

含损伤复合材料层合板剩余压缩强度研究进展

郑锡涛 李泽江 李光亮

(西北工业大学航空学院,西安 710072)

文 摘 综述了含损伤复合材料层合板剩余压缩强度的研究进展,重点介绍受低速冲击后复合材料层合板的剩余压缩强度问题,主要包括:(1)层合板压缩失效的损伤特征及损伤状态表征;(2)层合板压缩试验研究;(3)损伤模型分析及失效分析;(4)研究展望。

关键词 复合材料层合板,剩余压缩强度,损伤,进展

Advance of Study on Residual Compressive Strength of Damaged Composite Laminates

Zheng Xitao Li Zejiang Li Guangliang

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Abstract Advances in damage analysis for composite laminates are summarized. Emphasis is placed on the residual compressive strength of the damaged composite laminates after low velocity impact in composite engineering structures. The contents of the article are as follows: (1) damage characteristic of laminates compressive failure. (2) laminates compressive experimentation. (3) damage model analysis and failure analysis. (4) perspective for developing new analysis methods.

Key words Composite laminates, Residual compressive strength, Damage, Advance

0 引言

飞机复合材料结构在制造和使用过程中不可避免地会遇到各种损伤,主要的缺陷/损伤形式可以分为3种:制造缺陷、孔和冲击损伤。其中冲击损伤是影响层合板压缩强度的最危险因素,是通常用于确定设计许用值的条件。低能量冲击条件下,层合结构内部产生基体开裂和分层等损伤,表面却几乎看不出什么损伤缺陷,然而这些内部损伤破坏却使层合结构的力学性能严重退化,强度可削弱35%~40%^[1],在压缩载荷作用下,其目视不可见冲击损伤(BVID)引起的压缩强度下降可高达60%,是最严重的损伤形式。因此冲击后损伤是研究含损伤复合材料压缩剩余强度的最主要内容。

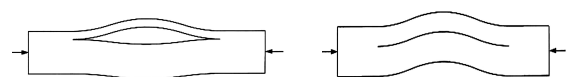
冲击损伤的剩余强度问题,是目前复合材料损伤容限研究领域中最为人们关注的研究课题。如何分析复合材料层合板冲击后的剩余压缩强度特性,归纳起来主要需要解决5方面的问题^[2]:(1)冲击损伤分析与估算;(2)在强度分析过程中冲击损伤的表征方法;(3)冲击分层在压缩载荷下的屈曲分析;(4)含冲击损伤层合板的应力分析方法;(5)适用于冲击损伤的强度破坏准则。

目前,对冲击损伤分析与估算已经取得了较大的进展^[3-5],限于篇幅,本文仅对后4个方面的研究内容进行评述。

1 复合材料层合板压缩过程的损伤特征及状态表征

1.1 损伤特征

复合材料层合板在压缩载荷作用下的主要损伤模式首先是0°层纤维的屈曲,然后是分层和子层的依次屈曲。然而,试验研究结果显示,剪切挠曲是一种可能的失效模式,它是由于层合板的主要承力纤维产生弯折失效,即纤维同时经历了压缩和剪切变形。一般认为,对于纯单向压缩失效观察到的“弯折带”失效机制仍可用。但是,由于纯单向试验中约束较少,而多向层合板中存在着其他层的支撑,压缩失效程度会受到限制。对于含分层的层合板在压缩载荷的作用下,一般容易造成如图1所示的两种屈曲形式。



(a) Local buckling (b) Holistic buckling

图1 压缩载荷下的屈曲模式

Fig. 1 Buckling model in compression

1.2 损伤状态表征

收稿日期:2010-08-23

基金项目:国家自然科学基金项目(10872167)

作者简介:郑锡涛,1964年出生,教授,博士,主要从事复合材料力学性能宏观分析研究。E-mail:zhengxt@nwpu.edu.cn

在进行含损伤复合材料结构剩余强度预测和试验研究之前,必须选择适当的描述损伤状态的损伤参数。目前常用的损伤参数主要有下列3种:损伤面积、损伤宽度和凹坑深度。损伤面积通常定义为所有层间分层在平面内投影面积的叠加,它也可以采用渗透剂增强的X射线图像法得到。损伤宽度指的是损伤区域两点之间的最大距离。研究表明^[6],在进行含冲击损伤结构剩余强度估算时,损伤宽度一般与损伤面积是一致的,具有较好的二次曲线关系。从保证结构的安全性出发,最为关心的是冲击损伤的可检性,设计规范中对冲击损伤尺寸规定均采用凹坑深度。

2 含损复合材料层合板的剩余压缩强度

试验观察表明,在压缩载荷的作用下,含损复合材料层合板的损伤模式复杂,特别是低速冲击后的损伤是目前的研究重点。复合材料层合板冲击后压缩试验研究主要有如下几个方面。

2.1 损伤容限的评价指标

近20多年来,材料研究人员和设计师一直将由SACMA SRM 2R-88(94)或NASA RP 1142试验标准测量得到的冲击后压缩强度值CAI作为评定复合材料抗冲击性能的唯一指标,并以此来评定其对结构的适用性,然而20世纪90年代初,文献[7-8]提出CAI并不足以恰当地评定复合材料韧性性能。在国内,沈真等人^[9-13]在对损伤阻抗和损伤容限的相关研究过程中,发现用CAI表征损伤容限性能的方法可能得到与实际结构损伤容限特性相反的结论,因此提出了利用凹坑深度-压缩破坏应变曲线阈值(CAIT)来表征损伤容限性能。

2.2 拐点现象

随着冲击能量增加,复合材料层合板的抗冲击行为呈现明显的拐点现象,沈真等^[13]对7种复合材料体系进行了冲击阻抗和含损伤层合板压缩强度试验研究,发现拐点现象的本质是其损伤机理发生了突变,即由单纯的基体裂纹和分层到出现冲击部位表面纤维断裂,一旦表面纤维开始断裂,内部的分层区域基本上不再增加,其后续的损伤机理是从表面到内部的纤维断裂。Toshio等^[14]的试验结果也证实了这一现象。拐点现象表明复合材料层合板对冲击事件(或接触力)的抵抗能力发生了突变。在拐点以前,复合材料由树脂和纤维共同对冲击事件进行抵抗,冲击的后果只是基体裂纹和层间分层。出现拐点之后,复合材料层合板基本失去了继续抵抗冲击的能力,内部分层面积只有少量的增加。由于引起复合材料层合板压缩强度降低的主要原因是内部分层,而在出现拐点之后内部分层面积变化不大,因此拐点以后压缩强度基本保持不变。

2.3 损伤面积及损伤宽度的影响

程小全等^[15]对小试样层合板试验研究结果显示

示:无论是冲击后压缩还是开孔后压缩,损伤宽度与剩余压缩强度均呈线性关系,如图2所示。此外,程小全等^[16]又对缝纫和无缝纫层合板进行低速冲击后压缩破坏试验发现:对于铺层顺序不同的层合板,在相同能量下冲击损伤面积几乎相同,而两者的压缩剩余强度相差约31%,得出冲击后层合板的剩余压缩强度与损伤面积没有直接关系的结论。崔海坡^[17]等对T300/BMP316层合板进行了试验研究,也得出类似结论。

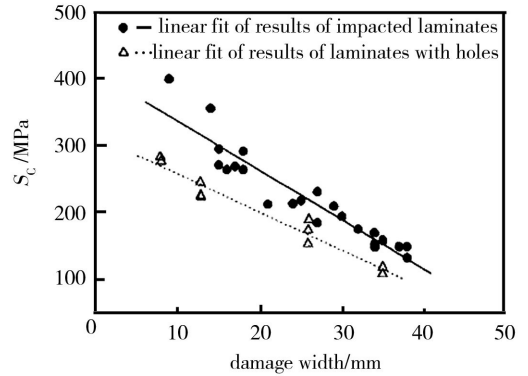


图2 损伤宽度与剩余压缩强度的关系^[15]

Fig.2 Relation of residual compressive strength and damage width

沈真等^[13]对14种复合材料体系约800个试样进行了试验研究,研究发现:出现拐点后内部的分层损伤叠加面积基本不再增加,压缩剩余强度不再降低,保持常值。

2.4 凹坑深度的影响

沈真等人^[13]在对7种不同材料体系的冲击后压缩试验中得到了压缩破坏应变与凹坑一深度的关系,如图3所示。

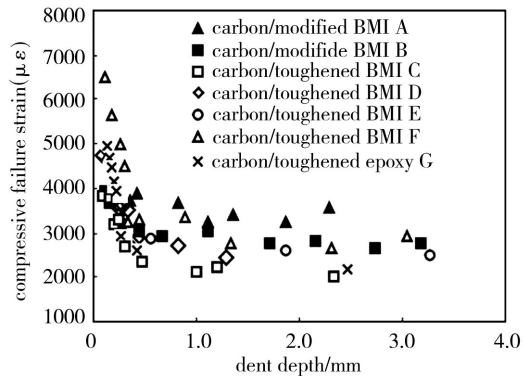


图3 7种复合材料体系冲击后的压缩破坏曲线

Fig.3 Compressive failure curves after impact of 7 types of composite systems

随着凹坑深度的增加,压缩破坏应变不断降低;当凹坑深度增加到一定程度时,压缩破坏应变基本保持不变。研究还发现^[10-13],相比损伤面积和损伤宽度,凹坑深度测量数据的分散性最小,同时凹坑深度是最容易测量的目视可见损伤参数,因此他们认为利用凹坑深度来表征复合材料体系损伤阻抗和损伤容

限的损伤状态比较合适。

2.5 界面基体的影响

对于界面基体层间性能较好的层合板结构,即使接近压缩破坏,仍不足以令其出现子层屈曲及其扩展。相反,如果界面基体层间性能较差,在压缩载荷作用下,基体更容易发生开裂,从而导致分层等损伤。因此,层合板的破坏形式是与层间性能有着密切的关系,正确判断层合板是否出现子层屈曲、是否需要进行退化、是发生强度破坏还是屈曲破坏对结果有很大的影响。

2.6 试验夹具的影响

压缩试验不同于拉伸试验,在压缩载荷的作用下,在加载的部位更容易发生应力集中,从而造成加载部位过早的出现破坏。

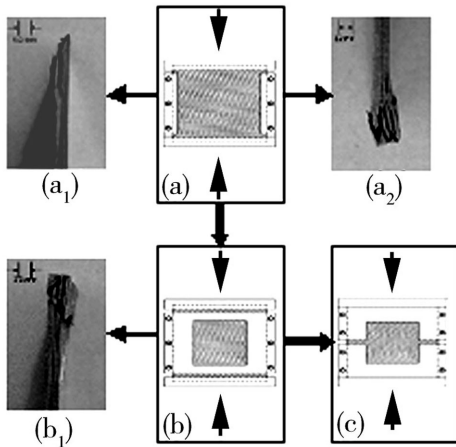


图4 CAI 试验装置简图

Fig. 4 Schematic of CAI experimental configuration

图4(a)是目前广泛应用于航空界(SACMA, NASA 和 Boeing)的CAI试验装置简图,其造成的加载端破坏形式见图4(a₁)和(a₂)。图4(b)是 Nettles 和 Hodge^[18]改进的另外一种CAI试验装置简图,把两边的支持连接起来并在中间开了一个矩形孔,以防止层合板发生整体失稳,然而,该方法仍无法阻止加载端过早破坏,图4(b₁)给出了其破坏形式。S. Sanchez-Saez 等^[19]通过对以上两种CAI试验装置进行改进,设计了如图4(c)所示的CAI试验装置。试验结果表明该装置改善了加载端过早出现破坏的情况,提高了试验的精度。

2.7 尺寸效应

近年来发展的 QMW 试验方法是一种在材料研制过程中能够满足材料韧性筛选要求的小试件CAI试验方法^[20]。程小全等^[15]在对QMW小试件CAI试验方法研究时发现小试件冲击后压缩破坏形式为强度破坏,但小试件层合板除了损伤大小不同外,冲击损伤区的损伤程度相当。

对于跨厚比较大、所含分层嵌入深度较浅的层合板在压缩载荷的作用下,剩余压缩强度的研究已取得

很大进展^[21-22]。但对于跨厚比较小、分层嵌入深度较深的问题,文献[23]指出:在载荷值还没达到分层屈曲破坏载荷之前,可能会出现分层中某些铺层上因应力满足强度破坏准则而破坏或层合板已达到强度极限而破坏这两种现象。因此,压缩强度研究过程中应区分其破坏形式对结果的影响。

J. Lee 和 C. Soutic^[24-26]对两种材料体系(T800/924C 和 IM7/8552)的复合材料层合板的尺寸效应进行了试验研究,研究结果显示:相同的面内尺寸,对于厚度在8mm以内的层合板铺层 $[45/0/-45/90]_{4s}$ 的压缩强度基本相同,对于铺层 $[45_4/0_4/-45_4/90_4]_s$ 的层合板,在厚度6mm以内,其压缩强度变化不大,而当厚度增大为8mm时,其压缩强度下降了近50%;相同的厚度,铺层为 $[45_4/0_4/-45_4/90_4]_s$ 的压缩强度随着面内尺寸的增大呈线性激烈下降,铺层为 $[45/0/-45/90]_{4s}$ 的压缩强度随着面内尺寸的增大开始下降激烈,达到一定程度后,变化平缓。

2.8 损伤引入方式的影响

目前损伤引入方式主要有两种:落锤低速冲击法和静压痕法。对于低速冲击试验方法,其难点在于如何在冲击作用一瞬间记录下载荷、位移和损伤状态这三个基本变量。为了简化问题,人们试图用准静态试验来研究低速冲击损伤问题。

对于低速冲击问题, Timoshenko^[27]认为:如果冲击持续的时间大于冲击谐波由冲击点传播到支撑点所需的时间,准静态接触问题可以代替冲击问题。20世纪90年代初研究人员^[8,28]也证实了在目前所使用的低速冲击速度的范围内,落锤低速冲击法和静压痕法产生的损伤和含损伤的压缩剩余强度是一致的。郑晓霞等^[29]基于T300/NY9200G的落锤低速冲击和静压痕产生的损伤试验数据,采用凹坑深度作为损伤表征参数,建立了落锤低速冲击能量与集中准静态压痕力之间的等效关系,表述为:

$$y = \begin{cases} \left(\frac{Y_c}{X_c + S} \right)^{\frac{1}{2}} x & (0 \leq x \leq 12.1) \\ \frac{Y_c}{X_c + S} x + \left(\frac{X_t}{Y_c + \nu Y_t} \right)^{\frac{1}{2}} & (12.1 < x \leq 30) \end{cases} \quad (1)$$

式中, x 为冲击能量, y 为静压痕力, X_t 为纵向拉伸强度, Y_t 为横向拉伸强度, X_c 为纵向压缩强度, Y_c 为横向压缩强度, S 为纵横剪切强度, ν 为泊松比。结果表明:由该公式得到的计算值与试验值具有很好的一致性。

3 含损伤层合板剩余性能的理论预测

3.1 损伤模型分析

目前对含损伤复合材料层合板的剩余性能的研究主要有两种方法:即基于宏观唯象分析法和基于分

3.1.1 基于宏观唯象分析法

宏观唯象方法的主要思想是通过试验等方式从宏观唯象的角度来描述剩余压缩强度与冲击能量的函数关系,将冲击能量的大小作为描述剩余压缩强度的唯一参数。其主要代表人物有 Hosur 和 Papanicolaou。Hosur 等^[30]通过对 T300/914CFRP 层合板在不同能量的低速冲击试验及压缩试验得到了冲击能量与剩余压缩强度之间的关系;Papanicolaou 等^[31]提出了一种只考虑线弹性材料但不考虑塑性变形的剩余压缩强度模型,表述为冲击前后的压缩强度比等于冲击前后材料的弯曲刚度矩阵比;他们还提出了另外一种简化的模型:即通过试验数据来测得能量吸收因子、材料特性及测试条件的参数及比率因子,从而建立剩余压缩强度与冲击能量的函数关系。

宏观唯象法的优点是物理概念明确,但该模型的缺点是应用范围小,参数多且难确定,未能从本质上揭示复合材料层合板的损伤破坏机理。

3.1.2 基于分层损伤模型分析法

由于冲击造成的最主要损伤形式是分层,因此目前大多数研究者都是采用基于分层损伤模型分析,因此,相关的文献资料较多,限于篇幅,本文就近五年来的含损伤复合材料层合板的剩余性能理论研究进行综述,至于更早的可参考文献[32]。该分析法主要的简化方法有 4 种^[33]:(1)软化夹杂法;(2)子层屈曲法;(3)开口等效法;(4)损伤累积法。

F. Laurin 等^[34-35]提出了一种能够在预测大范围压缩载荷作用下不同晶面的堆积规律的多尺度逐渐损坏方法,该方法的退化模型是基于 Maire J-F 提出的连续损伤力学公式^[36]。多尺度逐渐损坏方法能够准确的预测复合材料单向板只发生强度破坏下的压缩强度以及宏观的应力—应变曲线和单向板失效包络图。另外,作者认为将屈曲破坏考虑在内能够有效的提高压缩强度的预测精度,并通过对复合材料加筋板结构进行试验与数值模拟,结果表明:两者吻合很好。

李仲等^[37]提出了用基于平均应力判据的 0° 层纤维控制的强度破坏准则 a_0 来估算开孔缝合复合材料层合板压缩剩余强度的方法。将冲击损伤简化为椭圆孔,估算含冲击损伤的缝合层合板的冲击后压缩剩余强度。结果表明:采用该方法估算缝合复合材料开孔层合板的压缩剩余强度是可行的。

崔海坡等^[38]应用三维逐渐累积损伤理论和分析技术,对层合板的冲击以及含损伤的层合板在压缩载荷下损伤扩展的全过程进行分析,是把冲击后层合板的预测损伤直接用于剩余压缩强度研究,提高了最终失效载荷的预测精度。与已有文献结果进行比较,验证了方法的正确性。

X. W. Wang 等^[39]对多分层的复合材料层合板 $[0/45/-45/0]_s$ 进行了试验与数值研究,共预制了 7 个宽度为 25 mm 的内埋方形来模拟分层,结果表明:当子层的厚度相当时,复合材料层合板的压缩强度下降最多。Aslan 等^[40]则对全宽度多分层的复合材料层合板进行了试验与数值研究,矩形分层的长度从上表面开始逐渐减小,试验与数值结果显示:对于靠近上表面的分层更依赖于临界屈曲载荷,而其他各分层则更依赖于压缩破坏载荷;对于铺层 $[0/90/0/90]_s$, $[15/75/15/75]_s$, $[30/60/30/60]_s$ 和 $[+45/-45/+45/-45]_s$ 的层合板来说, $[0/90/0/90]_s$ 更依赖于屈曲载荷。

Andrew T. Rhead 等^[41]在基于层合板内部目视不可见损伤的单一扩展假设,利用应变能释放率 G_{IC} 、分层区域的屈曲应变 ε^C 和子层的轴向刚度 A_{11} 三个参数来预测复合材料层合板的分层损伤扩展过程,该模型能够为复合材料层合板的优化设计提供有效的理论支持。

林智育等^[33,42]基于对 T300/QY8911 和 T300/5405 两种材料体系的复合材料层合板进行不同能量等级冲击试验的基础上,提出了一种新的基于应力集中概念来预测复合材料层合板冲击后剩余强度的方法。将层合板中的冲击损伤区域看作一椭圆形的弹性核,求解出弹性核内的有效刚度,利用含任意椭圆核各向异性板杂交应力有限元进行建模分析,得到冲击后层合板的剩余强度。该含任意椭圆核各向异性板杂交应力有限元与常规等参单元和杆单元配合使用,可分析含低速冲击损伤加筋壁板、变厚度板等复杂结构的剩余强度问题。

3.2 失效分析

失效分析主要包括:失效准则、参数退化和总体破坏判据。

3.2.1 失效准则

层合板是多相材料,其失效问题很复杂,到目前为止失效准则已有几十种之多,主要包括单层板内的材料失效和层间的分层失效模式。

常用的复合材料单层失效准则主要有:最大应力准则、最大应变准则、Tsai-Hill 准则、Tsai-Wu 张量理论和 Hashin 准则等。针对层合板分层失效的问题,许多学者对提出了很多判据,其中 Yeh^[43]提出的分层失效准则比较有代表性。

以上都是应力准则,还有不同变化形式的断裂力学准则,如基于应力强度因子的 K 准则和基于应变能释放率的 G 准则等。孙先念等^[44]对含椭圆型分层损伤层合板的分层扩展过程进行模拟时采用了利用虚裂纹闭合技术计算出的分层前缘的总能量释放率来作为分层扩展判据。唐啸东等^[2]提出的基于弯曲应变能密度的分层破坏判据具有形式简单、易于使用

的显著特点,能够较合理地提供有关冲击分层在形状、位置、分布、相对尺寸大小等方面的信息,赵美英等^[45]正是基于此判据对层板冲击后的“花生壳形”分层形状进行了屈曲分析和剩余压缩强度计算。

3.2.2 参数退化

3.2.2.1 基于常数的刚度折减法

基于常数的刚度折减法主要是通过损伤模式的判断对整体刚度或者损伤区域的刚度直接进行退化,

表 1 基于常数的材料退化方式

Tab. 1 Material degradation models based on constant

failure models	matrix cracking in tensile	matrix cracking in compression	matrix failure in extrusion	fibre failure in tensile	fibre failure in compression	shear failure between matrix and fibre	delamination
degradation models of Chang ^[46]	$E_{yy}=0$ $G_{xy}=0$ $G_{yz}=0$	$E_{yy}=0$ $G_{xy}=0$ $G_{yz}=0$	$E_{yy}=0$ $G_{xy}=0$ $G_{yz}=0$	$E_{xx}=0$	$E_{xx}=0$	$G_{xy}=\nu_{xy}=0$	$E_{zz}=G_{yz}=G_{xz}=\nu_{yz}=\nu_{xz}=0$
degradation models of Camanho ^[48]	$E_{yy}=0.2E_{yy}$ $G_{xy}=0.2G_{xy}$ $G_{yz}=0.2G_{yz}$	$E_{yy}=0.4E_{yy}$ $G_{xy}=0.4G_{xy}$ $G_{yz}=0.4G_{yz}$	$E_{yy}=0.4E_{yy}$ $G_{xy}=0.4G_{xy}$ $G_{yz}=0.4G_{yz}$	$E_{xx}=0.07E_{xx}$	$E_{xx}=0.14E_{xx}$	$G_{xy}=\nu_{xy}=0$	$E_{zz}=G_{yz}=G_{xz}=\nu_{yz}=\nu_{xz}=0$

程小全等^[15]采用软化夹杂模型预测层合板冲击后剩余压缩强度时,损伤区的刚度衰减法用下式表示:

$$E_d = M_r \cdot E$$

式中, E 是无损伤层合板铺层的正轴模量,其中包括 E_{11} 、 E_{22} 和 G_{12} ; E_d 是冲击损伤区相应铺层的有效模量; M_r 是衰减系数,也叫模量保持率。泊松比 ν 保持不变。对于低速冲击后受压过程中不出现子层屈曲、扩展或局部屈曲,而直接是压缩破坏的层合板,上述软化夹杂模型能够有效地计算出它们的 CAI 值。

对于分层,孙先念等^[44]采用 Tsai 提出的 $0.4E_m$ 准则,即 E_1 、 μ_{21} 基本保持不变,而 E_2 下降至 $0.56E_2$, G_{12} 下降至 $0.44G_{12}$ 。此准则用于模拟层合板破坏过程的有限元分析时,无需不断判断其破坏模式,且能避免刚度矩阵的奇异性。

该方法主要来自于经验,它的优点是形式简单,参数少且使用方便,但具有一定的局限性,且未能从根本上揭示材料的破坏机理。

3.2.2.2 基于损伤状态变量的刚度折减法

基于损伤状态变量的刚度折减法是基于连续损伤力学方法把损伤状态等参量引入到单元刚度退化的过程中,再将其作为材料性能退化的函数进行刚度的折减。Qi 等^[49]采用软化夹杂模型预测层合板冲击后剩余压缩强度时,层合板的损伤区域采用圆形软化夹杂来模拟,夹杂的弹性模量由损伤的宽度确定,弹性模量降与损伤宽度成幂指数关系。

林智育等^[33,42]将冲击损伤区域简化为一椭圆形,根据表面凹坑的深度对冲击损伤区域进行刚度折减,损伤区域的刚度折减方法用下式表示:

$$E_d = M_r \cdot E$$

式中, E 是无损伤层合板铺层的正轴模量,其中包括 E_{11} 、 E_{22} 和 G_{12} ; E_d 是冲击损伤区相应铺层的有效模量; M_r 是刚度折减系数;泊松比 ν 保持不变;即

$$M_r = k \cdot \exp(-\delta/t)$$

式中, δ 为表面凹坑的深度, t 为层合板的厚度, k 为待定系数,取为单层板厚度值。

该方法对揭示压缩载荷作用下损伤破坏机理有一定的作用,通过某些参量的正确选取可以预见损伤破坏的形式和内部特性。但是损伤状态变量由材料属性确定,相应材料属性不易测得,且在刚度退化过程中易导致刚度矩阵的奇异性。

3.2.2.3 混合法

混合法主要是综合利用以上两种方法,根据实际的破坏情况对单元进行刚度的折减,即根据不同的破坏形式来混合使用基于常数或基于变量的刚度折减法。Chang 等^[50]在分析含缺口层合板的逐渐损伤模型中采用了如下的退化方式:当基体开裂发生时认为横向模量 E_{22} 和泊松比 ν_{21} 减至零。在基体纤维剪切和纤维断裂这两种情况下, E_{22} 及 ν_{21} 都减至为零,损伤区域的纵向模量 E_{11} 及剪切模量 G_{12} 则根据韦布尔分布规律退化,即

$$\frac{E_{11}^d}{E_{11}} = \exp\left[-\left(\frac{A}{\delta^2}\right)^{\beta_1}\right]$$

$$\frac{G_{12}^d}{G_{12}} = \exp\left[-\left(\frac{A}{\delta^2}\right)^{\beta_1}\right]$$

式中, E_{11}^d 和 G_{12}^d 是退化的模量, δ 是纤维破坏区域, A 是根据破坏准则预测的损伤区域, β 则是关于刚度退化的韦布尔分布的形状。后来 Chang 等^[46]进一步改进

该方法,认为基体纤维剪切破坏模式的刚度退化模型中纵向模量不受基体纤维剪切的影响。通过对碳纤维增强复合材料几种不同的铺层顺序的层合板的试验结果与预测的损伤模式进行对比,预测结果与试验结果非常吻合。

3.2.3 总体破坏判据

准确预测含损伤层合板的剩余强度,除了确定判断层合板发生何种破坏模式的准则外,还需要确定层合板的总体破坏判据。文献[50-51]认为,当发生纤维断裂的单元沿垂直载荷方向扩展到板边时,总体结构就发生破坏。

关文长等^[52]认为,当满足单层破坏准则的单元或单层总数的百分比超过给定值,或“穿洞”单层数占单元总数的百分比超过给定值,或载荷—位移曲线出现下降趋势,即结构总刚度出现负值,总体结构就发生最终破坏。

唐啸东等^[2]提出的损伤影响(DI)破坏判据,该判据克服了传统特征尺寸破坏判据的限制。大量的分析结果表明,DI判据具有良好的适应性和有效性。其突出的特点是对不同的损伤形式以统一的判据形式进行描述,并且不包含需要由试验确定的经验常数。

对于采用开孔等效法预测压缩剩余强度,目前已发展了许多破坏模型,其中由Whitney等^[53]提出的平均应力判据 a_0 和点应力判据 d_0 应用最为广泛。其优点是使用比较方便,缺点是这些参数很大程度上取决于层合板的铺层形式,即只有针对具体的铺层形式才能确定这些参数。

4 展望

复合材料层合板在低速冲击后具有复杂的损伤形式,例如基体开裂、层间分层、基体纤维剪切和纤维断裂等。试验表明,在很多情况下,多种损伤形式是同时存在,彼此诱发和相互耦合,在压缩载荷作用下,含损伤层合板内部的损伤演化和破坏机理十分复杂。目前提出的分析模型、理论和方法中存在的主要问题是:

(1)在当前评定复合材料的损伤阻抗与损伤容限的过程中,损伤面积、损伤宽度和凹坑深度这三个描述损伤状态的量在一定程度上都存在各自的不足。目前,对凹坑深度值的测量是在冲击完成后立刻进行测量,但是试验中发现,凹坑深度值往往会随着时间的推移而发生变化。对于损伤面积,试验结果发现,压缩剩余强度随着损伤面积的增大而减小,当损伤面积增大到一定的程度时,压缩剩余强度基本保持常值,而此时损伤面积依然在增大。这表明在损伤面积当中必然存在着一些未知因素,以用来表征压缩剩余强度。因此,建立起含损伤复合材料层合板的界定原则对揭示复合材料层合板的损伤机理以及复合材料的损伤阻抗和损伤容限状态量的表征有着重要的意义。

(2)当前对低速冲击后层合板出现的分层损伤在

压缩载荷作用下,都假定裂纹是沿界面发生分层和扩展,直至最终的破坏。但是实际含损伤层合板的扩展方式是与损伤形式、层合板的界面基体特性以及几何特征等有关的,故更复杂的分层起始和扩展的准则还有待于进一步的研究。

(3)当前复合材料结构的刚度退化方法仍没有形成统一的体系,将刚度退化法则列入正则化的规范之中,是提高复合材料层合板工程结构设计效率的必要条件。

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, 1995
- [2] 唐啸东, 沈真, 陈普会, 等. 带损伤复合材料层压板剩余强度估算方法研究[J]. 航空学报, 1997, 18(2): 146-152
- [3] Richardson M O W, Wisheart M J. Review of low velocity impact properties of composite materials[J]. Composites Part A, 1996, 27(12): 1123-1131
- [4] De Morua M F S F, Marques A T. Prediction of low velocity impact damage in carbon-epoxy laminates[J]. Composites, 2002, 33(3): 361-368
- [5] Elder D J, Thomson R S, et al. Review of delamination predictive methods for low speed impact of composite laminates[J]. Composite Structures, 2004, 66(4): 677-683
- [6] 沈真, 张子龙, 王进. 复合材料损伤阻抗和损伤容限的性能表征[J]. 复合材料学报, 2004, 21(5): 140-145
- [7] Dost E F, Avery W B, Finn L B, et al. Impact damage resistance of composite fuselage structure, part 3 [C]// Paper Presented at Fourth ACT Conference, 1993
- [8] Lee S M, Zahuta P. Instrumented impact and static indentation of composites [J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25(2): 204-222
- [9] ASTM D 7137-05. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates[S]. 2005
- [10] Yang Xu, Shen Zhen, Yan Ying. New methodology for evaluating toughness of composite laminates-investigation of damage resistance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16(2): 73-79
- [11] 沈真, 柴亚南, 杨胜春. 复合材料飞机结构强度新规范要点评述[J]. 航空学报, 2006, 27(5): 784-788
- [12] 沈真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料抗冲击性能和结构压缩设计许用值[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 561-566
- [13] 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(5): 125-133
- [14] Toshio Abe, Kengo Hayashi, Fumihito Takeda. A VAR-TM for primary aircraft structures[C]//Proceedings of the 26th International SAMPE European Conference. Paris: SAMPE, 2005: 3792384
- [15] 程小全, 张子龙, 吴学仁. 小尺寸试件层合板低速冲击后的剩余压缩强度[J]. 复合材料学报, 2002, 19(6): 8-12
- [16] 程小全, 寇长河, 等. 低速冲击后复合材料层合板的压缩破坏行为[J]. 复合材料学报, 2001, 18(1): 115-119
- [17] 崔海坡, 温卫东. T300/BMP316 层合板冲击后压缩强度试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2001-2006
- [18] Nettles A T, Hodge A J. Compression-after-impact tes-

ting of thin composite materials[C]//Proceedings of the 23rd international SAMPE technical conference,1991:177-83

[19] Sanchez-Saez S, Barberon E, Zaera R, et al. Compression after impact of thin composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(13):1911-1919

[20] 张子龙,程小全,益小苏. 复合材料冲击损伤及冲击后压缩强度的等效试验方法[J]. 试验力学, 2001, 16(3):313-319

[21] Pavier J, Clarker M P. A specialized composite plate element for problems of delamination buckling and growth[J]. Composite Structures, 1996, 34(1):43-53

[22] Paolo Gaudenzi. On delamination buckling of composite laminates under compressive loading[J]. Composite Structures, 1997, 39(1):21-30

[23] 郭兆璞,陈浩然. 含分层损伤复合材料层合板的压缩强度研究[J]. 固体力学学报, 2000, 21(2):117-122

[24] Lee J, Soutis C. Thickness effect on the compressive strength of T800/924C carbonfibre-epoxy laminates[J]. Composites: Part A, 2005(36):213-227

[25] Lee J, Soutis C. Measuring the notched compressive strength of composite laminates: specimen size effects[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(12):2359-2366

[26] Lee J, Soutis C. A study on the compressive strength of thick carbonfibre-epoxy laminates[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(10):2015-2026

[27] Timoshenko S. Theory of Elasticity [M]. McGraw-Hill, 1951

[28] Jackson W C, Poe C C Jr. The use of impact force as a scale parameter for the impact response of composite laminates[C]//Proceedings of 9th DOD/ NASA/ FAA Conference on Fibrous Composites in Structural Design (NASA TM2104189), 1992: 981-998

[29] 郑晓霞,郑锡涛,等. 低速冲击与准静态压痕力复合材料层合板的损伤等效性[J]. 航空学报, 2010, 31(5):928-933

[30] Hosur M V, Murthy C R L, Ramurthy T S. Compression after impact testing of carbon fibre reinforced plastic laminates[J]. J. Comp. Tech. & Res., 1999, 21:51-64

[31] Papanicolaou G C, Sravopoulos C D. New approach for residual compressive strength prediction of impacted cfrp laminates[J]. Composites, 1995, 26(7):517-523

[32] 崔海坡,温卫东,崔海涛. 复合材料层合板冲击损伤及剩余强度研究进展[J]. 材料科学与工程学报, 2005, 23(3):466-472

[33] 林智育,许希武. 复合材料层板低速冲击后剩余压缩强度[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1):140-146

[34] Laurin F, Carrere N, Maire J F. Laminated composite structures subjected to compressive loading: A material and structural buckling analysis[J]. Composite Structures, 2007(80):172-182

[35] Laurin F, Carrere N, Maire J F. A multiscale progressive failure approach for composite laminates based on thermodynamical viscoelastic and damage models[J]. Composites: Part A, 2007

(38):198-209

[36] Maire J F, Chaboche J L. A new formulation of continuum damage mechanics (CDM) for composite materials[J]. Aerosp. Sci. Technol., 1997, 1(4):247-257

[37] 李仲,葛森,杨胜春,等. 含损伤缝合复合材料层压板压缩剩余强度估算方法[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(3):342-346

[38] 崔海坡,温卫东,崔海涛. 层合复合材料板的低速冲击损伤及剩余压缩强度研究[J]. 机械科学与技术, 2006, 25(9):1013-1017

[39] Wang X W, Pont L I, Harris J M, et al. Compressive failure of composite laminates containing multiple delaminations[J]. Composites Science and Technology, 2005(65):191-200

[40] Züleyha Aslana, Mustafa Sahinb. Buckling behavior and compressive failure of composite laminates containing multiple large delaminations[J]. Composite Structures, 2009(89):382-390

[41] Andrew T, Rhead, Richard Butler. Compressive static strength model for impact damaged laminates[J]. Composites Science and Technology, 2009(69):2301-2307

[42] 林智育,许希武. 含冲击损伤复合材料加筋板压缩剩余强度[J]. 航空学报[J], 2009. 30(1):56-61

[43] Yeh H Y, Kim C H. The Yeh-stratton criterion for composite materials[J]. J Compos Mater, 1994, 28:926-939

[44] 孙先念,陈浩然,苏长健. 含分层损伤复合材料层合板剩余压缩强度研究[J]. 应用力学学报, 2000, 17(4):138-144

[45] 赵美英,万小朋,张延辉. 复合材料含损伤结构剩余强度分析[J]. 机械强度, 2001, 23(2):129-131

[46] Chang Kuoyen, Liu Sheng. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to tensile loadings[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25(3):274-301

[47] Tan S C. A progressive failure model for composite laminates containing opening[J]. J. of Composite Materials, 1991, 25(5):556-577

[48] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 23:2248-2280

[49] Qi B, Herszberg I. An engineering approach for predicting residual strength of carbon/epoxy laminates after impact and hygrothermal cycling [J]. Composite Structures, 1999, 47(1/4):483-490

[50] Chang Fukuo, Chang Kuoyen. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations[J]. Journal of Composite Materials, 1987, 21:834-855

[51] Soutis C N, Fleck A, Smith P A. Failure prediction technique for compression loaded carbon fibre-epoxy laminate with a single hole [J]. J Compos. Mater., 1991, 25(14):76-98

[52] 关文长,陈浩然. 复合材料和结构机械连接件破坏过程的数值模拟与试验验证[J]. 航空学报, 1995, 16(2):143-147

[53] Whitney J M, Nuismer R J. Stress fracture criteria for laminates containing concentrations[J]. Journal of Composite Materials, 1974, 8:253-275

(编辑 李洪泉)