

# 碳纤维/环氧树脂层压板的冲击损伤

张阿樱<sup>1,2</sup> 张东兴<sup>1</sup> 李地红<sup>1</sup> 肖海英<sup>1</sup> 贾 近<sup>1</sup>

(1 哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

(2 哈尔滨学院, 哈尔滨 150086)

**文 摘** 介绍了碳纤维/环氧树脂层压板冲击试验方法、低速冲击损伤模式、损伤破坏检测方法,总结了近年来冲击后剩余强度、疲劳性能及有限元数值模拟方面的研究进展,并对复合材料冲击方面进一步的研究进行了展望。

**关键词** 复合材料, 低速冲击, 损伤, 剩余强度, 疲劳寿命

## Impact Damage of Carbon Fiber Reinforced Epoxy Laminates

Zhang A'ying<sup>1,2</sup> Zhang Dongxing<sup>1</sup> Li Dihong<sup>1</sup> Xiao Haiying<sup>1</sup> Jia Jin<sup>1</sup>

(1 Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

(2 Harbin University, Harbin 150086)

**Abstract** Impact test method, damage mode of impact with low velocity, damage failure detection method of carbon fiber reinforced epoxy laminates are described, research advances in residual strength and fatigue properties after impact and finite element numerical simulation are also summarized. Further studies of the impact of composite materials are prospected.

**Key words** Composites, Impact with low velocity, Damage, Residual strength, Fatigue life

### 1 引言

复合材料结构飞机在服役过程中常碰到冲击问题,如维修中不慎掉落的工具、设备撞击等低速冲击;或者跑道上溅起的沙石、冰雹、飞鸟撞击等高速冲击。由于复合材料对冲击比较敏感,受到冲击后容易产生损伤。高能量或中等能量冲击会造成复合材料结构的穿透或侵入,这些损伤破坏是容易被检测出来并进行修补的。而复合材料结构受到低能冲击后,表面损伤一般较小,甚至目视难以直接观察到(BVID),但是层压板内部和冲击内表面往往会发生基体开裂、基体挤压破坏、分层和纤维挤压、纤维断裂等微观损伤。这些内部损伤破坏将使层合结构的力学性能严重退化,强度可削弱35%~40%<sup>[1]</sup>,从而导致层合结构承载能力大大降低,形成严重安全隐患。因此,研究复合材料层压板的低速冲击损伤及冲击后的力学性能具有重要的理论意义与工程价值。

国内外的学者分别分析了冲头直径、形状,冲击角度,冲击物质量、材料,冲击能量(速度),层合结构的铺层方式对冲击损伤破坏的影响<sup>[2-5]</sup>。同时对复

合材料层合结构低速冲击损伤模式<sup>[5-9]</sup>、冲击后剩余强度<sup>[4-5,10-13]</sup>、疲劳寿命<sup>[5,14-18]</sup>及冲击损伤数值模拟<sup>[5-6,19-28]</sup>进行了大量试验研究。

### 2 冲击试验研究

#### 2.1 冲击试验

冲击试验研究大部分以半圆头落锤或落重及摆锤模拟制造和维修时工具掉落对复合材料层合结构造成的冲击;以空气枪(gas gun)模拟飞机起飞及降落时跑道上碎石飞溅或冰雹对机体所造成的冲击破坏。

结果表明,冲头的形状对冲击后层板的疲劳寿命有很大的影响,在相同的冲击能量作用下,冲头形状越尖锐,冲击后的疲劳寿命降低越多<sup>[2-3]</sup>。在相同冲击吸收功条件下,冲击物越硬,层压板各铺层的损伤面积越大,层压板内部的损伤程度越严重,其剩余拉伸强度越低。受不同材料的冲头冲击后,层压板的整板损伤形状、模式、面积差别不大<sup>[4]</sup>。

#### 2.2 低速冲击损伤模式

由于层合结构宏观上的各向异性,细观上的多相非均质性及呈层性,其损伤破坏模式完全不同于各向

同性材料及一般均质各向异性材料。复合材料结构不同于金属结构,其内部发生塑性变形的能力受到很大限制,且纤维增强复合材料具有良好的弹性,属于弹脆性材料。当复合材料板受冲击载荷作用时,一部分冲击动能转变为可恢复的弹性应变能,另一部分能量被材料所吸收,造成了不可恢复的损伤。

复合材料层压板的冲击破坏机理相当复杂,低速损伤破坏包括基体开裂、基体挤压、纤维基体剪切、纤维断裂、纤维挤压以及分层等多种形式,但是以基体开裂和层间分层损伤为主,同时在冲击过程中这些方面还存在相互作用、相互影响。在很多情况下,各种损伤模式可能单独或结合在一起发生,彼此诱发和相互耦合<sup>[5-7]</sup>。

Moura<sup>[8]</sup>对碳/环氧层压板进行低速冲击试验,结果表明:层压板的内部损伤主要是分层及横向裂纹;且两种损伤相互联系,只要在界面处有分层,在相邻层就会有横向裂纹出现,即分层是由相邻层的横向裂纹引起的;分层只在铺层方向不同的层间产生,具有双叶形状,且主轴方向和距离界面处较远层的纤维方向一致,这已经被 Clark 模型证实;分层从冲击表面附近的界面向相反表面附近的界面扩展。

程小全<sup>[6]</sup>发现离冲击面越远分层面积越大,冲击能量增加时,各界面的分层面积增加,与损伤投影面积无直接关系。在相同能量冲击下,板的铺层形式不同,各界面分层面积的大小及其分布规律有很大变化。沈真<sup>[9]</sup>发现对于同一种复合材料层压板的冲击能量—凹坑深度曲线和凹坑深度—压缩破坏应变曲线均存在拐点,拐点现象表明复合材料层压板对冲击事件(或接触力)的抵抗能力发生了突变。在出现拐点后内部的分层损伤叠加面积基本不再增加,压缩剩余强度基本不再降低,表面冲击部位开始出现纤维断裂。

### 2.3 冲击损伤检测

冲击损伤检测方法包括无损检测(NDE)及破坏性检验(Destructive testing)方法。无损检测方法包括超声波扫描(Ultrasonic scanning)、X射线照相(X-ray radiography)、声发射(Acoustic emission)、温度记录法(Thermography)等方法。破坏性检验(Destructive testing)方法包括热揭层技术(Thermally depeying)、光学显微镜(Optical microscopy)、扫描电子显微镜(SEM)等方法。大量研究表明,只用一种检测技术不能检测到所有的缺陷,通常需要采用几种方法相互配合才能对层合结构的冲击损伤进行正确评价。

## 3 冲击后的力学性能

### 3.1 冲击后的剩余强度

冲击后剩余强度以剩余压缩性能的研究为最多<sup>[5,10-12]</sup>,这是因为冲击后层板产生分层,在压缩作用下易产生局部、整体或混合型的屈曲失稳,导致压缩性能大幅下降<sup>[10]</sup>。Asp<sup>[11]</sup>研究了冲击后层合板中

的分层扩展对其剩余压缩强度的影响。潘文革<sup>[12]</sup>研究了二维编织环氧树脂基玻璃纤维复合材料层压板在室温和湿热条件下的冲击后压缩性能。结果表明,材料达到平衡吸湿后,室温环境下的冲击能量平均下降19.2%;70℃、相对湿度85%环境下,冲击后压缩破坏应力平均下降54.3%。

崔海坡<sup>[4]</sup>研究了7种冲击能量作用下T300/BMP-316复合材料层压板的冲击能门槛值,即当冲击吸收功 $\leq 5.0$  J时,冲击损伤对层压板的剩余拉伸强度影响较小;而当冲击吸收功 $> 5.0$  J后,层压板的剩余拉伸强度会有较大幅度的降低。

贺成红<sup>[10]</sup>研究了复合材料低速冲击后的剩余弯曲强度和模量,结合冲击损伤形貌比较了其冲击损伤模式及演化过程。发现当复合材料结构完整性损失较大时弯曲性能才明显下降,其中弯曲强度对纤维断裂更敏感,而弯曲模量对分层更敏感。冲击中角铺层复合材料形成了大积分层,其弯曲模量较强度衰减更严重。Kang<sup>[13]</sup>研究了低温低速冲击碳/环氧层压板剩余弯曲强度,冲击能量增大时剩余弯曲强度降低。并且温度降低,环氧树脂脆性增大,导致冲击损伤及剩余弯曲强度都受到温度影响。

### 3.2 冲击后的疲劳性能

冲击损伤对层压板疲劳性能影响很大,因此国内外许多学者都对其进行了分析<sup>[5,14-18]</sup>。试验表明,冲击后层压板中含纤维累积损伤面积越大,其疲劳寿命越短。在高应力水平下,纤维累积损伤面积对疲劳寿命影响较大,当疲劳载荷逐渐减小时,纤维累积损伤面积对疲劳寿命的影响也逐渐减小,甚至没有影响<sup>[5]</sup>。Melin<sup>[14-15]</sup>研究了含冲击损伤的碳纤维/环氧基复合材料层合板在等幅疲劳载荷下的分层扩展规律和最终失效机理。Attia<sup>[16]</sup>研究了含初始冲击损伤复合材料结构在疲劳载荷下的损伤扩展过程,并利用应变能释放率对其疲劳寿命进行了预测。Kang<sup>[17-18]</sup>认为在疲劳载荷下,复合材料剩余强度逐渐下降导致了材料最终失效,而复合材料层板冲击剩余强度与无损层合板相比有所下降,因此,含初始冲击损伤层合板在疲劳载荷作用下提前破坏。

## 4 有限元数值模拟

将试验研究与有限元数值模拟相结合是一种有效的研究手段,很多研究者应用有限元模拟方法分别对复合材料层压板冲击损伤和冲击后力学性能进行研究。

早期对冲击的研究工作大部分采用二维模型进行模拟,把冲击后层压板的损伤做一定的假设,再研究其剩余强度。林智育<sup>[19]</sup>建立模型将冲击损伤等效为一刚度折减的椭圆形弹性核,采用含任意椭圆核各向异性板杂交应力有限元分析含损伤层压板的应力应变状态,并应用点应力判据预测层板的压缩(或压、剪)剩余

强度。燕瑛<sup>[20]</sup>把冲击破坏区看作一个含有随机分布裂纹的圆形不均匀体,采用有限元建模分析,预测复合材料层板的冲击后压缩强度。Chang<sup>[21]</sup>考虑了基体开裂、基体纤维剪切及纤维断裂三种失效形式,建立了含孔复合材料层压板的二维逐渐损伤模型,分析了拉伸载荷作用下含孔层压板的损伤破坏过程。并提出了一种将逐渐损伤方法应用于含孔层压板在压缩载荷作用下的剩余强度分析模型<sup>[22]</sup>。Tan<sup>[23]</sup>提出了与Chang完全不同的一种参数退化方式,可以更好地模拟层压板的损伤累积。把由不同损伤模式引起的材料刚度下降用不同的损伤内状态变量来表示,同时通过大量的试验研究确定这些变量的值。

二维模型虽然在建模及计算方面比较方便,但是为了对层压板进行更详细的损伤破坏分析,必须建立合理的三维模型。Hou<sup>[24]</sup>在Chang研究的二维逐渐损伤模型基础上提出了三维逐渐损伤分析模型对层压板的冲击过程进行了模拟。Camanho<sup>[25]</sup>将Tan的参数退化方式扩展到三维。Nguyen<sup>[26]</sup>只考虑了基体开裂和纤维断裂这两种失效模式,采用最大应变准则进行失效分析,应用三维逐渐损伤方法分析了复合材料层压板承载破坏过程。程小全<sup>[6]</sup>用三维动态有限元法对两种层压板进行了低速冲击损伤模拟计算,以此作为冲击后压缩(CAI)层压板的初始损伤,然后用三维静态有限元对含损伤的层压板进行压缩破坏模拟和剩余强度计算,实现了层压板从冲击损伤到压缩破坏损伤全过程的模拟。程起有<sup>[27]</sup>采用冲击接触定律、失效准则和材料性能退化技术,建立三维有限元模型对层压板的冲击过程进行分析。徐颖<sup>[5]</sup>基于损伤等效原理,将无损单层板理论引入含初始冲击损伤层合结构的材料性能渐降模型中,建立了包含基体开裂、基体挤压、基体纤维剪切、分层和纤维断裂等复合材料层压板主要失效模式的三维逐渐累积损伤的疲劳寿命预测方法。并在ANSYS软件平台上,开发了参数化的复合材料层合结构冲击及冲击后疲劳破坏的分析模拟程序。

张彦<sup>[28]</sup>通过有限元软件ABAQUS/Explicit建立有限元模型,分析纤维增强树脂基复合材料层压板在横向低速冲击作用下损伤和变形行为。张华山<sup>[29]</sup>将复合材料细观力学桥联模型与有限元软件ABAQUS结合,用于分析层压板受低速冲击作用的极限承载能力。

## 5 结语

目前对冲击损伤及剩余强度问题的研究大多采用经验模型,模型中的参数需要通过大量的试验来确定,成本较高且一般都低估了复合材料层合板的剩余强度。虽然复合材料层合结构冲击损伤破坏及其扩展问题从实验研究到有限元数值模拟都已取得了一定的进展,但仍然存在许多未得到很好解决的问题。有限元结构分析模型,尽管特定条件下的分析计算结果与实验结果较吻合,但是对于应用于工程结构

上还需要深入研究。

关于环境因素对复合材料层压板冲击后力学性能的影响已经进行了很多研究,但是对湿热环境冲击后力学性能研究的较少。而湿热环境是复合材料结构最敏感的环境条件之一,湿热老化是复合材料的主要腐蚀失效形式。因此,考虑环境因素的研究工作将对纤维增强复合材料的耐久性及可靠性研究具有重要意义。

## 参考文献

- [1] 杨光松. 损伤力学与复合材料损伤[M]. 北京:国防工业出版社出版,1995:119-121
- [2] Ramkumar R L. Effect of low-velocity impact damage on the fatigue behavior of graphite/epoxy laminates[S]. American Society of Testing and Materials,1983:116-135
- [3] Mohammad M, Richard A S. The effects of hail damage on the fatigue strength of a graphite/epoxy composite laminate[J]. Composite Structures,1998,42(2):101-106
- [4] 崔海坡,温卫东,徐颖. 冲击后复合材料板剩余抗拉强度影响因素分析[J]. 机械工程学报,2008,44(2):49-53
- [5] 徐颖. 复合材料层压板冲击损伤及冲击后疲劳寿命研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007
- [6] 程小全,酆正能. 复合材料层压板低速冲击后压缩的损伤累积模型[J]. 应用数学和力学,2005,26(5):569-576
- [7] Shyr T W, Pan Y H. Impact resistance and damage characteristics of composite laminates[J]. Composites Structures,2003,62(2):193-203
- [8] Moura M F S F de, Marques A T. Prediction of low velocity impact damage in carbon-epoxy laminates[J]. Composites Part A,2002,33(3):361-368
- [9] 沈真,杨胜春,陈普会. 复合材料层压板抗冲击行为及表征方法的实验研究[J]. 复合材料学报,2008,25(3):126-133
- [10] 贺成红,张佐光,李玉彬,等. S-2/F46 复合材料低速冲击损伤及剩余弯曲性能[J]. 材料工程,2008(6):29-32
- [11] Leif E. Asp, Sören Nilsson, Sunil Singh. An experimental investigation of the influence of delamination growth on the residual strength of impacted laminates[J]. Composites Part A,2001,32(9):1229-1235
- [12] 潘文革,矫桂琼,熊伟,等. 二维编织层压板湿热环境下冲击后压缩性能的实验研究[J]. 航空材料学报,2005,25(4):40-44
- [13] Ki Weon Kang, SeungKee Koh, DooKie Kimb, et al. Assessment of the statistical distribution of flexural strength of woven-fabric laminates with impact-induced damage[J]. Composite Structures,2009,90(1):60-66
- [14] Gunnar Melin L, Joakim Schö n. Buckling behavior and delamination growth in impacted composite specimens under fatigue load: an experimental study[J]. Composites Science and Technology,2001,61(13):1841-1852
- [15] Gunnar Melin L, Joakim Schö n, T. Nyman. Fatigue testing and buckling characteristics of impacted composite specimens[J]. International Journal of Fatigue,2002,24(2/4):263-272

(下转第17页)