

复合材料单排多钉连接三维累积损伤强度分析

朱元林 崔海涛 温卫东

(南京航空航天大学能源与动力学院,南京,210016)

摘要:机械连接是复合材料结构的主要连接形式,针对复合材料层合板单排多钉双剪联接接头,建立了静拉伸三维累积损伤模型,考虑了多种最终失效判定准则;考虑了单排钉不同的几何尺寸。结合有限元技术即应力分析、失效判定准则、损伤后材料性能退化及机械连接最终失效准则,对复合材料机械连接接头部位在静载作用下的累积损伤失效过程及各钉孔径的变化过程进行模拟分析。用该模型预测的结果与试验结果进行了比较分析,数值分析结果与试验结果比较一致。

关键词:复合材料;多钉接头;累积损伤;钉孔变形;强度分析

中图分类号:TB33

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2012)04-0497-06

Three-Dimensional Cumulative Damage Strength Analysis of Single-Row Multiple Bolted Joint in Composite Laminates

Zhu Yuanlin, Cui Haitao, Wen Weidong

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Mechanical joint is the main connection type in composite material structures. A three-dimensional parametric cumulative damage model is built for multiple double-lapped fastener bolted joints in composite laminates subjected to static tensile loading. Many kinds of final failure criterions are considered. Different geometry sizes are considered. Damage accumulation in the laminate and the deformation process of the nail hole are simulated by integrating the finite element technique which includes stress analysis, failure analysis, material property degradation and final failure criterions. The numerical predictions agree well with the experimental data.

Key words: composites; multiple bolted joints; cumulative damage; deformation of nail hole; strength analysis

先进复合材料因其高比强度、高比刚度、良好的抗疲劳性和材料铺层的可设计性等优异特性,在航空航天飞行器的结构中得到日益广泛地应用,其中连接设计在复合材料结构中是必不可少的一环。连接部位孔边的应力分布复杂,导致连接部位失效模式呈多样性和复杂性。因此,如何准确地预测连接部位的强度,以及失效模式与失效规律,对于复合材料结构设计是极为重要的。

很多学者^[1-5]在机械连接接头的连接强度和破

坏模式方面进行了大量的研究。文献[5]以累积损伤分析方法为基础,对层合板接头进行静强度分析,该方法为更好地模拟、分析复合材料接头破坏形式和逐渐破坏的过程提供一种强有力的手段。以上研究大多针对单钉连接接头强度进行估算,对于多钉连接接头的强度估算只有很少的几种,其中一种是根据工程实践提出的经验方法^[6],这种方法根据实际层压板接头的几何尺寸,需要通过试验来测定各种参数,所以费时费力,使用起来不够方便。

还有一些研究人员^[7]以应力分析为基础,采用 Yamada-Sun 准则预测了层合板结构双剪联接接头的破坏载荷,但对损伤机理及损伤扩展过程未做深入探讨。文献[8]考虑了接触状态非线性和累积损伤过程非线性的影响,对单列多钉进行了仿真模拟分析,但对材料非线性并未深入研究。

本文针对复合材料层合板的单排多钉双剪联接接头,在文献[5]考虑单层复合材料在材料 1-2 面及 3-1 面上的非线性剪切应力-应变关系(材料非线性)的基础上,分析不同最终失效判定准则对接头静强度预测的影响和适用性,并进一步分析不同孔间距离对接头强度的影响。对机械连接接头部位在静载作用下的累积损伤失效过程及钉孔孔径的变化过程进行仿真模拟分析。最后通过试验数据验证该方法的适用性。

1 分析方法

本文采用累积损伤数值分析方法。

1.1 应力分析

应力分析中考虑几何大变形和材料非线性,其理论基础可见文献[5]。

1.2 破坏判定准则

失效判定准则采用在 Hashin 三维失效准则^[9]基础上发展而来的含材料非线性因子的失效判定准则,具体形式可见文献[10]。根据复合材料接头结构常见的破坏模式,本文不仅采用复合材料接头结构最终破坏判定准则(挤压破坏、拉伸破坏、剪切破坏),具体定义可见文献[11],还采用钉孔永久伸长变形超过允许值的最终破坏判定准则,即当层合板多钉接头任一种铺层的任一螺栓孔孔径变形超过允许值(本文取 6% 孔径)时,则认为接头发生破坏。为方便下文叙述,本文把挤压破坏称为第一种破坏准则,孔变形超过允许值称为第二种破坏准则,无法继续承载的破坏形式(剪切破坏或拉伸破坏)称为第三种破坏准则。

1.3 损伤过程中材料性能退化

随着载荷的增加,材料性能将发生变化,针对本文试验所用的 T300/BMP-316 聚酰亚胺树脂基复合材料,本文选取了文献[12]所采用的材料退化方法。(1)基体拉伸或压缩破坏:仅 E_2, ν_{12} 退化到 0; (2)纤维拉伸或压缩破坏: $E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{23}, G_{13}, \nu_{12}, \nu_{23}$ 和 ν_{13} 退化到相应每个变量都乘以折减系数 0.02; (3)纤维-基体剪切破坏:仅 G_{12}, ν_{12} 退化到 0; (4)法向拉伸或压缩破坏(分层):仅 $E_3, G_{23}, G_{13}, \nu_{23}$ 和 ν_{13} 退化到 0。

1.4 三维逐渐损伤分析模型与分析流程

为了与试验得到的平均静强度进行比较,有限元计算时采用了力加载方式,即假设每层的加载应力相等。本文在商业化有限元软件 ANSYS 基础上,编写了复合材料多钉接头三维累积损伤强度分析程序,其流程如图 1 所示。分析流程如下:对有限元模型施加初始载荷 P 进行应力分析;检查层合板是否有单元发生失效,如果没有单元发生失效,则载荷相应增加 ΔP ,进行下一步应力分析;如果有单元发生失效,则对发生失效的单元进行材料性能突然退化,并判断结构是否发生完全破坏,如没发生完全破坏,重新在此载荷下进行应力分析,循环继续,直到结构最终失效。需要说明的是每次应力分析的有限元几何模型与初次应力分析时的有限元几何模型是一致的,只是部分单元的材料属性发生了突然退化。

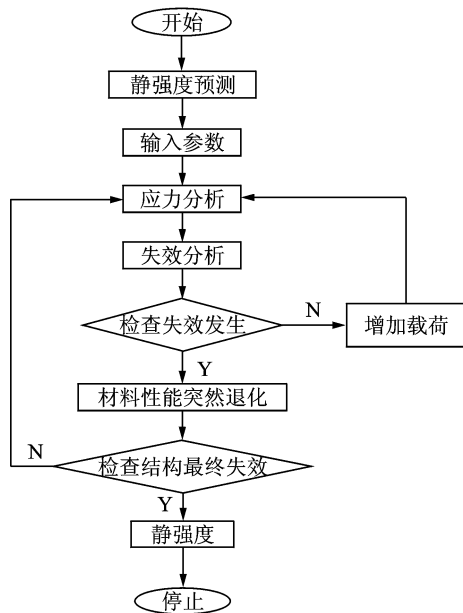


图 1 累积损伤失效分析流程

1.5 孔伸长变形计算方法

本文在模拟加载过程中对 3 个钉孔的变形进行了全程的数据记录,图 2 中 a, b, c, d, g, f 分别为 3 个螺栓钉孔在同一铺层孔接触面上 0 与 180° 方向上的节点,这样在载荷增加的任一步,3 个孔径的变形量均可分别表示为: $u_b - u_a, u_d - u_c, u_f - u_g$ 。

2 层合板单排三钉接头拉伸试验

试验均在 MTS809 试验机上完成,温度为 20°C,干态。材料牌号为: T300/BMP-316 聚酰亚胺树脂基复合材料,铺层方式为 $[45/-45/0/\text{织物}45/0/-45/90/0/\text{织物}-45/90/45/0]_s$ 。加工成如图 2

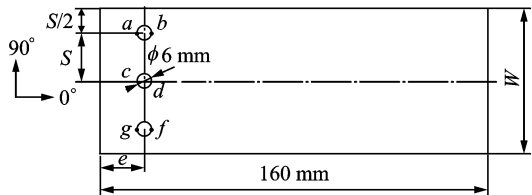


图2 试件几何尺寸

所示的尺寸, 试验件厚度为 $3.65 \text{ mm} \pm 0.05 \text{ mm}$, $e=18 \text{ mm}$ 。对层合板单排多钉双剪连接接头进行如图3所示的拉伸试验。层合板接头静强度统一取 $\sigma=P/(W \times \text{安装孔处厚度})$, P 为试验件发生破坏时的载荷。

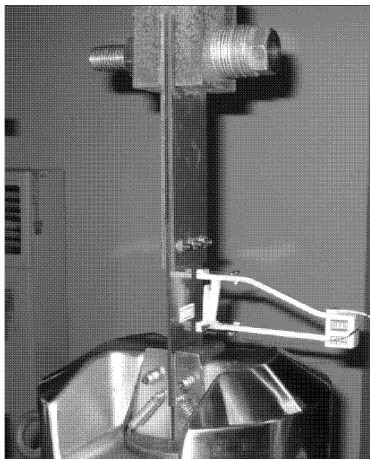


图3 双盖板接头的试验模型

三钉接头端径比 e/D 不变时, 层合板三钉接头静强度随板宽与三倍孔径比 $W/(3 \times D)$ 的变化情况如图4所示, 每种几何尺寸的有效试验数据都是3个。从中可以看出: 试验数据总体波动不大, 试验结果可靠, 当层合板接头端距不变时, 随着层合板板宽与三倍孔径比 $W/(3 \times D)$ 从3.33增加到5.00, 其强度逐渐减小。

不同几何尺寸三钉接头的最终破坏模式见图5。

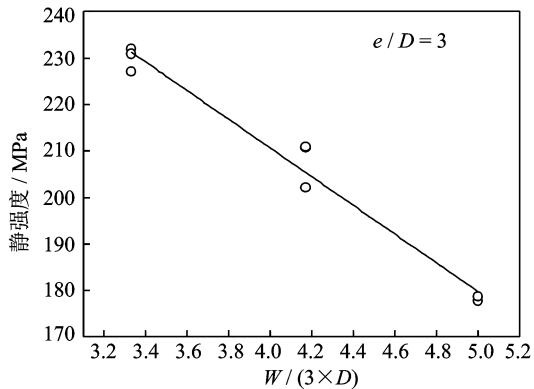


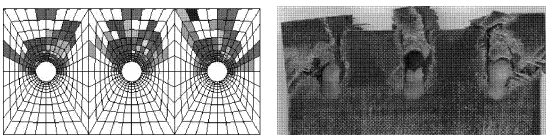
图4 端径比一定, 宽径比对静强度影响

从图中可以看出三钉接头静拉伸破坏损伤程度及破坏模式。当 $W/(3 \times D)$ 值为3.33时, 层合板三钉接头发生了拉伸破坏; 当 $W/(3 \times D)$ 值为4.17和5.00时, 中间的孔发生了挤压剪切破坏, 左右两边的孔发生了剪切-拉伸组合破坏, 并以剪切破坏为主。所以当端距一定时, 随着板宽与三倍孔径之比 $W/(3 \times D)$ 值从3.33增加到4.17, 层合板接头破坏模式从以拉伸破坏为主过渡到剪切-拉伸组合破坏, 继续增加 $W/(3 \times D)$ 值到5.00时, 其破坏模式不再改变。由此可以看出: 当 $W/(3 \times D)$ 大于4.17时, 各钉孔之间的破坏已不再相互影响, 层合板三钉接头的静拉伸破坏模式与其几何参数密切相关。

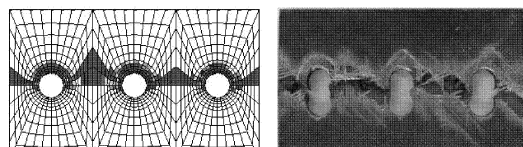
3 模型验证及算例分析

建立如图6所示的有限元模型, 模型中的复合材料板使用ANSYS软件中SOLID46八节点三维层状单元, 每个节点有3个自由度, 其单元数量为36 048个, 双盖板、螺栓、螺母及垫圈使用SOLID45八节点体单元, 在孔钉连接处采用螺栓与螺栓孔相互挤压接触面上共节点的等效处理, 以保持结构的连续性。由于采用接触单元来真实地考虑螺栓与螺栓孔的挤压接触, 计算量大, 并且接触的非线

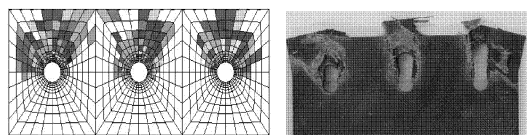
- 纤维断裂
- 纤基剪切
- 基体开裂
- 分层
- 基体开裂-分层
- 基体开裂-纤基剪切
- 纤基剪切-基体开裂
- 基体开裂-纤维断裂
- 纤维断裂-基体开裂



(b) $W/(3 \times D) = 4.17$



(a) $W/(3 \times D) = 3.33$



(c) $W/(3 \times D) = 5.00$

图5 静拉伸预测结果与试验照片对比

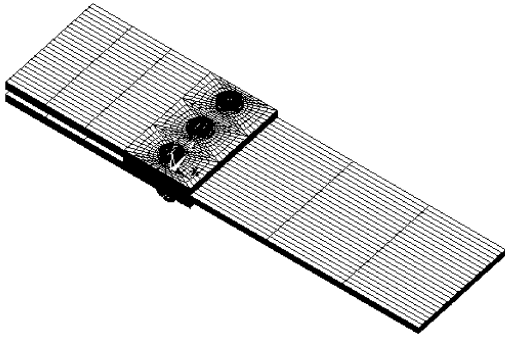


图6 多钉接头的有限元模型

性问题突出,其结果往往不容易收敛。本文应力分析中主要关心螺栓接触部位复合材料板的应力状态,只把真实接触关系作为传递压力和进行刚度等效作用的一个中介,而不希望过多地处理复杂的非线性关系,故本文采用了螺栓与螺栓孔相互挤压接触面上共节点的等效处理。建立的三钉接头结构有限元模型如图6所示,在铺层顺序中的织物铺层用对应角度的两层来等效建模,例如:织物 $\pm 45^\circ$ 铺层在模型中用 $+45^\circ$ 铺层和 -45° 铺层两层来等效代替。T300/BMP-316 单层板材料属性为: $E_1=128.8$ GPa, $E_2=E_3=8.94$ GPa, $G_{12}=G_{13}=5.66$ GPa, $G_{23}=3.03$ GPa, $\nu_{12}=\nu_{13}=0.328$, $\nu_{23}=0.477$, $X_T=1\ 298.20$ MPa, $X_c=1\ 379$ MPa, $Y_T=Z_T=64$ MPa, $Y_c=Z_c=185$ MPa, $S_{12}=S_{13}=102$ MPa, $S_{23}=30$ MPa,材料非线性系数 $^{[13]}\alpha=(2.596\text{ MPa})^{-3}$ 。盖板、螺栓、螺母材料属性为: $E=2.06\times 10^{11}$ Pa, $\nu=0.3$ 。

对 T300/BMP-316 材料 3 种不同几何尺寸的层合板三钉接头拉伸静强度进行预测。对于每种类型的接头,在复合材料板远离接头的自由端截面上施加初始应力 10 MPa,后续分析的应力增量为 5 MPa,采用牛顿-拉普森迭代方法进行求解。

用第三种破坏准则预测的静拉伸强度与试验结果对比情况如表1所示。从表中可以看出,本文计算的 3 种类型层合板接头静强度结果与试验结果的误差结果都在 5% 以内,计算结果令人满意。

表1 试件静强度的试验值和预测值

e/D	$W/(3\times D)$	预测值/ MPa	试验值/ MPa	误差/ %
	3.33	220	230.02	-4.36
3	4.17	210	208.01	0.96
	5.00	170	178.45	-4.74

图5描述了本文预测3种几何尺寸层合板三钉接头破坏模式与试验破坏模式的对比情况。当 $W/(3\times D)$ 值为3.33时,本文预测层合板三钉接头发生拉伸破坏与试验破坏模式一致;当 $W/(3\times D)$ 值

为4.17时,本文预测中间的孔发生了挤压剪切破坏,左右两边的孔发生了剪切-拉伸组合破坏,并以剪切破坏为主,与试验破坏模式一致;当 $W/(3\times D)$ 值为5时,本文预测左中右3个孔都发生了挤压剪切破坏,试验破坏模式为中间的孔发生了挤压剪切破坏,左右两孔发生剪切-拉伸组合破坏,并以剪切破坏为主,理论预测结果与试验结果不太一致,造成这种差异的主要原因是仿真模拟结果图片中显示纤维断裂破坏形式已经扩展到层合板的端部,程序判定接头发生了剪切破坏,已经无法再继续承载,停止了计算,另外一个可能原因是有限元计算时采用了力加载方式,使得层合板各层在加载方向的变形略有不同,从而也导致了预测结果与试验结果之间的差异。从图5中可以看出层合板接头几何尺寸的大小直接影响到其破坏模式,当层合板接头端距一定时,随着孔心距逐渐增大,破坏模式从以拉伸破坏为主过渡到以剪切破坏为主。本文预测的各种类型层合板三钉接头破坏模式与试验破坏模式基本吻合。从计算仿真结果也可以看出当 $W/(3\times D)$ 大于4.17时,各钉孔之间的破坏已不再相互影响。

本文在模拟加载过程中对3个钉孔的伸长变形进行了计算,由于3个钉孔的变形基本同步,图7只描述了中间孔孔径伸长变化计算值。在图中可以发现,当加载到20 kN左右时仿真模拟曲线刚度出现了明显的下降,这是由于在该载荷附近时,孔边挤压受力方向出现了大量的单元失效,从而使材料性能显著退化,并在这个阶段开始产生挤压破坏。

4 不同最终失效判定准则对静强度预测的影响

表2列出了在不同最终失效准则下静强度的预测值。从表中可以看出,挤压破坏最先发生,然后孔径变形超过允许值,最后发生无法继续承载的破坏形式(拉伸破坏或剪切破坏)。其中第一种破坏准则预测值和第二种破坏准则预测值都小于强度试验均值,用这两种准则来预测的强度都具有一定的安全余量,在工程结构设计中,可以作为反映螺栓连接结构安全程度的一个指标,第三种破坏准则预测值与强度试验均值相近。例如 $e/D=3$, $W/(3\times D)=3.33$ 的三钉连接接头,用第二种破坏准则预测的静强度为130 MPa,离强度试验值230.02 MPa还有100.02 MPa的安全余量,用第三种破坏准则预测的静强度为220 MPa,与强度试验值接近。表2中的安全系数计算方法为强度试验均值除以预测值。

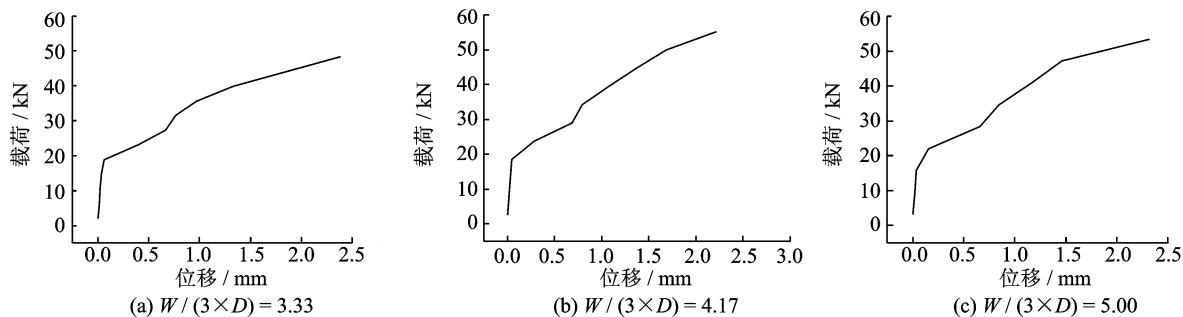


图7 中间孔径变化计算值

表2 不同最终失效判定准则下的静强度 ($e/D=3$)

$W/(3 \times D)$	试验值/ MPa	第一破坏准则		第二破坏准则		第三破坏准则
		挤压失效/ MPa	安全 系数	孔径变形超过 允许值/MPa	安全 系数	拉伸失效或 剪切失效/MPa
3.33	230.02	110	2.09	130	1.77	220
4.17	208.01	90	2.31	110	1.89	210
5.00	178.45	70	2.55	90	1.98	170

5 累积损伤扩展规律分析

图8简要描述了 $e/D=3$, $W/(3 \times D)=3.33$ 类型层合板三钉接头静拉伸第1,2,3,8铺层逐渐损伤扩展过程。

从图8中可以看出当载荷增至50 MPa时,45°铺层和90°铺层螺栓安装孔应力集中区域首次损伤,损伤类型为少量基体开裂形式;随后-45°铺层和0°铺层分别在载荷70 MPa时,出现该层首次损伤,损伤类型都为少量基体开裂形式及纤维断裂形

式。当载荷增加到150 MPa时,层合板接头中各铺层在螺栓挤压方向都存在明显挤压损伤。对于45°铺层,其损伤类型主要为纤维断裂诱发基体开裂损伤。对于-45°铺层,其损伤在螺栓安装孔受挤压面上主要为纤维断裂诱发基体开裂损伤,而在其外围,主要以基体开裂诱发分层损伤为主;对于0°铺层,则以纤维断裂及其诱发产生基体开裂损伤为主。对于90°铺层在螺栓安装孔受挤压面上主要为基体开裂诱发纤维剪切,在其外围也出现大量基体开裂诱发分层损伤。

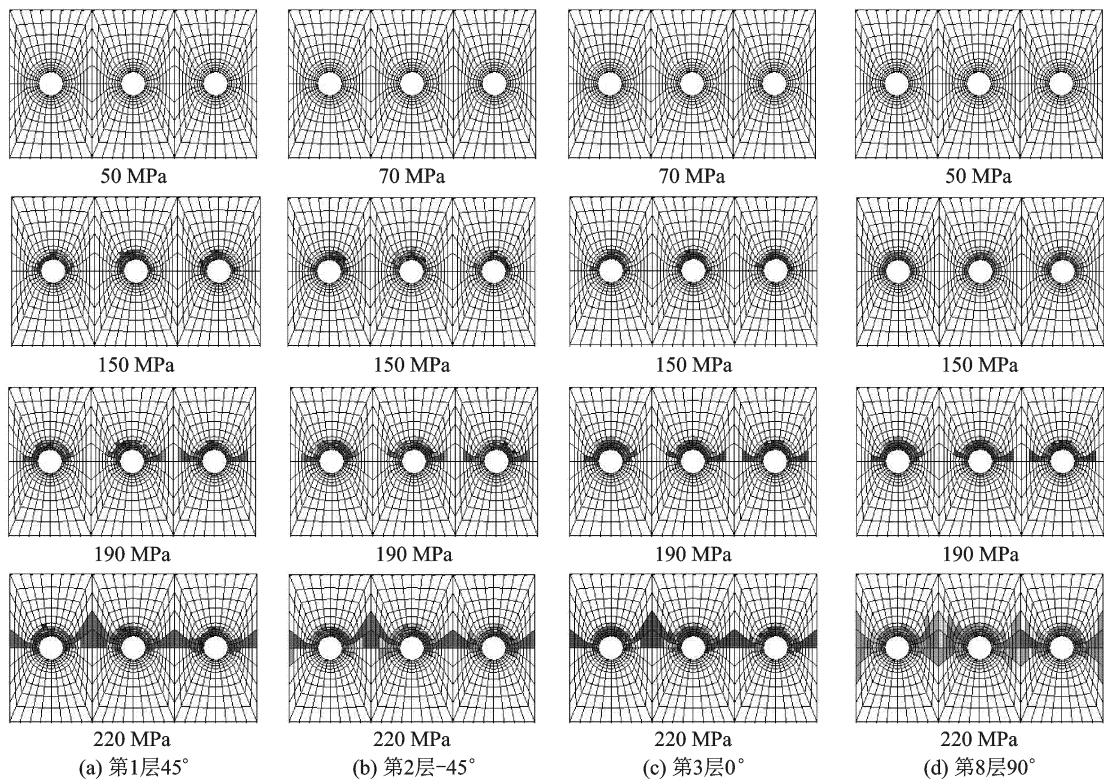


图8 损伤累积示意图 ($e/D=3$, $W/(3 \times D)=3.33$)

载荷增加到 190 MPa 时,层合板接头各铺层损伤沿板宽方向扩展速度已强于向端部方向扩展速度。

载荷达到 220 MPa 时,各铺层损伤都扩展至整个板宽,层合板接头失去继续承载能力,结构最终破坏,破坏模式为挤压-拉伸组合破坏方式,并以拉伸破坏为主,与试验中该类型层合板接头静载破坏模式吻合。对于第一铺层 45°铺层,损伤类型主要为纤维断裂诱发基体开裂;对于第二铺层 -45°铺层,损伤类型主要为纤维断裂、纤维剪切诱发基体开裂、基体开裂诱发分层;对于第三铺层 0°铺层,损伤主要为纤维断裂,并有少量由纤维断裂诱发的多种损伤类型。对于第八铺层 90°铺层,损伤主要为基体开裂诱发纤维剪切、基体开裂及基体开裂诱发分层。

6 结 论

(1) 本文采用的静载三维逐渐损伤分析的强度预测方法可以预测不同几何尺寸单排多钉层合板接头的静强度及破坏模式。

(2) 计算结果与试验结果同时表明当层合板三钉接头端径比不变时,随着层合板宽度与三倍孔径比在一定范围内的增加,其破坏强度逐渐变小。

(3) 计算模拟结果与试验结果同时表明层合板三钉接头板宽与三倍孔径之比 $W/(3 \times D)$ 直接影响到其破坏模式。当 e/D 一定时,随着 $W/(3 \times D)$ 值逐渐增大,破坏模式从以拉伸破坏为主过渡到以剪切破坏为主。当 $W/(3 \times D)$ 大于 4.17 时,各钉孔之间的破坏已不再相互影响。

参考文献:

- [1] Lie S T, Yu G, Zhao Z. Analysis of mechanically fastened composite joints by boundary element methods [J]. Composites: Part B, 2000, 31(8): 693-705.
- [2] Riccio A, Scaramuzzino F. Influence of damage onset and propagation on the tensile structural behavior of protruding composite joints [C]//4th GRACM Congress on Computation Mechanics GRACM 2002. Greece:[s. n.], 2002:1-15.
- [3] Tserpes K I, Labeas G, Papanikos P, et al. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates [J]. Composites Part B, 2002, 33(7): 521-529.
- [4] Perugini P, Riccio A, Scaramuzzino F. Three-dimensional progressive damage analysis of composite joints[C]//Topping B H V, Ed. Proceedings of the Eighth International Conference on Civil and Structural Engineering Computing. Stirling, Scotland:[s. n.], 2001:19-21.
- [5] 王丹勇,温卫东,崔海涛. 含材料非线性的复合材料单钉接头累积损伤分析[J]. 固体力学学报, 2006, 27(2):186-190.
Wang Danyong, Wen Weidong, Cui Haitao. Progressive damage analysis of single fastener joints in composite laminates considering the material nonlinearity [J]. Acta Mechanica solida sinica, 2006, 27(2):186-190.
- [6] 谢鸣九. 预示复合材料螺栓连接强度的经验方法[C]//第七届全国复合材料学术会议论文集. 北京:中国宇航出版社,1992.
- [7] 崔海涛,温卫东. 复合材料层合板单排多钉双剪联接接头强度分析[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 623-628.
Cui Haitao, Wen Weidong. Strength analysis for multiple double-lapped joints in CFRP laminates[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 623-628.
- [8] 张爽,王栋,郦正能,等. 复合材料层合板多钉连接结构累积损伤过程[J]. 复合材料学报, 2006, 23(3): 135-140.
Zhang Shuang, Wang Dong, Li Zhengneng, et al. Visual simulation of damage accumulation for composite multiple bolted joints[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2006, 23(3): 135-140.
- [9] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-335.
- [10] Shokrich M M, Lessard L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials, part I: modeling[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13): 1056-1080.
- [11] 王丹勇,温卫东,崔海涛. 复合材料单钉接头三维逐渐损伤破坏分析[J]. 复合材料学报, 2005, 22(3): 168-174.
Wang Danyong, Wen Weidong, Cui Haitao. Three-dimensional progressive damage analysis of single fastener joints in composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(3): 168-174.
- [12] 王丹勇. 层合板接头损伤失效与疲劳寿命研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006: 21-22.
Wang Danyong. Research on prediction of damage failure and fatigue life for composite bolted joints [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006:21-22.
- [13] 王丹勇,温卫东. 复合材料单向层合板损伤失效试验研究[J]. 复合材料学报, 2007, 24(5):142-148.
Wang Danyong, Wen Weidong. Experimental research on damage failure of unidirectional laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(5): 142-148.