

# 维修扩孔对碳纤维复合材料层合板与金属板双钉连接强度的影响分析

刘 峰 周建国 陈威杨 闫清云

(中国民用航空飞行学院航空工程学院, 广汉 618307)

**文 摘** 复合材料双钉连接结构的复材孔周由于载荷分布不均、应力状态复杂而易于损伤破坏,开孔区域通常是连接结构的薄弱环节,飞机结构维修时一般将连接孔圆整为标准尺寸来恢复其结构强度,对此研究双钉扩孔维修后的载荷分布规律及影响因素,对结构部件保证适航性和提高连接效率具有重要意义。本文以复合材料/铝合金连接结构为研究对象,通过ABAQUS软件建立了嵌入Hashin失效判据和改进Camanho刚度折减系数的双钉单剪连接三维渐进损伤分析模型,并进行了试验验证,着重分析了不同维修孔径组合对双钉单剪连接的拉伸静强度及损伤的影响。结果表明,有限元分析得到的载荷-位移曲线和失效模式与试验结果基本吻合,最大误差为8.9%;靠近加载端的螺栓 $D_2$ 的载荷高于靠近金属板固定端的螺栓 $D_1$ ;按标准连接参数增大 $D_2$ 直径( $W/D_2$ 减小)可以改善双钉连接孔边应力集中,提高初始强度和极限强度,过大的 $D_2$ 直径会减小复材板的净横截面积,导致连接强度下降;摩擦系数增大会延缓复材板初始损伤的发生,导致整体刚度衰减显著延缓。

**关键词** 复合材料,维修扩孔,强度,层合板,双钉连接

中图分类号:V214.8

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2022.03.016

## Analysis of Maintenance Reaming Effect on The Strength of Double-bolted Joints of Carbon Fiber Composite Laminates And Metal Plates

LIU Feng ZHOU Jianguo CHEN Weiyang YAN Qingyun

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

**Abstract** The composite hole circumference of the composite double-bolt joints structure is easy to be damaged due to uneven loading and complex stress state. The penetrate area is usually the weak link of the connection structure. The connecting hole is generally reamed to a standard size circle during aircraft structural maintenance. Thus it is of great significance to study the rules of corresponding distribution and factors of hole influencing after double-pin reaming maintenance. This is of great significance to ensure the airworthiness of structural components and improve the connection performance. This paper took the composite material/aluminum alloy connection structure as the research object, and built a three-dimensional progressive damage analysis model of double-bolt single-shear connection with embedded Hashin failure criterion and improved camanho stiffness reduction coefficient through the ABAQUS software. The experimental verification was carried out, and it was emphatic on the effect of combinations on the tensile static strength and damage in double-nail single-shear connections with different maintenance aperture. The results show that the load-displacement curve and failure mode obtained by the finite element analysis are basically consistent with the test results, with a maximum error of 8.9%.The bolt load of  $D_2$  near the loading end is higher than that of the bolt  $D_1$  near the fixed end of the metal plate. The  $D_2$  diameter increased ( $W/D_2$  decrease) with the standard connection parameters can improve the stress concentration at the edge of the double-bolted connection hole, and increase the initial and ultimate strength. But excessive  $D_2$  diameter will reduce the net cross-sectional

收稿日期:2021-01-14

基金项目:民航局科技创新引导资金项目(14002600100017J171);中国民用航空飞行学院研究生创新项目(X2020-08);中央高校基本科研业务费基金项目(J2022-026)

第一作者简介:刘峰,1977年出生,博士,教授,主要从事飞机结构与强度及复合材料结构设计方面的研究。E-mail:lhjlf999@sohu.com

通信作者:周建国,E-mail:1207997238@qq.com

area of the composite sheet, resulting in a decrease in joint strength. The increase of the friction coefficient will prolong the occurrence of the initial damage of the composite plate, resulting in a significant delay in the attenuation of stiffness.

**Key words** Composite material, Maintenance reaming, Strength, Laminates, Double-bolted joint

0 引言

目前树脂基碳纤维复合材料正朝着整体化设计、加工方向发展。现代航空航天工业的复合材料主、次承力结构与其他金属部件连接时常使用螺栓连接方式,这种机械连接方式具有传递载荷能力强、维护/维修方便、可多次装配和拆卸等显著优点<sup>[1]</sup>。复合材料层合板对螺栓连接开孔区域的应力状态非常敏感,孔周应力集中导致出现损伤破坏。航空公司在飞机外场修理时采用紧固件-钛板修理技术路线<sup>[2]</sup>来补偿机身复材连接区域损伤带来的影响,保证连接结构强度,以恢复其适航性。

F. K. CHANG 等<sup>[3]</sup>在考虑非线性因素的影响下引入了YAMADA-SUN准则<sup>[4]</sup>和HASHIN准则<sup>[5]</sup>建立复材层合板在拉伸载荷作用下的二维渐进损伤模型,修正后的模型预测计算和试验结果误差在10%以内,但不能用于预测层合板厚度方向的受载情况。M. A. MCCARTHY 等<sup>[6-7]</sup>利用三维渐进损伤分析方法研究了装配间隙量对复合材料多钉单搭接连接结构拉伸和压缩强度的影响。张超禹<sup>[8]</sup>基于三维渐进损伤理论,建立了复合材料层合板-铝板双搭接胶接连接结构拉伸强度预测模型,探究了搭接区域几何参数和螺栓个数等参数对胶螺混合连接结构拉伸性能的影响,发现双钉混合连接相较于单钉的拉伸失效载荷有明显提升。YAZDANI<sup>[9]</sup>等提出一种新设计准则来预测碳纤维复合材料多螺栓连接的力学响应,并通过实验研究了在准静态载荷作用下,具有配合间隙的单埋头和三埋头螺栓连接结构的损伤破坏。

在飞机结构维修工程中,常会遇到复合材料连接部位螺栓孔磨损扩大或破坏变形导致连接传载失效的情况。可采取的维修方法是将连接部位做扩孔处理,圆整为标准尺寸的螺栓孔径后使用标准件进行紧固连接。大量国内外学者通过研究表明,连接区域的几何参数(即宽径比 $W/D$ 、端径比 $e/D$ 以及排距 $P$ )是影响螺栓连接强度的关键因素。但很少有研究具体考察螺栓孔按照标准件尺寸进行扩孔维修后,宽径比 $W/D$ 与径厚比 $D/t$ 值偏离连接最佳设计范围情况下,对双钉单剪连接结构强度的影响。因此,研究扩孔维修后复合材料层合板与金属板螺栓连接结构的力学性能,有着重要的工程应用价值。

本文以复合材料与金属板双钉单剪连接为研究对象,通过试验和数值模拟研究了在拉伸载荷作用下,进行标准维修扩孔后,复合材料层合板的损伤破坏机理和对连接结构强度的影响。将数值模拟结果和试验结果进行对比分析,验证了有限元模型的有效性,进一步研究接触面间摩擦系数对连接强度的影响,并对单搭接结构的二次弯曲现象进行了分析。

1 试验

1.1 试件制作

所用T-300/614型单向碳纤维增强树脂复合材料层合板在 $(23\pm3)^{\circ}\text{C}$ 、 $(55\pm5)\%$ 湿度环境条件下采用手糊真空膜压法常温固化工艺制备。碳纤复合材料层合板采用反对称铺层 $[45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}]$ ,单层名义厚度0.25 mm。金属板采用7075铝合金,弹性模量为71.7 GPa,泊松比为0.33。紧固件使用12.9级高强低碳钢螺栓,弹性模量209 GPa,泊松比为0.28。按标准件螺栓直径大小加工每组试验件螺栓孔,试件参数如表1所示,A3为对照组。

表1 试件参数  
Table 1 Specimen parameters

试验分组编号	$D_1/\text{mm}$	$D_2/\text{mm}$	端径比 $e/D_1$	宽径比 $W/D_2$	排距 $P/\text{mm}$
A1	6	4	5	12.5	40
A2	6	5	5	10	40
A3(对照组)	6	6	5	8.33	40
A4	6	8	5	6.25	40
A5	6	10	5	5	40
A6	6	12	5	4.17	40

结合实际工程应用场景,要求连接结构具有较好的承载能力,为防止双钉单剪连接出现低强度破坏,参考ASTM D5961 M—2013<sup>[10]</sup>设计连接试验件的几何尺寸,如图1所示。试验件螺栓孔用硬质合金刀具经过钻孔—扩孔—二次铰孔的加工工艺制成,保证连接配合精度。依据HB6586—92标准和《复合材料连接技术》<sup>[11]</sup>对不同直径的螺栓选取标准预紧力矩、螺纹间距及垫片等连接参数见表2,钉孔间隙为过渡配合。螺栓预紧力 $p$ 与预紧力矩 $T$ 关系如下:

$$p = \frac{2\pi T}{q + 2\pi D}$$

式中, $D$ 为螺栓直径; $\mu$ 为摩擦系数取为0.15; $q$ 为螺纹间距。

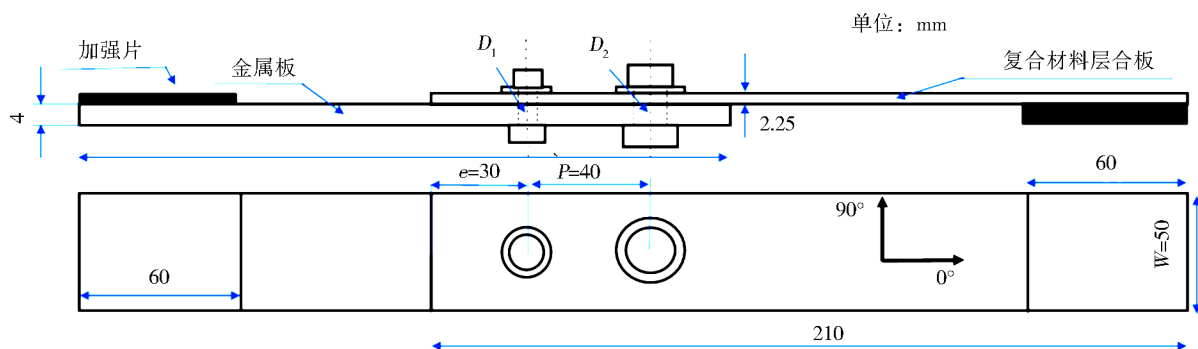


图1 试验件几何尺寸

Fig. 1 Geometric dimensions of specimen

表2 螺栓紧固件参数

Tab. 2 Bolt parameters

螺栓名义直径 $D/\text{mm}$	预紧力矩 $T/\text{N}\cdot\text{m}$	螺距 $q/\text{mm}$	预紧力 $p/\text{kN}$	垫片		
				内径/mm	外径/mm	厚度/mm
4	1.5	0.70	2.1	4.4	9	1.0
5	3.2	0.80	3.6	5.5	10	1.0
6	5.5	1.00	5.1	6.5	12	1.6
8	12.0	1.25	8.5	8.5	15	1.6
10	20.0	1.25	11.5	10.6	20	2.0
12	28.0	1.50	13.7	12.8	20	2.0

## 1.2 拉伸试验

将试验件在标准试验环境条件下放置 24 h, 使用数显扭力扳手施加预紧力, 测量精度 $\pm 2\%$ 。使用深圳万测 ETM305D 电子万能试验机进行准静态拉伸试验, 使用激光水平仪调整试件夹持位置保证对中性。夹持区域粘贴加强片将载荷偏心距降到最低, 调节液压夹持压力确保无相对滑动。试验装置如图 2 所示, 试件一端固定, 另一端沿  $0^\circ$  方向(图 1)加载进行拉伸, 试验力示值相对误差优于 $\pm 1\%$ 。采用位移控制加载, 加载速度为  $1 \text{ mm/min}$ , 试验机自动记录试件的载荷-位移曲线, 取每组试件中载荷峰值居中的曲线代替平均值作为该组的试验结果。

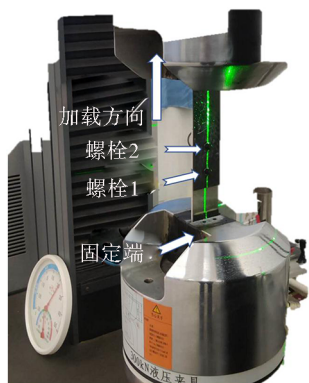


图2 试验装置

Fig. 2 Test apparatus

## 1.3 试验结果

6 组试件的典型破坏状态如图 3 所示, 试验的载荷-位移曲线如图 4(a) 所示, 其中虚线框部分的放大图如图 4(b) 所示。由试验结果可知, A1 组 3 个试件均出现了  $D_2$  螺栓被剪断的现象, 载荷-位移曲线有明显的水平段, 由于单剪连接具有偏心载荷不可避免地使接头发生面外位移、螺栓倾斜而产生二次弯曲效应, 导致  $D_2$  螺栓的弯曲应力逐渐增大, 最终在弯曲应力和剪切应力作用下发生断裂, 其典型的破坏断面如图 5 所示。

由图 4 可知, A1~A6 试件载荷-位移曲线在初始阶段基本为线性; 位移为  $0.2\sim 0.5 \text{ mm}$  的区间内, 载

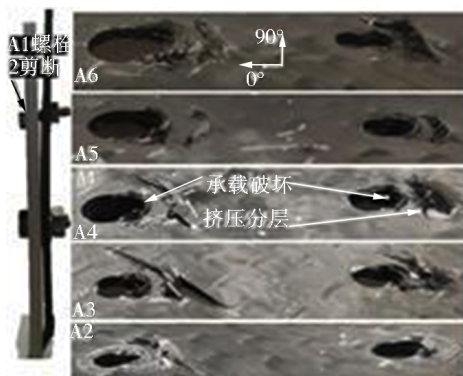


图3 典型试件破坏示意图

Fig. 3 Typical failure diagram of specimens



荷出现波动后表征结构刚度的斜率出现明显下降,构成曲线前段的双线性特征,随后曲线进入非线性阶段。螺栓与复材板接触后导致复材板孔边材料进入相对稳定的压溃过程,类似金属的塑性屈曲段,复材板出现了基体断裂、纤维断裂、纤维拔出、挤压分层等破坏模式,从而载荷波动上升,在极限载荷附近曲线几乎进入水平状态。

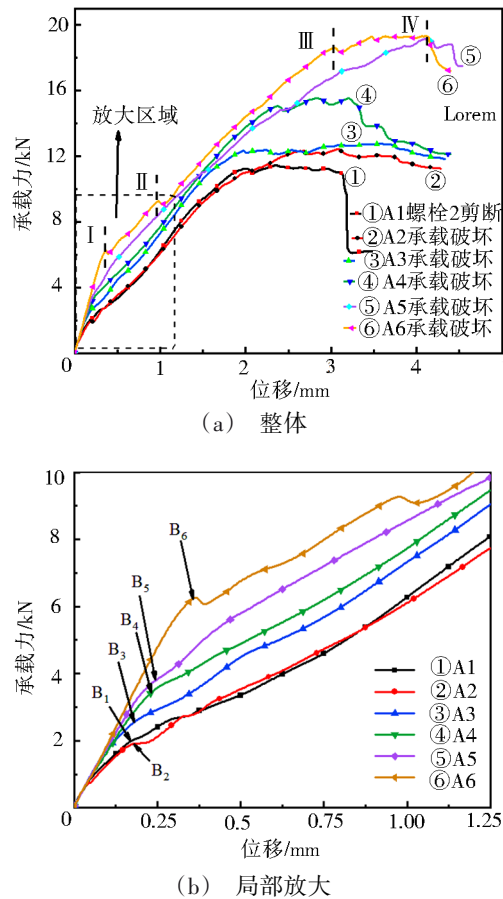


图4 A1~A6试验载荷-位移曲线  
Fig. 4 Load-displacement curves of A1-A6



图5  $D_2$ 螺栓典型断面  
Fig. 5 Typical section of  $D_2$  bolt

A2~A6几组试件在加载后期复材板表现相似的挤压破坏,损伤区扩展和垫片的挤压导致了碳纤维宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2022年 第3期

铺层沿 $45^\circ$ 方向出现较为严重的剥离;两个紧固件孔之间的区域表面平整,但内部亦出现了分层损伤。

#### 1.4 试验曲线特征段识别

根据图4各组试验曲线的特征,双钉连接结构的载荷-位移曲线基本可以划分为4个特征段,图4(a)仅用虚线划分了第A6组的曲线特征段,其余试件有着类似的特征,A6曲线的特征段定义如下。

第1段,载荷-位移曲线呈线性关系,连接结构整体处于线弹性阶段,在预紧力作用下板材接触面处于静摩擦状态。随着 $D_2$ 孔径增大( $W/D_2$ 减小),A1~A6试件曲线斜率依次增加,此阶段连接结构的刚度最大。

第2段,由图4(b)可以看出,在点 $B_1$ ~ $B_6$ 处,曲线斜率出现大幅衰减,之后仍基本保持线性。可见在点B处金属板与复材板之间接触面的静摩擦状态被打破,复材结构出现了初始损伤。本文将点B的载荷值定义为双钉连接结构的初始挤压破坏载荷,该载荷确定了连接结构的初始强度,在6组试验件中 $D_2$ 孔径越大,初始强度越高。以下因素造成B点值大小和斜率变化的差异:螺纹与孔边挤压区域接触时,复材板孔壁被螺纹入侵发生的初始损伤破坏程度;接触面间由静摩擦变为滑动摩擦时所克服的摩擦力大小;不同直径的螺栓造成了不同的应力集中系数。

第3段,由于复合材料双钉连接的两个螺栓载荷分配不均,拉伸端螺栓 $D_2$ 分配的载荷高于固定端螺栓 $D_1$ <sup>[12]</sup>,因此载荷较小的 $D_1$ 螺栓孔的初始损伤发生较晚,造成了第3段起始点的载荷波动,曲线发生了一次较为明显的波动,之后表现为与第2段基本相同的斜率线性上升。不同直径 $D_2$ 螺栓的螺距不同,造成复材板孔壁被螺纹入侵损伤程度存在差异,载荷-位移曲线斜率出现小幅波动;随着外载荷进一步增加,复材孔壁与两螺栓完全紧密接触传递载荷,曲线大致呈线性上升。第3阶段后期,此时复合材料孔壁附近的纤维、基体随着载荷增加而发生较为严重的多模式损伤,材料损伤区域不断积累,曲线斜率逐渐减小,曲线表现出明显的非线性特征。

第4段,曲线逐渐进入水平状态,载荷有小幅波动。随着载荷升高,复材孔壁被压溃,继而进入稳定的压溃吸能过程,位移持续增大,宏观上表现为孔的豁口处材料呈现破碎状态,之后载荷逐渐下降,结构基本失去承载能力。

## 2 有限元分析

### 2.1 有限元模型

在ABAQUS中按照图1所示尺寸对两端加强片之间的试验段进行有限元建模,复合材料力学性能参数如表3所示。使用八节点六面体线性减缩积分单元(C3D8R单元)划分复合材料层合板和铝合金

表 3 T300-12K/164 力学性能参数<sup>1)</sup>  
Tab. 3 Material properties of T300-12K/0164

单层板弹性模量/MPa <sup>1)</sup>			泊松比			剪切模量/MPa <sup>2)</sup>			纤维拉伸强度/MPa <sup>3)</sup>			基体压缩强度/MPa <sup>4)</sup>			剪切强度/MPa		
$E_{11}$	$E_{22}$	$E_{33}$	$\mu_{12}$	$\mu_{13}$	$\mu_{23}$	面内 $G_{12}$	层间 $G_{13}$	层间 $G_{23}$	$X_t$	$Y_t$	$Z_t$	$X_c$	$Y_c$	$Z_c$	$S_{12}$	$S_{13}$	$S_{23}$
59780	6370	6370 <sup>#</sup>	0.35	0.35 <sup>#</sup>	0.4 <sup>#</sup>	3116	3116 <sup>#</sup>	2256	657	33.8	33.8 <sup>#</sup>	725	142	142 <sup>#</sup>	47	47 <sup>#</sup>	39 <sup>#</sup>

注:1)带“#”的值依据横观各向同性材料特性和工程经验得到,其余为实测值。

板网格,每个复材铺层对应一层实体单元,并使用 ABAQUS 的沙漏增强功能解决发生次弯曲时可能出现的剪切自锁问题。由于孔边存在应力集中,对其网格进行了细化处理,孔周网格单元特征长度为 0.3 mm,搭接区域最大为 2 mm,其他区域为 3.5 mm。各个接触面间采用有限滑动的“主-从、面-面”接触算法,允许接触面间发生相对位移;摩擦类型使用线性“罚摩擦”,螺杆与金属板和复材板之间摩擦系数取 0.15,其他接触面摩擦系数取 0.1。

如图 6 在三维模型中螺栓杆截面施加预紧力。为避免刚体位移,在施加预紧力的分析步中,两个螺栓  $X$  轴和  $Y$  轴方向的旋转、移动自由度被约束,在拧紧力矩施加完毕后放开螺栓全部自由度,以符合拉伸过程中实际工况。与金属板接触的铺层为  $45^\circ$ ,约束金属板左端 3 个线自由度,箭头  $U_x$  为复合材料层合板位移载荷施加方向,约束层合板一端其他自由度。

由于本文重点关注复材板的力学性能,遂将螺栓、螺母和垫圈简化为一个整体,减少了接触面的数量,提高计算效率,单元类型使用 C3D8R。

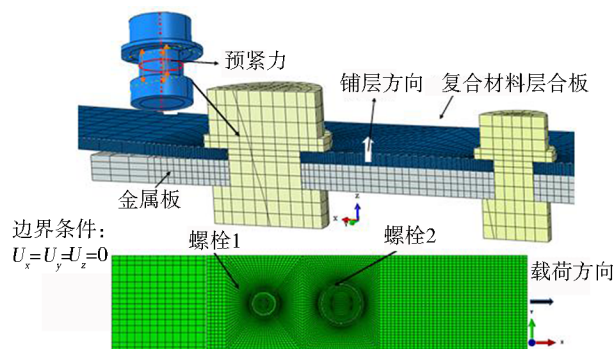


图 6 网格划分与边界条件

Fig. 6 Meshing and load conditions

## 2.2 有限元分析流程

在图 7 中给出有限元分析求解流程图。主要由应力/应变分析求解、材料失效判断和损伤材料性能退化三部分循环迭代计算完成。本文基于 UMAT 子程序,实现了每一增量迭代步中材料失效准则的嵌入、应力状态的迭代更新,同时利用状态变量记录各层单元积分点的损伤状态。

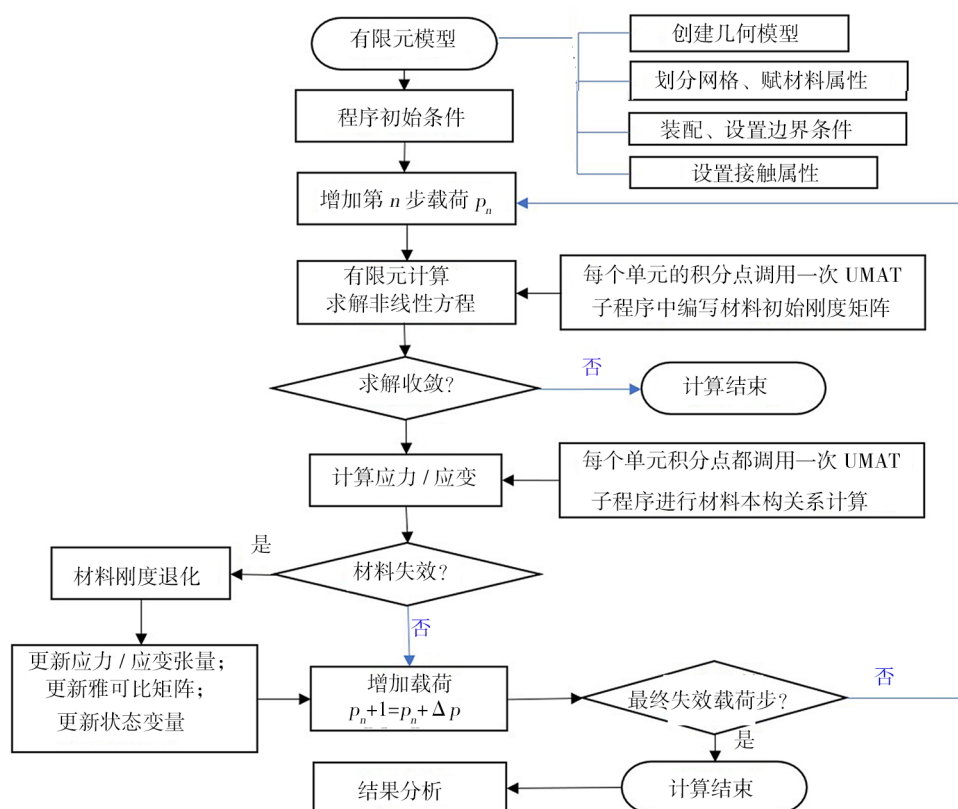


图 7 有限元分析求解流程

Fig. 7 Finite element analysis process



2.3 损伤准则及刚度退化系数

近年来众多学者提出多种不同形式的复合材料失效准则,如 S. W. TSAI 准则<sup>[13]</sup>、PUCK 准则<sup>[14]</sup>、LARC04 准则<sup>[15]</sup>等。HASHIN 准则<sup>[5]</sup>能很好地对不同失效模式的初始损伤进行判断,本文采用考虑了纤维、基体和分层失效的三维 HASHIN 准则,具体失效判据如表 4 所示。

表 4 三维 Hashin 失效准则<sup>1)</sup>

Tab. 4 Three dimensional Hashin failure criteria	
失效模式	失效判据
纤维拉伸破坏( $\sigma_{11}>0$ )	$(\frac{\sigma_{11}}{X_t})^2 + (\frac{\sigma_{12}}{S_{12}})^2 + (\frac{\sigma_{13}}{S_{13}})^2 \geq 1$
纤维压缩破坏( $\sigma_{11}<0$ )	$(\frac{\sigma_{11}}{X_c})^2 \geq 1$
基体拉伸破坏( $\sigma_{22}>0$ )	$(\frac{\sigma_{22}}{Y_t})^2 + (\frac{\sigma_{12}}{S_{12}})^2 + (\frac{\sigma_{23}}{S_{23}})^2 \geq 1$
基体压缩破坏( $\sigma_{22}<0$ )	$(\frac{\sigma_{22}}{Y_c})^2 + (\frac{\sigma_{12}}{S_{12}})^2 + (\frac{\sigma_{23}}{S_{23}})^2 \geq 1$
拉伸分层破坏( $\sigma_{33}>0$ )	$(\frac{\sigma_{33}}{Z_t})^2 + (\frac{\sigma_{13}}{S_{13}})^2 + (\frac{\sigma_{23}}{S_{23}})^2 \geq 1$
压缩分层破坏( $\sigma_{33}<0$ )	$(\frac{\sigma_{33}}{Z_c})^2 + (\frac{\sigma_{13}}{S_{13}})^2 + (\frac{\sigma_{23}}{S_{23}})^2 \geq 1$

注:1) $\sigma_{11}$ 、 $\sigma_{22}$ 、 $\sigma_{33}$ 为单层板材料主方向正应力; $\sigma_{12}$ 、 $\sigma_{13}$ 、 $\sigma_{23}$ 为剪切应力。

利用三维 Hashin 准则对材料积分点进行失效判断,一旦方程左边值大于等于 1,即认为材料失效并进行材料性能参数退化。在 UMAT 子程序中嵌入内部状态变量表示不同失效模式的刚度退化结果,并在 ABAQUS 中利用依赖于解的状态变量 SDV 表征到可视化结果中。这些内部状态变量通过改进 CAMANHO<sup>[16]</sup>和 TSERPES<sup>[17]</sup>提出的材料刚度折减系数得到,其具体形式为:基体破坏时, $E_{22}$ 、 $G_{12}$ 、 $G_{23}$ 、 $\mu_{12}$ 、 $\mu_{23}$ 乘以系数 0.1;纤维拉伸破坏时,所有材料性能参数乘以系数 0.02,纤维压缩破坏时,所有材料性能参数乘以系数 0.1;分层破坏时, $E_{33}$ 、 $G_{13}$ 、 $G_{23}$ 、 $\mu_{13}$ 、 $\mu_{23}$ 乘系数 0.1;基体-纤维剪切破坏时, $G_{12}$ 、 $\mu_{12}$ 乘系数 0.2。

2.4 复材板渐进损伤分析

由有限元计算结果可知,A1-A6 连接组合的复材板表现出相似的损伤扩展规律,本小节以 A6 为例来分析复材板三维渐进损伤过程。

图 8 所示为复材板所有铺层纤维损伤扩展过程(含拉伸损伤和压缩损伤)。载荷为 6 289.7N 时,在  $D_2$  孔  $\pm 90^\circ$  位置附近开始出现初始损伤;载荷为 9 250.6N 时,损伤在  $D_2$  孔沿着  $\pm 135^\circ$  方向扩展,损伤面积明显扩大, $D_1$  孔亦出现损伤;载荷为 19 288.3 N 时,两个螺栓孔的损伤区域进一步扩展,损伤扩展方向体现了载荷的传递路径。

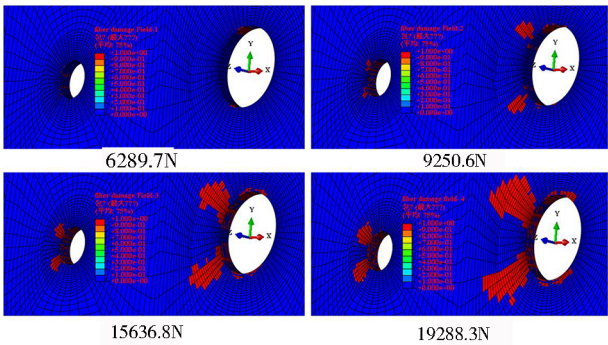


图 8 纤维损伤扩展过程

Fig. 8 Fiber damage evolution

图 9 为基体损伤扩展过程(含压缩和拉伸),与图 8 分布规律基本相似,随着载荷的增大,损伤区域主要沿  $\pm 90^\circ$ 、 $\pm 135^\circ$  方向扩展,载荷增加到 19 288.3N 时损伤区域沿  $\pm 135^\circ$  扩展到了垫片以外区域。由于基体强度弱于纤维,因此基体损伤面积大于纤维损伤面积。

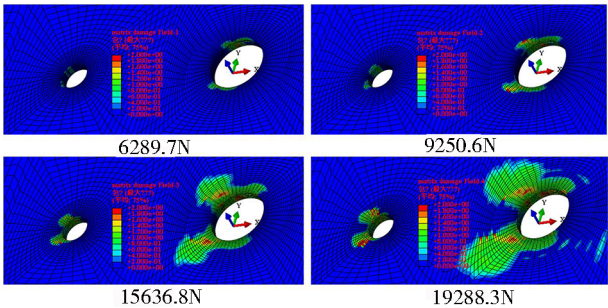


图 9 基体损伤扩展过程

Fig. 9 Matrix damage evolution

图 10 所示为分层损伤扩展过程(含压缩和拉伸),加载初期分层损伤就开始萌发并逐渐积累,载荷为 6 289.7N 时,垫片外边缘与复材板接触区域有环状分层损伤带;随着载荷增加分层损伤面积沿径向逐渐扩大,垫片边缘外围也出现不同程度的分层损伤;载荷增加到 19 288.3N 时两孔周围均出现了大面积分层损伤。

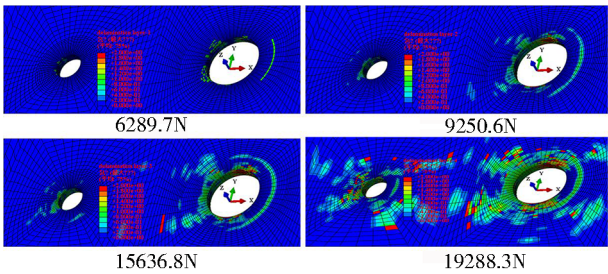


图 10 分层损伤扩展过程

Fig. 10 Delamination damage evolution

综上所述,复合材料的渐进损伤数值分析结果与试验件物理损伤形态和载荷分布情况基本吻合。

3 数值计算与试验对比分析

3.1 扩孔的影响

图 11 为 A1~A6 试验载荷-位移曲线与数值计算曲线的对比。可知,不同  $D_2$  螺栓直径的双钉连接三维渐进损伤有限元模型计算收敛性良好,能够计算出损伤后载荷的衰减过程,除 A5 曲线外,其他组的曲线基本吻合。总体上看,试验曲线刚度突变明显,而有限元模型计算曲线趋于平滑,其中 A5 的计算和

试验曲线偏差较大。主要原因是个别试件制造过程中存在较大分散性,且计算中采用的复材性能衰减系数为常数,与实际复杂的非线性复材性能衰减规律存在一定的差异。A1 由于在有限元模型中未考虑金属材料断裂破坏的情况,从而未能模拟出螺栓  $D_2$  断裂、载荷曲线突降的现象。

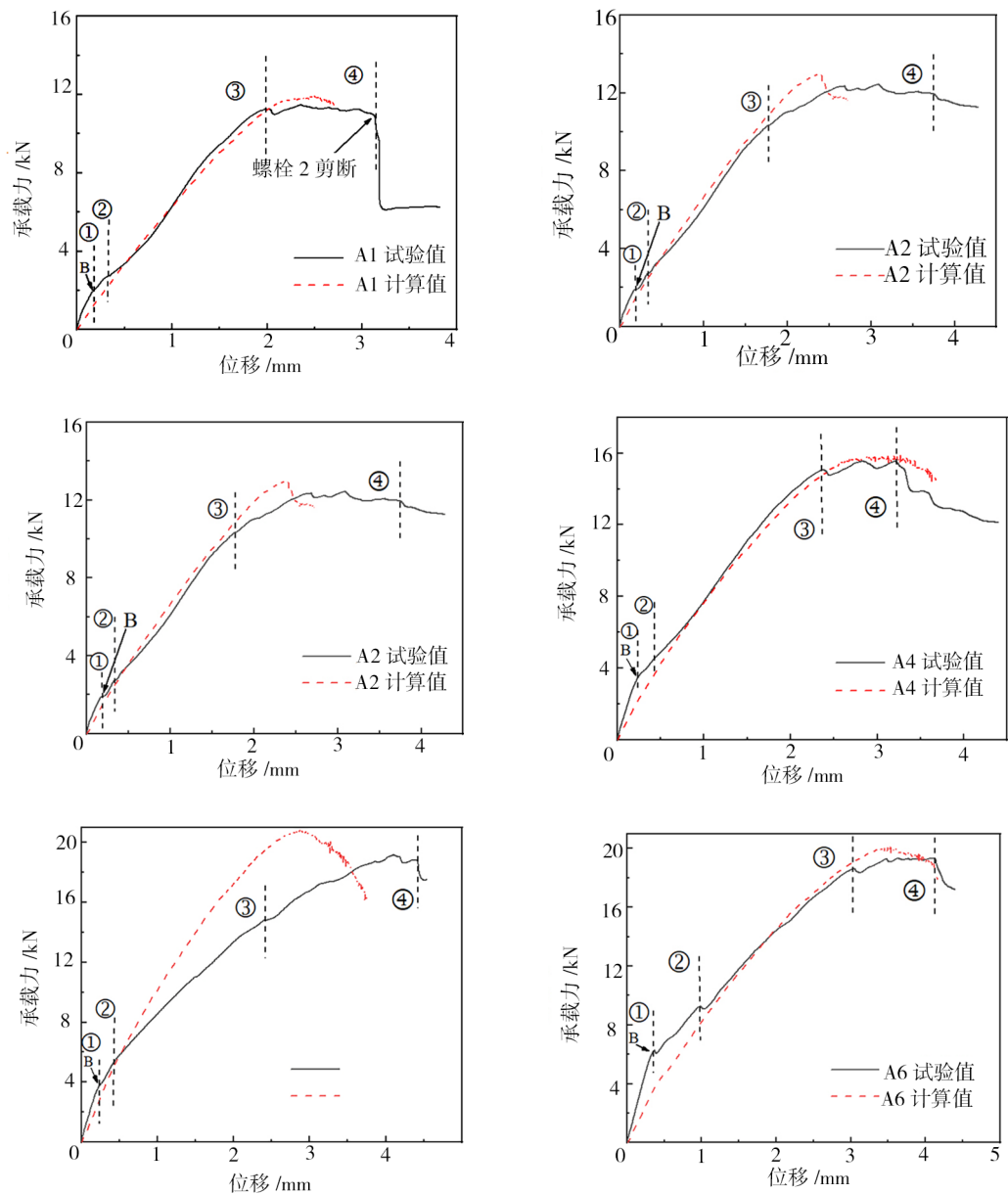


图 11 A1-A6 载荷-位移曲线  
Fig. 11 A1-A6 Load-displacement curves

本文将试验值载荷-位移曲线上的最大值确定为双钉单剪连接结构的极限拉伸载荷,以极限载荷定义为连接结构的极限强度。表 5 给出了 A1~A6 极限载荷的计算值与试验值,A3 试验值相较于 A1 极限强度增加 13.6%,A4 比 A3 增加 21.8%,A5 比 A4 增加 23%,A6 比 A5 增加 2.2%,增加幅度有减缓趋势,其

最大相对误差为 8.9%,在工程分析可接受范围内。

由图 12 可知扩孔维修后,连接的极限强度随孔径  $D_2$  的增大( $W/D_2$  减小)而增大,但增幅趋势呈现出先增加到再减小的规律,主要原因是  $D_2$  增大可以改善孔周的应力集中,从而提高连接强度。但  $D_2$  的增大( $W/D_2$  减小)会导致连接复材板的净横截面面积缩

减,达到临界值后会出现净截面失效破坏,相较于承载破坏的极限强度大为降低<sup>[11]</sup>,这是结构设计中不可取的,因此维修扩孔时 $D_2$ 尺寸应根据试验和计算分析结果进行限制。

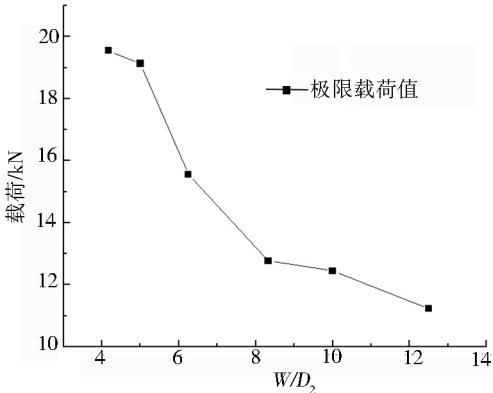


图 12 不同  $W/D_2$  值下的极限载荷  
Fig. 12 Ultimate loads of different  $W/D_2$

表 5 试验值与模拟值对比  
Tab. 5 Comparison of experimental values and simulated values

试件编号	$W/D_2$	极限载荷/N		相对误差/%
		模拟值	试验值	
A1	12.5	12016	11235	6.9
A2	10	13011	12445	4.5
A3	8.33	13492	12763	5.7
A4	6.25	15915	15556	2.3
A5	5	20834	19127	8.9
A6	4.17	20112	19546	2.9

3.2 摩擦系数的影响

通过改变 A6 组有限元分析模型中接触面的摩擦系数,分析了摩擦系数对初始强度和极限强度的影响,结果如图 13 所示。接触面间摩擦系数增大会使连接结构接触面静摩擦平衡的打破明显滞后,导致刚度衰减明显滞后,延缓了复材板初始损伤的发生,极限强度值也随之发生了单调增长。

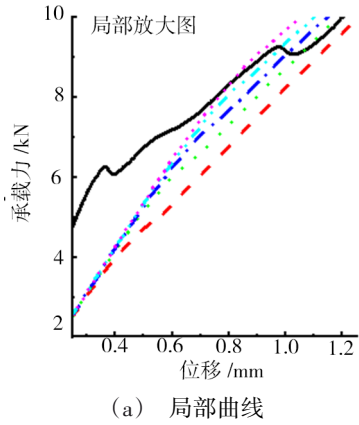
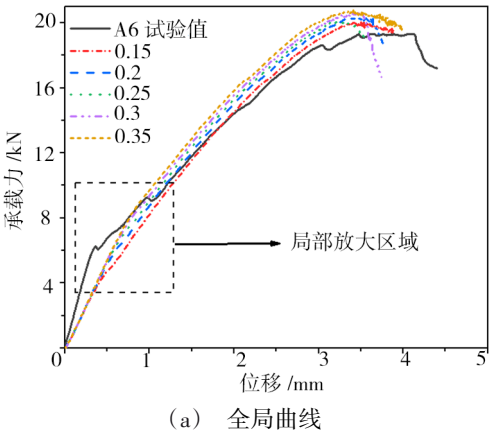


图 13 不同摩擦系数下载荷-位移曲线  
Fig. 13 Load-displacement curve under different friction coefficients

3.3 二次弯曲

由于单剪连接结构在拉伸载荷作用下不可避免地会出现偏心拉伸状态,因此会导致连接结构出现二次弯曲。如图 14 所示,有限元模型计算得到的连接结构面外位移与试验状态吻合良好。二次弯曲效应会引起与螺栓连接的垫片发生变形和局部应力集中,造成图 3 中复材板上表面发生明显的分层剥离损伤和纤维断裂。复合材料的各向异性和反对称铺层导致复材板出现一定的翘曲。

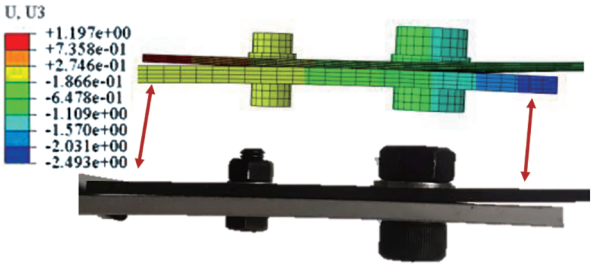


图 14 试验件 A6 二次弯曲现象  
Fig. 14 Secondary bending phenomenon of specimen A6

4 结论

本文通过试验和有限元仿真计算对复合材料层合板与金属板双钉单剪连接结构进行了分析,重点研究了复合材料维修扩孔后对连接结构拉伸强度的影响。将计算结果与试验结果进行对比分析,得出如下结论。

(1) $D_2$ 螺栓的钉载高于 $D_1$ 螺栓,连接结构刚度出现衰减,载荷位移曲线前段呈现双线性特征。加载末期,双钉连接结构复材板进入稳定的压溃吸能过程,载荷-位移曲线呈现水平状态,载荷有小幅波动。

(2)连接结构有限元分析模型的载荷-位移曲线及极限强度与试验结果基本吻合,极限强度最大相对误差为 8.9%,并且数值计算模型的二次弯曲状态与试验物理状态基本吻合。从而本文建立的双钉单



剪连接结构有限元分析模型是可靠的。

(3)标准连接状态时,增大 $D_2$ 直径( $W/D_2$ 减小)可以改善孔边应力集中,连接结构的初始强度和极限强度随 $D_2$ 直径的增大而升高,但极限强度增加幅度减缓,继续扩孔维修会导致连接结构出现净截面失效破坏,应根据试验和计算分析结果进行限制。

(4)接触面间摩擦系数增大会使连接结构接触面静摩擦平衡的打破明显延缓,导致刚度衰减明显变慢,延后了复材板初始损伤的发生,极限强度值也随之发生了单调增长。

#### 参考文献

- [1] 常仕军,肖红,侯兆珂,董楹. 飞机复合材料结构装配连接技术[J]. 航空制造技术,2010(06):96-99.
- CHANG SHIJUN, XIAO HONG, HOU ZHAOKE, et al. Assembly and fastening technology for composites structure in aircraft [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 6: 96-99.
- [2] 陈绍杰. 复合材料技术发展及其对我国航空工业的挑战[J]. 高科技纤维与应用, 2010,35(01):1-7.
- CHEN SHAOJIE. Development of composite technologies and its challenges to china aviation industry [J]. Hi-tech Fiber & Application, 2010, 35(01):1-7.
- [3] CHANG F K and CHANG K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations [J]. Journal of Composite Materials, 1987, 21(9):834 - 855.
- [4] YAMADM S E., SUN C T. Analysis of laminate strength and its distribution[J]. Journal of Composite Materials, 1978, 12(3):275 - 284.
- [5] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.
- [6] MCCARTHY M A, LAWLOR V P, MCCARTHY C T. Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt-hole clearances [J]. Composites, Part B. Engineering, 2005, 36(4):290-305.
- [7] MCCARTHY C T, MCCARTHY M A. Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part II effects of bolt-hole clearance [J]. Composite Structures, 2005, 71(2):159-175.
- [8] 张超禹,郑艳萍,熊勇坚等. CFRP与铝板胶螺混合连接结构拉伸性能研究[J]. 复合材料科学与工程, 20208.
- ZHANG CHAOYU, ZHENG YANPING, XIONG YONGJIAN, et al. Study on the Tensile Properties of CFRP and Aluminium Sheet Blend Joints [J]. Composites Science and Engineering, 2020, 8.
- [9] NEZHAD, HAMED YAZDANI, EGAN, BRIAN, MERWICK, FIACHRA, et al. Bearing damage characteristics of fibre-reinforced countersunk composite bolted joints subjected to quasi-static shear loading [J]. Composite structures, 2017, 166 (Apr. 15):184-192.
- [10] ASTM D5961/D5961M-13, Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates [S].
- [11] 谢鸣九. 复合材料连接 [M]. 上海:上海交通大学出版社, 2011.
- XIE MINGJIU. Composite material joints [M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2011.
- [12] 刘向东,李亚智,舒怀,等. 多钉连接钉载分配特性研究方法[J]. 复合材料学报, 2013, 30(1):210-217.
- LIU XIANGDONG, LI YAZHI, SHU HUAI, et al. Experimental and numerical study on the pin-load distribution of multiple-bolted joints [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(1):210-217.
- [13] TSAI S W, WU E M. A general theory of strength for anisotropic materials [J]. Journal of Composite Materials, 1971, 5 (1):58-80.
- [14] A. PUCK, H. SCHÜRMANN. Failure analysis of fibre reinforced polymer laminates by means of physically based phenomenological models [J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(7):1045-1067.
- [15] PINHO S T, DÁVILA C G, CAMANHO P P, et al. Failure models and criteria for FRP under in-plane or three-dimensional stress states including shear non-linearity, NASA/TM-2005-213530 [R]. Hanpton, VA: NASA Langley Research Center, 2005.
- [16] CAMANHO P P, MATTHEWS F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates [J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24): 2248-2280.
- [17] TSERPES K I, LABEAS G, PAPANIKOS P, et al. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates [J]. Composites Part B Engineering, 2002, 33(7): 521-529.