

# FRP/ 金属混杂层合板低速冲击损伤数值分析

禹建华<sup>1</sup> 陈建桥<sup>1</sup> 汪文学<sup>2</sup>

(1. 华中科技大学 土木工程与力学学院, 湖北 武汉 430074;

2. 九州大学 应用力学研究所, 日本 福岡 816-8580)

**摘要:** 在三维动态有限元分析的基础上,对层合板的低速冲击损伤进行数值模拟,研究其在受载过程中的应力状态,并用 Chang - Chang 面内失效准则和分层判据进行损伤分析,对损伤的单元进行相应的刚度退化和分层形状、面积的模拟计算.通过具体算例以及与文献中的结果相比较,验证了模型的可靠性和方法的有效性,并对比了纤维增强金属层合板(FRMLs)与传统纤维增强复合材料层合板(FRP)的冲击损伤面积,说明 FRMLs 具有较好的抗冲击性能.

**关键词:** FRP/ 混杂层合板; 低速冲击; 分层; 冲击能量阈值

**中图分类号:** TB333 :O346 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-7037(2005)03-0044-04

对应用于航空航天领域的结构材料,要求其兼具高强度、低密度和高弹性模量,并具有较好的韧性、抗腐蚀性和疲劳性能<sup>[1]</sup>.由于铝合金的综合性能优良、易加工且价格低,成为飞机的主要结构材料.但铝合金在比强度、疲劳性能和损伤容限方面还不尽如人意.纤维增强复合材料层合板(FRP)具有很高的比强度、比模量和疲劳性能,但存在耐湿性有限及冲击韧性、缺口强度、层间剪切强度低和成本高等缺点,这也是 FRP 不能大量取代铝合金的主要原因<sup>[2]</sup>.利用胶接技术可将铝合金薄板与纤维增强复合材料结合起来,产生一种兼具二者优点并克服各自缺点的新型结构材料——纤维增强金属层合板(Fiber Reinforced Metal Laminates,简称 FRMLs).与相应的单一轻金属合金相比,它质轻耐疲劳;与非金属复合材料相比,它能像常规金属合金薄板那样进行处理和加工,且具有较好的抗冲击性能.

尽管 FRMLs 具有比强度高、疲劳性能好、损伤容限高及耐环境腐蚀性好等优点,但也存在着复合材料层合板的共同弱点——对冲击敏感.复合材料是多相材料,复合材料层合板的层间剪切强度一般较低、抗冲击性能差,因此易产生冲击损伤.对于垂直于层合板板面的冲击,低速冲击所造成的损伤从浅表面往往很难察觉,但在层合板结构内部可能已产生了大范围损伤(主要是基体裂纹和分层)<sup>[3~7]</sup>.因此相对于高速冲击所造成的

穿透损伤而言,低速冲击(Low velocity impact,简称 LVI)具有很大的潜在危害性,且此类冲击在生产、使用和维护过程中更普遍.

本文针对 FRMLs 的 LVI 问题,利用 ANSYS / LS - DYNA 有限元分析软件,建立三维动态冲击有限元模型,对层合板的低速冲击损伤进行数值模拟,为合理评价这种新型混杂复合材料的强度行为及材料的优化设计提供依据.

## 1 理论分析

### 1.1 计算方法

层合板的低速冲击是动态过程,采用三维动态有限元分析,根据达朗贝尔动力学原理可得

$$M \ddot{U} + C \dot{U} + KU = P(t). \quad (1)$$

选用显式时间积分方法求解此方程,上式转化为

$$\left[ \frac{M}{(\Delta t)^2} + \frac{C}{\Delta t} \right] U_{i+\Delta t} = P_i - K - \frac{2M}{(\Delta t)^2} U_i - \left[ \frac{M}{(\Delta t)^2} - \frac{C}{\Delta t} \right] U_{i-\Delta t}. \quad (2)$$

在求解过程中,选择适当的时间步长  $\Delta t$  以满足求解的稳定性.

### 1.2 损伤判据

**1.2.1 单元失效判据** 复合材料在承载过程中可能会发生多种失效方式,不同的失效方式会对材料的刚度产生不同的影响,所以应对各种失效方式定义相应的刚度退化准则.在本文中,采用

Chang-Chang 失效准则来判断复合材料层板的面内损伤<sup>[8]</sup>。尽管该判据最初是以含中心圆孔层合板为研究对象分析得出的,但它同样能够适用于完整的纤维增强复合材料<sup>[3]</sup>。

a. 基体开裂

$$F_{matrix} = \left( \frac{\sigma_{12}}{Y_j} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{12}}{S} \right)^2$$

当  $F_{matrix} > 1$  时,对失效单元进行相应的刚度退化,  $E_2 = E_3 = 0, G_{12} = G_{13} = G_{23} = 0, \nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23} = 0$ 。

b. 纤维断裂

$$F_{fiber} = \left( \frac{\sigma_{11}}{X_t} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_c} \right)^2$$

当  $F_{fiber} > 1$  时,对失效单元进行相应的刚度退化,  $E_1 = E_2 = E_3 = 0, G_{12} = G_{13} = G_{23} = 0, \nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23} = 0$ 。

c. 压缩失效

$$F_{comp} = \left( \frac{\sigma_{22}}{2S} \right)^2 + \frac{2}{Y_c} \left[ \left( \frac{Y_c}{2S} \right)^2 - 1 \right] \tau_{12}^2$$

当  $F_{comp} > 1$  时,对失效单元进行相应的刚度退化,  $E_2 = E_3 = 0, \nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23} = 0$ 。

在以上各式中,角标 1, 2 和 3 分别表示单层板中的纵向、横向和厚度方向(以下同);  $X_t, Y_t, S$  和  $Y_c$  分别为复合材料纵向拉伸强度、横向拉伸强度、面内剪切强度和横向压缩强度(以下同)。

1.2.2 分层判据 对于冲击造成的分层,Choi 和 Chang 基于以往的研究,作出如下假设<sup>[9]</sup>。

a. A 层内的初始破坏是由剪切或弯曲导致的基体开裂。

b. 这些基体裂纹扩展到相邻界面,在不同铺层的界面上引起分层。

c. 剪切型基体裂纹将会在上、下层界面产生分层。

d. 弯曲型基体裂纹将会在上层界面产生分层。

在此假设基础上,以 T300/976 复合材料为研究对象,提出了用铺层中横向剪切应力和面内横向应力表示的分层破坏判据,即

$$D_a \times \left[ \left( \frac{\tau_{23}}{S} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{22}}{Y_c} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{11}}{Y_t} \right)^2 \right] = 1;$$

$D_a$  为材料常数;  
如果  $\sigma_{22} < 0, Y = Y_c$ ; 如果  $\sigma_{22} > 0, Y = Y_t$ ;  
 $n$  和  $(n+1)$  分别为第  $n$  和第  $(n+1)$  层板(自上而下)。

将层合板各层间的应力状态代入上式,即可进行分层损伤的判定。常数  $D_a$  需要用实验确定,参照文献<sup>[9]</sup>,本文取  $D_a = 1.8$ 。

## 2 冲击损伤模拟

冲击损伤过程非常复杂,冲击载荷下的损伤

与响应过程又密切相关。在低速冲击下,伴随着基体开裂的分层扩展是主要的破坏形式。因此,在损伤过程的计算中,首先计算出各层的应力,通过单元失效判据对失效单元作相应的刚度退化,取整个冲击过程的变形最大时刻作为分层判断的时刻点<sup>[10]</sup>,分析冲击所造成的分层面积与形状。本文的研究是在以商用有限元软件 ANSYS/LS-DYNA 计算分析的基础上,通过其用户编程语言 APDL 编写损伤判断程序来实现的。

### 2.1 FRP 的损伤

本文采用文献<sup>[9]</sup>中的试验数据,对铺层顺序为  $[45_4 / -45_8 / 45_4]$  的复合材料层合板在冲头质量为 0.16 kg,初始速度  $v$  为 2.6 m/s, 4.15 m/s 和 5.89 m/s 时的冲击损伤过程分别进行数值模拟(图 1)。T300/976 单层板的材料性能:  $E_{11} = 156$  GPa;  $E_{22} = E_{33} = 9.09$  GPa;  $G_{12} = G_{13} = 6.96$  GPa;  $G_{23} = 3.24$  GPa;  $\nu_{12} = \nu_{13} = 0.228$ ;  $\nu_{23} = 0.4$ ;  $\rho = 1540$  kg/m<sup>3</sup>;  $X_t = 1520$  MPa;  $X_c = 1590$  MPa;  $Y_t = 45$  MPa;  $Y_c = 252$  MPa;  $S = 105$  MPa。图 1 中,厚度方向垂直于纸面,层合板单元个数为 36(长度方向)  $\times$  26(宽度方向)  $\times$  9(厚度方向) = 8424,冲头定义为刚体。

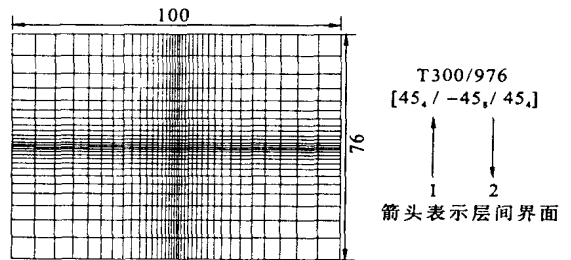


图 1 层合板的单元划分/mm

从图 2 中可见,在整个冲击过程中,冲击力大体经历从零开始增大(绝对值),而后回复至零两个阶段。图 2 的 P 段显示,在绝对值总体上增大的过程中,发生较规则的波动,这是由于冲击层板的动态效应造成的。当冲击力达到一定值,首先发生基体开裂;在随后的载荷增大过程中,基体

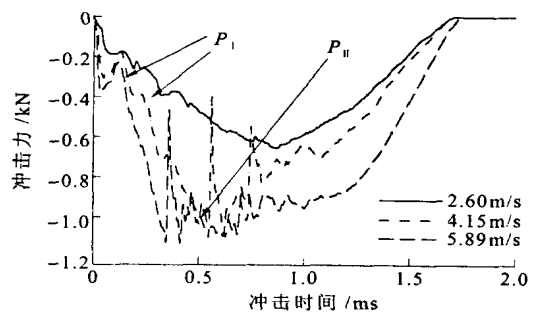


图 2 冲击力的时间历程

裂纹会在各层板中扩展,当扩展到不同铺层的相邻界面时,由于层板间的刚度不匹配,裂纹将在界面上引起层间分层.基体裂纹和层间分层将在冲击载荷的作用下进一步扩展,直至整个冲击过程结束.层合板中的单元发生面内失效后,使得层合板的刚度降低,因此在冲击力曲线上出现明显的随机波动(P段).对应于2.6 m/s的冲击力,在整个冲击过程中没有达到让单元发生初始失效的数值,而4.15 m/s和5.89 m/s都达到了这个值,并造成了层合板的损伤.图3给出了层合板第二界面层的分层数值模拟情况.

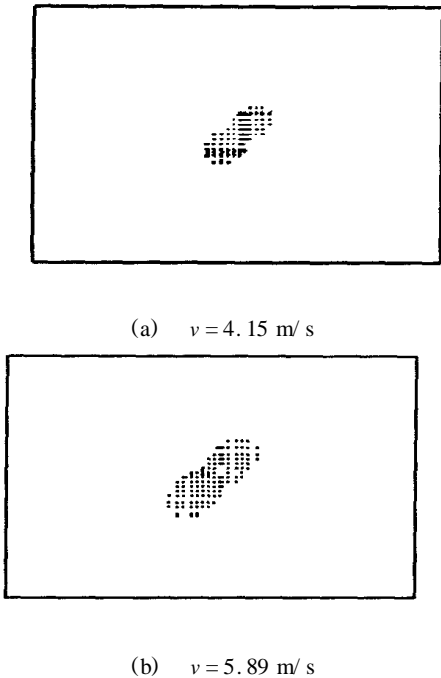


图3 第二界面层的分层数值模拟

对三种不同冲击速度下的分层模拟发现,2.6 m/s没有造成分层,4.15 m/s和5.89 m/s所引起第二界面层的分层形状和大小与文献[9]的试验结果基本一致(表1).

表1 分层形状及大小

冲击速度 /m s <sup>-1</sup>	分层形状	长轴长/mm		短轴长/mm		长轴 方向/度
		试验	模拟	试验	模拟	
2.6	无	-	-	-	-	-
4.15	花生形	18.6	17.56	7.8	7.52	45
5.89	花生形	36.2	36.03	18.2	15.68	45

### 2.2 FRMLs的损伤

将以上层合板结构中的上下两层改为金属(铝)层板,得到纤维增强金属层合板[Al<sub>4</sub>/ - 4 5<sub>8</sub>/Al<sub>4</sub>].铝层的物理力学性能为: E = 76 GPa; ν = 0.34; ρ = 2.72 × 10<sup>3</sup> kg/m<sup>3</sup>;屈服应力为 145 MPa,线性强化切线模量为 25 MPa.

图4结果表明,对于2.6 m/s的冲击,层合板中的复合材料层没有损伤,在分层判断中也没有产生分层.当冲击速度为4.15 m/s和5.89 m/s

时,复合材料层发生基体开裂,使层合板的刚度退化,在层板界面上有分层产生.图5给出了两种速度下第二界面层的分层形状及大小.

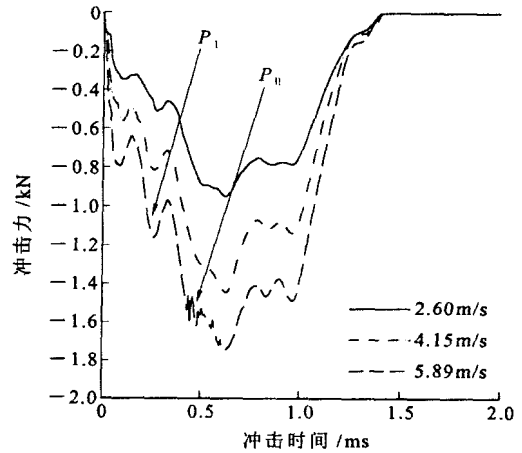


图4 FRMLs冲击力的时间历程

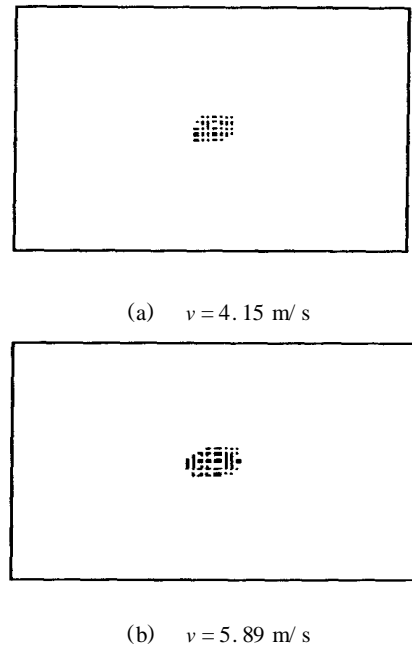


图5 FRMLs第二界面层的分层形状及大小

### 3 两种结构抗冲击性能的比较

当冲击能量小于某一阈值时(即冲击速度低于某值),不会对层合板造成任何损伤,即存在损伤阈值.如果这个损伤阈值比较高,则说明该结构的抗冲击性能比较好.从表1和表2可见,FRP的损伤阈值介于0.540 8 J (ν = 2.6 m/s)和0.98 J (ν = 3.5 m/s)之间;FRMLs的损伤阈值介于0.98 J (ν = 3.5 m/s)和1.38 J (ν = 4.15 m/s)之间.由进一步的数值计算和分析可知,FRP的损伤阈值为0.82 J (ν = 3.2 m/s);FRMLs的损伤阈值为1.16 J (ν = 3.8 m/s),可见FRMLs的抗冲击性能要强于FRP.

当冲击能量超过阈值后,会在层合板内产生

分层,分层面积随着冲击能量的增大而增大,因此分层面积也可以作为衡量结构抗冲击性能的参数。

表2 第二界面层分层面积比较

冲击速度 /m·s <sup>-1</sup>	冲击能量 /J	分层面积/mm <sup>2</sup>	
		FRP	FRMLs
3.5	0.98	88.793	0
4.15	1.38	178.628	74.933
5.89	2.78	398.481	155.625

## 4 结 论

本文采用三维动态有限元分析方法,根据Chang-Chang失效准则和分层判据建立分析模型,对FRMLs的低速冲击性能进行研究和评估。数值算例的分析以及与文献中试验结果比较表明,本模型能较好地模拟低速冲击造成的损伤。对FRP和FRMLs两种结构进行了低速冲击数值模拟,结果表明,FRMLs的抗冲击性能要明显优于FRP,即前者的冲击能量阈值大于后者,而在同等冲击能量下的分层损伤面积远小于后者。

### 参 考 文 献

- [1] Vogelesang I B, Gmink J W, Chen D. New Developments in ARALL L aminates[A]. ICAS Proceedings[C]. Jerusalem, 1988.
- [2] 仲伟虹,陈昌麟,郑瑞琪.一种新型的飞机材料——ARALL层板[J].宇航材料工艺,1995,25(4):20-26.
- [3] 沃丁柱.复合材料大全[M].北京:化学工业出版社,2000.
- [4] Vlot A. Impact loading on fibre metal laminates[J]. International Journal of Impact Engineering, 1996, 18(3): 291-307.
- [5] Laliberte J F, Poon C. Post-impact fatigue damage growth in fiber-metal laminates[J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24:249-256.
- [6] Changshekara K Schroeder. Nonlinear impact analysis of laminated cylindrical and doubly curved shells[J]. Journal of Composite Material, 1995, 29(16): 2160-2179.
- [7] Her S C, Liang Y C. The finite element analysis of composite laminates and shell structures subjected to low velocity impact[J]. Composite Structures, 2004, 66: 277-285.
- [8] Chang Fu Kuo, Chang Kuo Yen. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations[J]. Journal of Composite Materials, 1986, 20: 835-855.
- [9] Choi Hyung Yun, Chang Fu Kuo. A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact[J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26: 2135-2169.
- [10] 江晓禹,刘雪惠.复合材料层合板的低速冲击损伤及其剩余压缩强度研究[J].固体力学学报,1995,16(3): 244-249.

## Numerical Analysis of Damage in FRP/ Metal Hybrid Laminates Under Low Velocity Impact

YU Jian-hua<sup>1</sup> CHEN Jian-qiao<sup>1</sup> WANG Wen-xue<sup>2</sup>

(1. School of Civil Eng. & Mechanics, HUST, Wuhan 430074, China;

2. Inst. for Applied Mechanics, Kyushu Univ., Fukuoka 816-8580, Japan)

**Abstract:** Fiber Reinforced Metal Laminates(FRMLs) possess reduced density and better fatigue resistance as compared with metal materials. On the other hand, FRMLs are superior to non-metal composites in machinability and anti-impact properties. On the base of three-dimension dynamic finite element method, a numerical analysis of damage in FRMLs under low velocity impact is performed. The in-plane failure criterion and the delamination criterion proposed by Chang-Chang and Choi-Chang are utilized in the analysis. The shape and size of delamination are simulated under different impact velocities. The analytical results agree with the experimental observations in the literature. It is shown that there exists an energy threshold of impact. Delamination can only take place when the impact energy is greater than the threshold. It is also shown that the anti-impact property of FRMLs is much better than that of FRP.

**Key words:** FRP/ Metal hybrid laminates; low velocity impact; delamination; energy threshold of impact