

含孔型缺口的纤维金属层板剩余强度

佟安时¹, 谢里阳¹, 刘建中², 张啸尘¹
(1. 东北大学 机械工程与自动化学院, 辽宁 沈阳 110819; 2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 纤维金属层板(fiber metal laminates, FMLs)作为混合层板家族中一员,由铝合金层和预浸料层交替铺设而成. 相比于铝合金板,含缺口的纤维金属层板强度下降更为明显. 为研究含孔型缺口的纤维金属层板的剩余强度,测试了光滑试样的静力拉伸性能和缺口试样的剩余强度. 分析了铺层结构对剩余强度的影响,引入应力失效模型预测了纤维金属层板含孔型缺口的剩余强度,讨论了含缺口纤维金属层板的失效模式、损伤萌生和扩展过程. 结果显示:带孔 GLARE3 层板的强度下降约为 40%,铺层增加后缺口敏感性下降,特征长度增加,约在 90% 的剩余强度时缺口处有损伤发生.

关 键 词: 纤维金属层板;剩余强度;应力失效模型;损伤机制;玻璃纤维

中图分类号: TB 333 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-3026(2017)03-0375-04

Residual Strength of Notched Fiber Metal Laminates

TONG An-shi¹, XIE Li-yang¹, LIU Jian-zhong², ZHANG Xiao-chen¹
(1. School of Mechanical Engineering & Automation, Northeastern University, Shenyang 110819, China; 2. Avic Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China. Corresponding author: XIE Li-yang, E-mail: lyxie@mail.neu.edu.cn)

Abstract: Fiber metal laminates (FMLs) are a family of hybrid materials consisting of alternating thin coatings of aluminum alloy and fiber-reinforced epoxy layers. In contrast to aluminum alloys, the presence of notches in FMLs causes significant strength reduction. To evaluate the residual strength of fiber metal laminates with circular open hole, mechanical testing was performed to determine the un-notched tensile properties and notched strength of FMLs. The influence of ply structure on residual strength of FMLs was investigated. The stress failure model was introduced to predict the residual strength of FMLs with an open hole. Failure modes, damage initiation and progression of notched FMLs were also characterized and discussed. The results show that the presence of a hole in GLARE3 laminates gives a strength reduction about 40%. It can be seen that the characteristic length increase and notch sensitivity tends to decrease with the increase of ply number. The damage initiated at the hole edge when the residual strength is 90%.

Key words: fiber metal laminates; residual strength; stress failure model; damage mechanism; glass fiber

纤维金属层板(fiber metal laminates, FMLs)是一种由金属层和纤维增强复合材料层交替铺设后,在一定温度和压力下固化而成的一种层间混杂复合材料. 具有优异的疲劳损伤容限性能、耐冲击、耐腐蚀、高阻燃性以及易加工成型等优点^[1-4],是飞机蒙皮的理想材料. 其中, GLARE 被选为空客 A380 的蒙皮材料.

目前,国际上的研究主要集中在疲劳裂纹扩展性能方面^[5]. 而实际工程中,含缺口的纤维金属层板的剩余强度也是一个重要的设计参数,如孔型、锯切型及裂纹型缺口. 对设计者而言,飞机结构中的缺口问题是不可避免的,如窗户、门及铆钉孔等. Gunnink^[6]、Kadiyala 等^[7]和 Hidde 等^[8]研究了含缺口的 ARALL 层板的静力拉伸机械性

能;Akbar 等^[9]研究了含缺口的碳纤维增强铝合金板的静力性能. 而关于含孔型缺口的 GLARE 层板静力拉伸性能的研究还非常有限,尤其是正交铺设的情况. 因此,有必要探究其基本力学性能、失效机理和有效的分析方法.

本文以试验为基础,研究了 GLARE3 - 2/1 和 GLARE3 - 3/2 层板含孔型缺口的剩余强度、损伤机制和缺口敏感性. 首先,简要回顾了现有的分析模型;其次,对应力 - 失效模型进行了试验验证;最后,采用化学腐蚀去层的方法研究了内部预浸料层的损伤形式.

1 预测含缺口纤维金属层板的剩余强度

1.1 模型回顾

含缺口的纤维金属层板的损伤过程是非常复杂的,预浸料层的损伤包括基体微裂纹、纤维拔出、纤维断裂、层间分层,金属层的损伤包括屈服和断裂等. 因此,要精确预测含缺口纤维金属层板的剩余强度非常困难. 通常是将适于聚合物基复合层板的预测模型扩展应用,来评估纤维金属层板的剩余强度. Wu 等^[10]广泛评价了预测聚合物基复合层板材料的剩余强度方法,将其分为三类:第一类为应力失效模型,最初由 Whitney 和 Nuismer 提出,Karлак、Pipes、Wetherhold 和 Tan 等进行了扩展应用,他们都采用特征长度的方法来评估含缺口复合层板材料的剩余强度. 第二类为断裂力学模型,包括 WEK 模型、Mar - Lin 准则、损伤区域模型(damage zone model 简称 DZM)及损伤区域准则(damage zone criterion 简称 DZC). 其中,DZM 和 DZC 采用裂纹与作用在裂纹表面的黏合力的方法来描述局部区域的损伤,以裂纹张开和黏合力的减小来描述损伤扩展过程. Afaghi - Hhatibi 和 Mai 等提出了类似的有效裂纹扩展模型,采用数值迭代方法求解,预测了含孔型和裂纹型缺口的复合层板材料的剩余强度. 第三类为逐渐累积损伤模型,以有限元软件为基础,通过渐进增加载荷并在每级载荷下将受损单元属性退化,反复迭代直到完全不能承载,所获得施加的载荷为该层合板的静强度. 相对于其他两种方法,逐渐累积损伤方法具有更少的吸引力.

Akbar 和 Wu 等将一些适用于聚合物基复合层板材料的剩余强度预测模型应用到纤维金属层板,建议采用基于断裂力学的方法和 R - 曲线的方法预测 ARALL 或 GLARE 层板的剩余强度.

Kawai 等^[11]综合了缺口敏感性与非敏感性失效准则,建立了一种预测纤维金属层剩余强度的唯像模型.

1.2 本文采用模型

本文采用了简单但具有工程应用价值的应力失效模型.

假设孔边某点 d_0 处的轴向应力 σ_y 达到光滑试样的拉伸强度时,损伤发生:

$$\sigma_y(x=r+d_0,0)=\sigma_0. \tag{1}$$

其中: r 为孔半径; d_0 为特征长度; σ_0 为材料强度.

各向异性无限大板远端轴向应力 σ_y^∞ 与孔边位置处轴向应力 $\sigma_y(x,0)$ 的关系为

$$\sigma_y(x,0)=(\sigma_y^\infty/2)\times(2+(r/x)^2+3(r/x)^4-(K_T^\infty-3)[5(r/x)^6-7(r/x)^8]),x>r. \tag{2}$$

式中, K_T^∞ 为拉伸载荷下含中心孔的各向异性无限大板的应力集中系数:

$$K_T^\infty=1+[2(\sqrt{E_{xx}/E_{yy}}-\nu_{xy})+(E_{xx}/G_{xy})]^{1/2}. \tag{3}$$

式中: E_{xx} 、 E_{yy} 和 G_{xy} 分别为层板的轴向、横向和剪切模量; ν_{xy} 为层板材料主方向泊松比.

将式(2)带入式(1)中,得到预测含中心孔的复合层板材料剩余强度的应力失效模型:

$$\frac{\sigma_N^\infty}{\sigma_0}=\frac{2}{(2+\varepsilon^2+3\varepsilon^4-(K_T^\infty-3)(5\varepsilon^6-7\varepsilon^8))}. \tag{4}$$

式中: $\varepsilon=r/(r+d_0)$; σ_N^∞ 为含缺口无限大板的拉伸强度.

根据以上公式可以预测含中心孔的复合层板材料的剩余强度. 由于假设试样为无限宽度情况,与测试试样有一定的差异,需要对测试结果进行矫正. 含中心孔的各向异性层板有限宽度矫正因子为^[10]

$$\frac{K_T}{K_T^\infty}\sigma_y^\infty(x,0)=\sigma_y(x,0); \tag{5}$$

$$\frac{K_T^\infty}{K_T}=\frac{3(1-2r/W)}{2+(1-2r/W)^3}+\frac{1}{2}(\frac{2r}{W}M)^6(K_T^\infty-3)[1-(\frac{2r}{W}M)^2]; \tag{6}$$

$$M^2=\sqrt{\frac{1-8[\frac{3(1-2r/W)}{2+(1-2r/W)^3}-1]}{2(2r/W)^2}}. \tag{7}$$

式中: K_T/K_T^∞ 为有限宽度矫正因子; K_T 和 K_T^∞ 分别为拉伸载荷下有限宽和无限宽情况下的应力集中系数; W 为试样宽度.

2 试验与方法

研究所采用的纤维金属层板由 2024 - T3 铝合金层和 S4/SY - 14 预浸料层组成, 分别为 GLARE3 - 2/1 (Al/0/90/Al) 和 GLARE3 - 3/2 (Al/90/0/Al/0/90/Al), Al 为铝合金层, 平均厚度为 0.27 mm; 0 和 90 表示预浸料层的铺层方向, 平均厚度为 0.26 mm. 试样几何形式如图 1 所示, 满足 ASTM D - 3039 标准, 总长 $L = 270$ mm, 标距段长 $L_G = 160$ mm, 宽 $W = 15$ mm, 孔的直径 $D = 6.38$ mm. 为防止试样在夹持处破坏, 两端贴有铝合金加强片, 厚度为 0.25 mm.

静力拉伸测试在岛津静力拉伸试验机 (SHIMADZU 300 kN) 上进行, 采用位移控制, 速度为 2 mm/min. 为研究缺口的敏感性, 试验测试了光滑试样的静力拉伸性能, 结果如表 1 和表 2 所示. 采用应变片法检测缺口试样的轴线应变, 一种贴在试样缺口与夹持的中部应力均匀处, 另一种贴在试样缺口边应力集中处, 如图 1 所示. 对断裂试样, 采用氢氧化钠溶液腐蚀去除铝层, 观测了内部预浸料层的损伤.

3 测试结果与讨论

3.1 含缺口试样的拉伸强度

含缺口的 GLARE3 - 2/1 和 GLARE3 - 3/2 层板试样的剩余强度结果, 如表 3 所示. 剩余强度

的计算为远端最大拉伸载荷除以试样的横截面积. 结果显示: 含中心孔的 GLARE3 层板的归一化强度约为 60%, 铺层增加后缺口敏感性下降. 根据式 (4) 计算得到 GLARE3 层板的特征长度与归一化残余强度的关系是一致的, 随铺层层数的增加而增加.

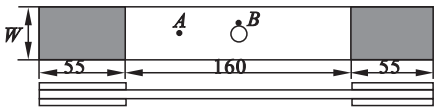


图 1 试样的几何形式和应变片位置 (mm)
Fig. 1 Geometry and dimensions of specimens and locations for strain gauge

表 1 GLARE3 - 2/1 层板光滑试样的拉伸测试结果
Table 1 Tensile test results of un-notched GLARE3-2/1 laminates

试样	损伤强度 MPa	弹性模量 GPa	泊松比
G3 - 2/1 - 01	649.12	58.70	0.307
G3 - 2/1 - 02	686.48	57.76	0.310
平均值	667.80	58.23	0.309

表 2 GLARE3 - 3/2 层板光滑试样的拉伸测试结果
Table 2 Tensile test results of un-notched GLARE3-3/2 laminates

试样	损伤强度 MPa	弹性模量 GPa	泊松比
G3 - 3/2 - 01	641.56	51.49	0.274
G3 - 3/2 - 02	660.69	51.70	0.267
平均值	651.13	51.60	0.271

表 3 含缺口的 GLARE3 层板的强度测试结果
Table 3 Strength test results for notched GLARE3 laminate

试样	T/mm	W/mm	$2r/\text{mm}$	σ_N/MPa	$\sigma_N^\infty/\text{MPa}$	σ_N^∞/σ_0	d_0/mm
G3 - 2/1 - 01	0.80	40.02	6.38	384.18	395.19	0.59	1.15
G3 - 2/1 - 02	0.81	40.01	6.37	381.27	392.19	0.59	1.15
G3 - 3/2 - 01	1.36	40.08	6.37	405.28	416.86	0.64	1.44
G3 - 3/2 - 02	1.34	40.04	6.38	413.64	425.46	0.65	1.51

3.2 含缺口的 GLARE3 层板试样的损伤机制

图 2 给出了腐蚀去除 GLARE3 层板中铝合金层所获得的内部预浸料层的典型损伤形式. 结果显示: 0 度方向预浸料损伤形式为纤维断裂和拔出, 90 度方向预浸料层为基体断裂, 层间有三角形的分层出现; GLARE3 - 3/2 层板的分层尺寸略大于 GLARE3 - 2/1 层板.

3.3 应力 - 应变曲线

采用应变片法测试了试样远端 A 点和孔边 B 点处加载方向的应变, 应变片布置如图 1 所示.

GLARE3 - 2/1 层板试样 A 点和 B 点处的应力 - 应变曲线如图 3 所示. 从图中可见, A 点处的应力 - 应变曲线与光滑试样类似呈双线性, 直到最终断裂. 由于应力集中的影响, 缺口 B 点处应力 - 应变曲线的斜率更大, 在 87% 的剩余强度附近有一个平台期, 表明有纤维断裂、拔出或分层发生. GLARE3 - 3/2 层板试样 A 点和 B 点处应力 - 应变曲线如图 4 所示, 结果显示与 GLARE3 - 2/1 层板具有一致的特征, 平台期的出现约在 90 % 的剩余强度附近.

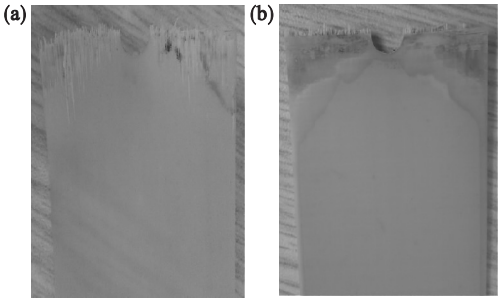


图 2 腐蚀去除铝合金层后得到的预浸料层的损伤特征
Fig. 2 Damage characteristics of glass/epoxy prepreg after chemical removal of aluminium layers

(a)—GLARE3-2/1; (b)—GLARE3-3/2.

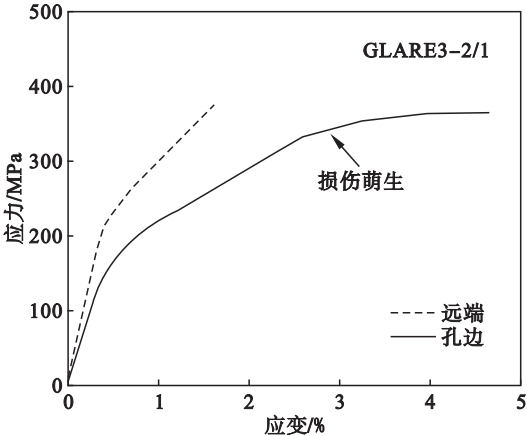


图 3 含缺口 GLARE3-2/1 层板的应力-应变关系
Fig. 3 Stress-strain relationships at different locations for notched GLARE 3-2/1 laminates

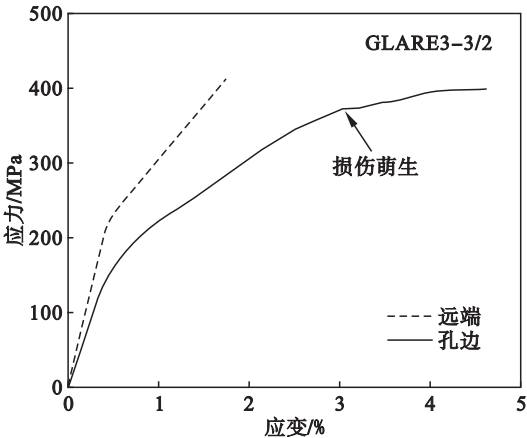


图 4 含缺口 GLARE3-3/2 层板的应力-应变关系
Fig. 4 Stress-strain relationships at different locations for notched GLARE 3-3/2 laminates

4 结 论

1) 单轴拉伸载荷下带中心孔的 GLARE3 层板的剩余强度约为拉伸强度的 60%，随着铺层层

数的增加缺口敏感性下降；
2) 根据应力失效模型计算得到的 GLARE3 层板的特征长度的变化规律与归一化剩余强度结果一致，随铺层层数的增加而增加；
3) 含缺口的 GLARE3 层板内部预浸料层的损伤形式为纤维断裂、拔出和层间分层，分层形状接近三角形；
4) 约在 90% 的剩余强度时 GLARE3 层板的孔边有损伤发生。

参考文献：

[1] Sinke J. Manufacturing of GLARE parts and structures[J]. *Applied Composite Materials*, 2003, 10(4/5) :293 – 305.
[2] Vlot A. Impact loading on fibre metal laminates [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 1996, 18(3) : 291 – 307.
[3] Vermeeren C A J R, Beumler T H, De Kanter J L C G, et al. GLARE design aspects and philosophies [J]. *Applied Composite Materials*, 2003, 10(4/5) :257 – 276.
[4] Vogelesang L B, Vlot A. Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2000, 103(1) :1 – 5.
[5] 黄啸, 刘建中. 新型纤维金属混合层板结构的疲劳裂纹扩展与分层行为[J]. *航空材料学报*, 2012, 32(5) :97 – 102.
(Huang Xiao, Liu Jian-zhong. Fatigue crack propagation and delamination behavior of advanced fiber metal hybrid laminate [J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2012, 32 (5) :97 – 102.)
[6] Gunnink J W. Damage tolerance and supportability aspect of ARALL laminate aircraft structures[J]. *Composite Structures*, 1988, 10(1) :83 – 104.
[7] Kadiyala S P, Gurdal Z, Herakovich C T. An experimental and numerical study of notch sensitivity of ARALL laminates with holes[C]//Proceedings of the 4th Japan-US Conference on Composite Materials. Washington D C, 1988:79 – 88.
[8] Hidde J S, Herakovich C T. Notch sensitivity of ARALL laminates [C]//Proceedings of the 7th International Conference on Composite Materials. Guangzhou, 1989:35 – 40.
[9] Akbar A K, Glyn L, Lin Y, et al. On the fracture mechanical behaviour of fibre reinforced metal laminates (FRMLs)[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2000, 185(2/3/4) :173 – 190.
[10] Wu G C, Tan Y, Yang J M. Evaluation of residual strength of notched fiber metal laminates [J]. *Materials Science Engineering*, 2007, 457(1/2) :338 – 349.
[11] Kawai M, Arai Y. Off-axis notched strength of fiber-metal laminates and a formula for predicting anisotropic size effect [J]. *Composites: Part A*, 2009, 40(12) :1900 – 1910.