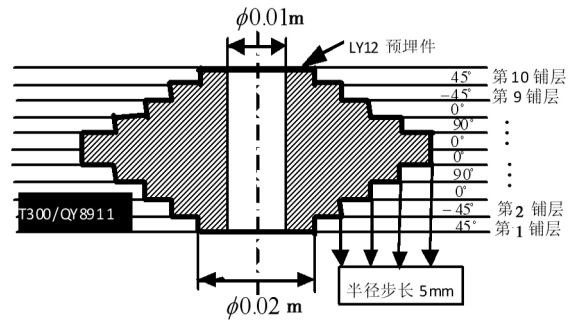


图 2 阶梯形预埋件中心区剖视图

Fig.2 Cross section of center area with step shape embedded metal part

层合板的约束条件如图 3 所示,左下角边缘约束三个线自由度,左边界约束 X 方向线自由度,右边界施加均布拉应力 1.0 Pa,形成单向拉伸加载状态。将每个单层板假设为正交各向异性材料,刚度参数为:

$$\begin{aligned} E_{11} &= 150 \text{ GPa}, E_{22} = 8.8 \text{ GPa}, E_{33} = 8.8 \text{ GPa}, \\ G_{12} &= G_{31} = 4.47 \text{ GPa}, G_{23} = 1.13 \text{ GPa}, \\ \mu_{23} &= 0.3, \mu_{12} = \mu_{31} = 0.22. \end{aligned}$$

单层板强度参数为:

$$\begin{aligned} X_t &= 1548 \text{ MPa}, X_c = 1226 \text{ MPa}, \\ Y_t &= Z_t = 55.5 \text{ MPa}, \\ Y_c &= Z_c = 218 \text{ MPa}, S = 100 \text{ MPa} \end{aligned}$$

铝合金 LY12 的物理参数为:  $E = 71 \text{ GPa}$ ,

$\mu = 0.33, \rho = 2.8 \text{ g/cm}^3, \sigma_s = 276 \text{ MPa}$ 。

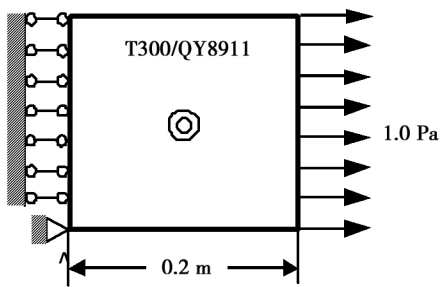


图3 层合板约束条件示意图

Fig. 3 Constrained condition of laminates

## 2 有限单元与强度准则

### 2.1 有限单元和网格

采用4节点四面体单元对两个分析模型进行了网格划分,保证每个单层板之间以及单层板和金属预埋件界面上的位移连续性。由于单层板厚度方向尺度远小于长度和宽度方向尺寸,因此在确定有限元网格尺寸时,应以厚度方向尺寸作为参考标准,否则容易出现单元畸形,导致刚度矩阵奇异。但这会导致较大的结构总自由度数,但相对于二维模型来说,从几何和物理两方面都极大地提高了对三维结构进行分析计算的仿真度。图4和图5依次给出了圆柱形预埋件层合板中心区的网格图和阶梯形金属预埋件的有限元网格。

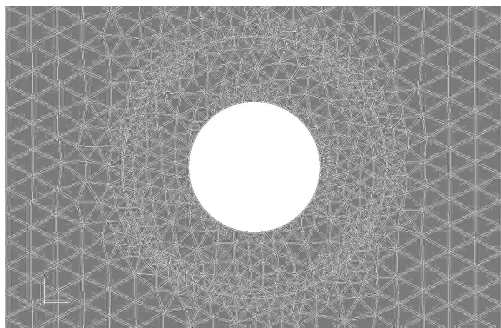


图4 圆柱形预埋件层合板中心区有限元网格

Fig. 4 Local mesh of laminates with cylinder embedded metal part

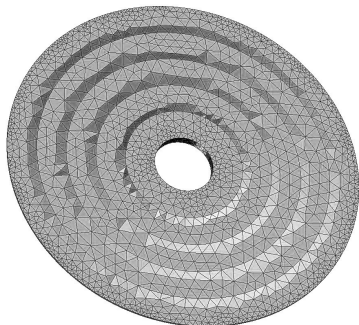


图5 阶梯形预埋件有限元网格

Fig. 5 Mesh of step shape metal part

### 2.2 含金属预埋件层合板的强度准则

经典层合板理论中,复合材料单层板的强度准则一般采用 Hill-蔡强度理论或蔡-吴张量强度理论,这两种强度理论适用于平面应力状态的单层板。复合材料层合板的损伤模式主要包括纤维断裂、基体断裂、纤维失稳、分层等形式。当某层中发生某种模式的损伤时,结构并未完全失去承载能力,其剩余强度仍然能够承受一定的载荷,因此前述两种强度准则是针对复合材料层合板的总体强度而言的。复合材料层合板分析中的材料主方向坐标固定为:1方向为增强纤维方向,2方向为垂直于纤维的方向(由1方向的向量逆时针转动 $90^\circ$ ),3方向为单层板平面的法线方向。本文中采用了三维建模方法,平面应力问题的单层板强度理论不再适用于三维问题的求解。考虑到三维问题的复杂性,我们采用最大应力准则作为三维层合板模型的强度准则,即认为材料主方向应力达到许用应力时,就发生对应的结构损伤,此时的外载荷即为该层合板结构的极限载荷。如1方向最大拉应力超过许用值时即判定纤维发生断裂;2方向(垂直于纤维的方向)最大拉应力超过许用值时即判定基体在正应力作用下发生了断裂;3方向(层合板法向)最大拉应力超过许用值,且极值点位于某单层板的表面上,则判定该处发生层间脱粘。从偏安全的角度考虑,本文将层合板发生初始损伤时对应的外载荷作为其极限载荷。

## 3 应力和强度分析

### 3.1 圆柱形预埋件层合板的应力与强度分析

采用有限元法对单向拉伸载荷作用下含圆柱形金属预埋件层合板的应力进行了分析,计算结果表明,初始损伤为第七铺层( $90^\circ$ 铺层)的2方向发生拉伸破坏,破坏模式为基体树脂拉伸断裂,对应的极限外载荷为 $12.333 \text{ MPa}$ 。图6~图9依次给出了第七铺层中心区2方向正应力、12方向剪应力、3方向正应力和金属预埋件 Von Mises 应力云图。

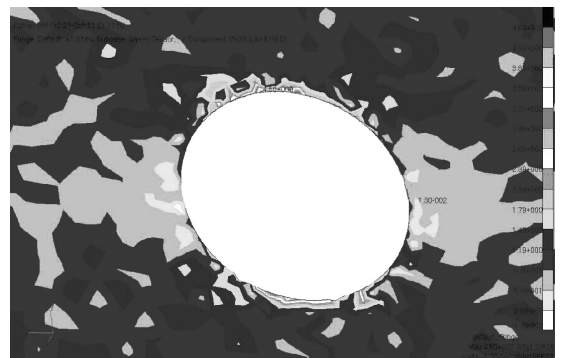


图6 圆柱预埋件第七铺层 $\sigma_2$ 应力云图

Fig. 6  $\sigma_2$  stress of No. 7 layer with cylinder embedded metal part

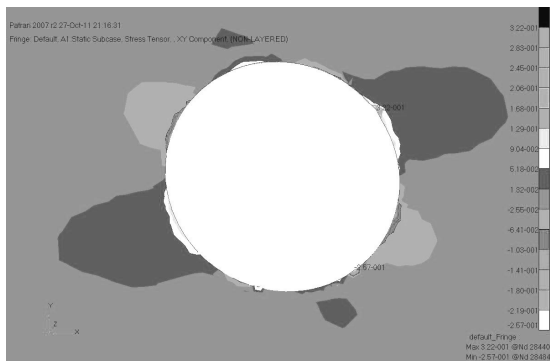


图7 圆柱预埋件第七铺层  $\tau_{12}$  应力云图

Fig. 7  $\tau_{12}$  stress of No. 7 layer with cylinder embedded metal part

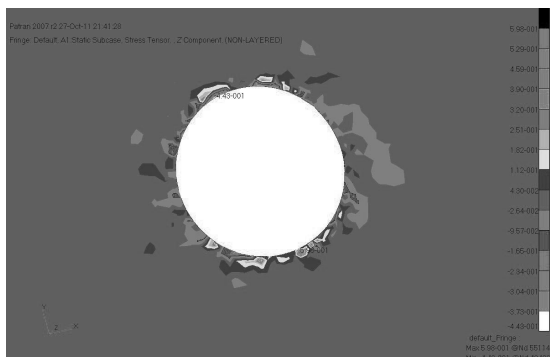


图8 圆柱预埋件第七铺层  $\sigma_3$  应力云图

Fig. 8  $\sigma_3$  stress of No. 7 layer with cylinder embedded metal part

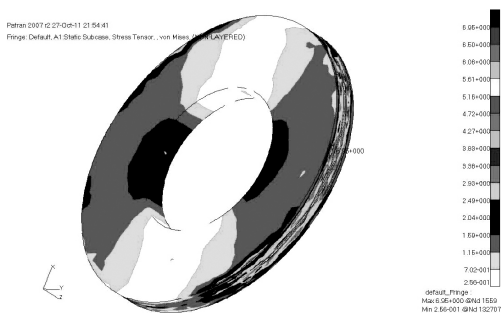


图9 圆柱预埋件 Von Mises 应力云图

Fig. 9 Von Mises stress of cylinder embedded metal part

应力分析结果表明,材料主方向1、2、3方向的正应力均在金属预埋件与层合板的边界上取得极值,即在复合材料孔边取得极值,这是正常的应力集中效应,原因主要有两个:层合板和金属预埋件的刚度不同,在边界上出现材料刚度的突变;结构开孔造成几何不连续。其中造成层合板初始损伤的2方向拉应力在孔边缘约12点方位取得极值,且比1、3方向拉应力大一个量级。最大剪应力位于孔边缘12点方位,数值上与2方向拉应力为一个量级。圆柱形金属

预埋件的 Von Mises 应力极值和最大剪应力极值都出现在孔边缘12点方位,即粘接界面是金属预埋件应力极值出现位置。忽略约束边界的影响下,层合板其他区域应力趋向于均匀化。从整个层合板的应力水平来看,各单层板三方向的正应力数值并非完全比1方向和2方向的应力数值量级低,同一个单层板沿Z方向的应力分布变化较大,这充分说明含金属预埋件的复合材料层板应作为三维问题进行研究。经典层合板理论将各单层板的应力状态简化为平面应力状态,不适用于这种三维问题的分析。

### 3.2 阶梯形预埋件层合板的应力与强度分析

应力计算结果表明,层合板初始损伤为第七铺层(90°铺层)的2方向发生拉伸破坏,破坏模式为基体树脂拉伸断裂,对应的外载荷为10.109 MPa。

图10至图13依次给出了第七铺层中心区2方向正应力、12方向剪应力、3方向正应力和金属预埋件 Von Mises 应力云图。由应力分析可知,第7铺层1方向拉应力在12点方位与预埋件搭接的边缘处取得极值,2、3方向拉应力在6点钟方位与预埋件搭接的边缘处取得极值,12方向剪应力在10点半方位搭接边缘取得极值,23方向剪应力在1点半方位搭接边缘取得极值,13方向剪应力在6点钟方位搭接边缘取得极值,应力集中区域以搭接边缘为中心呈现环状分布,沿搭接边缘向内、外逐渐均匀化,层板孔边也出现应力集中,但量级小于搭接边缘。由上分析可知,对强度具有主要影响的是层合板与预埋件搭接边缘的应力集中区。预埋件的 Von Mises 应力和最大剪应力均在12点方位的边缘圆柱面中间位置取得极值,预埋件最外侧台阶根部的应力水平比边缘极值低4倍多,这种应力分布可以有效提高最外侧台阶根部的疲劳寿命,这是阶梯形预埋件的一般性设计要求之一。层合板Z方向应力变化较复杂,应采用三维模型对其进行分析。

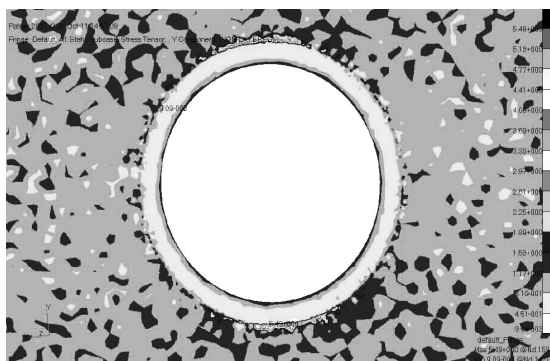


图10 阶梯形预埋件第七铺层  $\sigma_2$  应力云图

Fig. 10  $\sigma_2$  stress of No. 7 layer with step shape embedded metal part

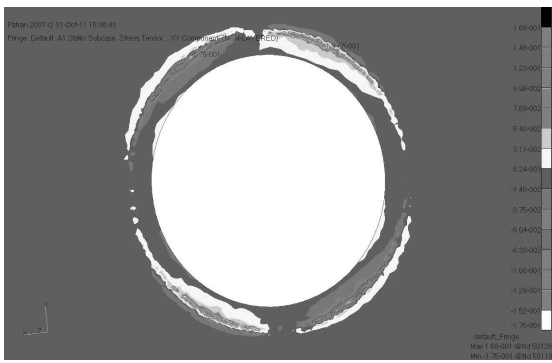


图 11 阶梯形预埋件第七铺层  $\tau_{12}$  应力云图

Fig. 11  $\tau_{12}$  stress of No. 7 layer with step shape embedded metal part

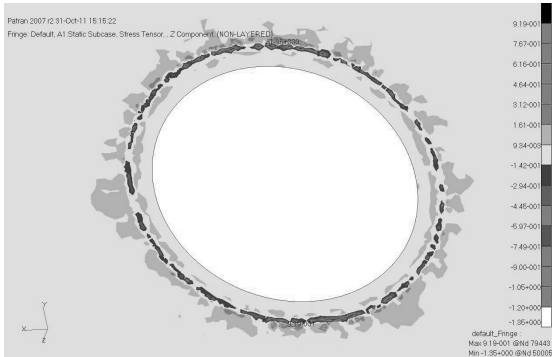


图 12 阶梯形预埋件第七铺层  $\sigma_3$  应力云图

Fig. 12  $\sigma_3$  stress of No. 7 layer with step embedded metal part

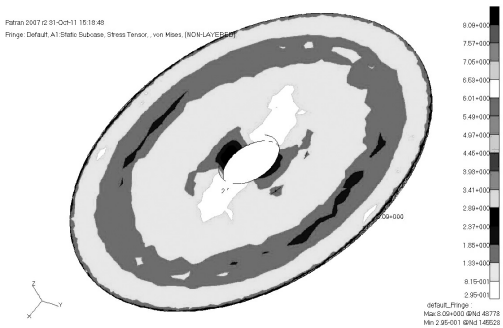


图 13 阶梯形预埋件 Von Mises 应力云图

Fig. 13 Von Mises stress of step shape embedded metal part

### 3.3 单向拉伸载荷下两种埋置方式的强度分析

基于强度分析结果,以圆柱形预埋件层合板的强度作为参考值,圆柱形、阶梯形金属预埋件结构层合板的强度分别为 12.333、10.109 MPa,相对强度系数为-18.03%。

可知,典型铺层下 ( $45^\circ/-45^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ$ )<sub>S</sub>,含阶梯形预埋件层合板的强度相对于圆柱形预埋件层合板下降了 18.03%。需要强调的是,这个结论是在采用典型铺层、单向拉伸加载和有限大板(边长 0.2 m)的条件下得到的。含阶梯形预埋件层合板强度相对于圆柱形预埋件有所下降,主要原因是阶梯形预埋

件要求层合板开孔尺寸增大,不连续的增强纤维含量上升,这种对材料的削弱效应超过了阶梯形预埋件刚度匹配更优的有利条件。

## 4 结论

(1)对含金属预埋件层合板进行强度分析应采用三维分析模型,经典层合板理论不适用于此类问题的分析。

(2)单向拉伸状态下典型铺层层合板的初始损伤均出现在  $90^\circ$  铺层,损伤模式为基体受拉断裂,基体强度决定着层合板的初始极限载荷,即初始强度。

(3)圆柱形预埋件层合板初始损伤位于孔边 12 点位置,阶梯形预埋件层合板初始损伤位于单层板与预埋件最外侧阶梯搭接边缘处的 6 点位置。

(4)圆柱形预埋件层合板应力集中区位于中心孔边区域,阶梯形预埋件层合板应力集中区位于层板与预埋件阶梯面边缘,呈圆环状分布。

(5)由于不连续纤维含量升高削弱了阶梯形预埋件的刚度匹配优势,阶梯形预埋件有限大层合板的极限载荷比圆柱形预埋件有限大层合板低 18.03%。

## 参考文献

- [1] Mathews, F L, Kilty P F, Godwin E W. A review of the strength of joints in fibre-reinforced plastics[J]. Composites, 1982, 13:29-37
- [2] Hart-Smith L J, Thrall E W. Structural analysis of adhesive-bonded joints, adhesive bonding of aluminium alloys[M]. Thrall E W, Shannon R W ed. Marcel Dekker, New York, 1985, Chap. 13
- [3] Baker A A. Joining of advanced fibre composite, chapter 8 in composite materials for aircraft structures[M]. Hoskin B C, Baker A A. AIAA Education Series, AIAA, New York, 1986
- [4] Jones R. Crack patching: design aspects, bonded repair of aircraft structures[M]. Baker A A, Jones R ed. Martinus-Nijhoff, 1988
- [5] Kieger, R. B., "Stress Analysis Concepts for Adhesive Bonding of Aircraft Primary Structure," Adhesively Bonded Joints: Testing, Analysis, and Design[M]. Johnston W S ed, ASTM STP 981, 1988
- [6] Crocombe, A D. Global yielding as failure criterion for bonded joints[J]. International Journal of Adhesion, 1989, 9: 145-153
- [7] Chalkly P D. Mathematical modelling of bonded fibre: composite repairs to metals[M]. Dept. of Defense and Technology Organization, Aeronautical Research Laboratory, Research Report Commonwealth of Australia, AR-008-365, 1993
- [8] Kradinov V, Hananska J, Barut A, et al. Bolted patch repair of composite panels with a cutout[J]. Composite Structures, 2002, 56:423-424

(编辑 任涛)