

文章编号: 1000-3851(2004) 05-0140-06

# 复合材料损伤阻抗和损伤容限的性能表征

沈真<sup>1,\*</sup>, 张子龙<sup>2</sup>, 王进<sup>3</sup>, 杨胜春<sup>1</sup>, 叶林<sup>4</sup>

(1. 中国飞机强度研究所, 西安 710065;  
2. 北京航空材料研究院, 北京 100095;  
3. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;  
4. Centre for Advanced Materials Technology, School of Aerospace, Mechanical & Mechatronic Engineering,  
The University of Sydney, Sydney, NSW 2006, Australia)

**摘要:** 复合材料结构的设计要求和使用经验提出了复合材料体系损伤阻抗和损伤容限性能表征的需求。在试验研究的基础上, 本文作者指出长期以来一直使用的 CAI(冲击后压缩强度) 的物理意义比较含混, 有时可能误导材料研究和设计选材, 同时提出应分别用典型层压板静压痕力凹坑深度曲线的最大压痕力  $F_{max}$  来表征损伤阻抗性能, 用凹坑深度压缩破坏应变曲线门槛值 CAIT (Compression failure strain After Impact Threshold) 来表征损伤容限性能, 同时给出了测试方法的建议。

**关键词:** 复合材料; 性能表征; 损伤容限; 损伤阻抗;  $F_{max}$ ; CAIT

中图分类号: TB 330.1 文献标识码: A

## CHARACTERIZATION OF DAMAGE RESISTANCE AND DAMAGE TOLERANCE BEHAVIOUR OF COMPOSITE LAMINATES

SHEN Zhen<sup>1,\*</sup>, ZHANG Zilong<sup>2</sup>, WANG Jin<sup>3</sup>, YANG Shengchun<sup>1</sup>, YE Lin<sup>4</sup>

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi an 710065, China;  
2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;  
3. Shenyang Aircraft Design Research Institute, Shenyang 110035, China;  
4. Centre for Advanced Materials Technology, School of Aerospace, Mechanical & Mechatronic Engineering,  
The University of Sydney, Sydney, NSW 2006, Australia)

**Abstract:** The need to characterize damage resistance and damage tolerance behaviour of composite laminates was proposed by the design requirements and usage experience. Based on the experimental study, the authors pointed out that traditional CAI (by NASA standard) could not guide development of materials and structural design correctly. In the paper, it was proposed that the damage resistance behaviour could be characterized by the maximum contact force  $F_{max}$  of the contact force-dent depth curve of typical laminates and the damage tolerance behaviour could be characterized by the threshold CAIT (Compression failure strain After Impact Threshold) of the dent depth-compressive failure strain curve of typical laminates. In the meanwhile the suggestion for their measurement methods was proposed as well.

**Keywords:** composite materials; behaviour characterization; damage resistance; damage tolerance;  $F_{max}$ ; CAIT

过去的经验表明: 新材料的引入有可能使航空器性能发生巨大的变化, 但新材料在航空器结构中真正得到使用, 必须经过耗时耗钱的研究和验证。如果在材料研制的早期能预见新材料体系在结构中的应用前景, 做出正确的决策, 就可以避免时间和

金钱的浪费。而要实现这一目标, 正确的材料性能表征体系是其中的关键之一。

复合材料飞机结构的使用经验表明: 在结构完整性方面与金属结构的最大差别是其耐久性和损伤容限要求, 特别是对冲击损伤的敏感性。最近文献

[1] 进一步把复合材料结构对冲击损伤的要求归结为与耐久性和损伤容限相提并论的损伤阻抗设计要求。

为满足飞机金属结构的耐久性和损伤容限要求, 已有相应的金属材料性能指标来保证。例如用金属典型试样的 S-N 曲线来反映其疲劳耐久性; 用典型试样的断裂韧度  $K_{IC}$  ( $J_{IC}$  或  $K_R$  曲线等) 来反映其抵抗裂纹失稳扩展能力, 从而反映其含裂纹结构的剩余强度; 用典型试样的  $da/dN$  来反映其裂纹扩展速率, 从而反映结构的损伤扩展寿命。因此, 为满足飞机复合材料结构的耐久性和损伤容限要求, 也应有相应的复合材料性能指标来保证。

复合材料抗冲击和损伤性能表征体系在很长时间内并没有得到应有的重视, 20 世纪 80 年代中期为评定韧性基体复合材料, NASA 提出了一系列的试验标准<sup>[2]</sup>, 因此长期以来在复合材料界一直把其中最重要的冲击后压缩性能 CAI 用作复合材料抗冲击和损伤性能的统一表征。对复合材料损伤的进一步研究表明<sup>[3~5]</sup>: 复合材料体系抗冲击损伤的能力(损伤阻抗)和复合材料体系的损伤容限是两个不同的物理概念, 损伤阻抗是指抵抗冲击事件的能力(或给定冲击力导致的损伤尺寸), 而损伤容限则是一定损伤状态对结构性能的影响(或对应给定损伤尺寸的强度值)。并指出对增韧体系性能更完全的了解应该既研究损伤阻抗, 又研究损伤容限。上述的研究成果在最新的美国军用手册中<sup>[6]</sup>已经得到了体现。它明确指出:“损伤表征包括两个内容, 即材料对冲击引起的损伤的阻抗(损伤阻抗), 和材料或结构在受到损伤后保证安全性的能力(损伤容限)。”本文作者<sup>[7~10]</sup>通过试验研究证实, 由 NASA 标准得到的 CAI 值不可能同时表征损伤阻抗和损伤容限两种不同的性能, 它实际上是比较含糊的物理概念, 更多的是对前者, 而没有对后者进行评价, 提高 CAI 值主要意味着损伤阻抗的提高, 因此有必要提出分别反映损伤阻抗和损伤容限的新物理量来表征复合材料的抗冲击和损伤性能。

损伤阻抗在美国的研究始于 20 世纪 90 年代初, 大量的研究集中在低速落锤冲击与准静态冲击的等效性。研究结果表明: 目前所采用的低速落锤冲击方法可以用准静态来模拟, 落锤冲击和静压痕(QSI)方法在冲击力相同的情况下产生的损伤基本上是一致的。与此同时, 还进行了大量的参数影响研究。在此基础上, ASTM 于 1998 年发布了 D6264-

98 “测量纤维增强聚合物基复合材料对集中准静态压痕力的损伤阻抗的标准试验方法”<sup>[11]</sup>。在该标准的开始即阐明了它的宗旨:“准静态压痕(QSI)试验方法用于定量地测量连续纤维增强复合材料对集中压痕力的损伤阻抗。作用于试件的压痕力是通过缓慢地把半球形压头压在试件表面上来施加的。分别规定了确定简支试样和刚性背衬试样损伤阻抗的试验方法。损伤阻抗是按临界接触力来定量确定的, 这一临界接触力与使试样产生特定尺寸和类型的损伤的某一独立事件或一系列事件有关。这些试验可以用于根据冲击阻抗来筛选材料, 或用于为随后进行损伤容限试验的试件引入损伤。”但是在该标准中并没有明确提出表征复合材料体系损伤阻抗性能的物理量, 而且这一研究在材料和结构设计领域并未得到足够的响应。

近年来损伤容限已不再仅仅是结构完整性要求的一个内容, 也有人指出<sup>[6]</sup>应作为复合材料体系性能的表征指标之一, 但它还只是一个很笼统的概念, 离完整的试验标准差得很远, 仍有待于进一步深入研究。在文献[7]中则仍然认为由 NASA RP1142 的试验方法得到的 CAI 值是 MIL-HDBK-17 可以接受的损伤容限性能数据, 同时增加了与此类似的由 Boeing 公司编制的 SACMA SRM 2 R-94<sup>[12]</sup>方法得到的数据, 也就是说认为由这两种试验方法得到的 CAI 值可以作为复合材料损伤容限性能的表征。

本文作者<sup>[13,14]</sup>曾经提出了一种用于初步设计阶段用压缩设计许用值的确定方法——压缩下冲击损伤破坏曲线法, 该方法将典型层压板的压缩下冲击损伤破坏曲线门槛值定义为冲击损伤容限许用值, 实际上就是用典型层压板的压缩下冲击损伤破坏曲线门槛值作为复合材料的损伤容限性能。本文是作者在这方面研究的最新成果。

1 复合材料损伤阻抗和损伤容限性能表征体系的试验研究

1.1 复合材料损伤状态和损伤参数选择

无论是损伤阻抗还是损伤容限, 在选定描述它们的物理量以前, 都需要选择适用的描述损伤状态的损伤参数。目前常用的损伤参数有下列 3 种: 损伤面积、损伤宽度和凹坑深度。这 3 种损伤参数都可以被用作描述损伤状态的损伤参数, 但需要通过试验研究来选择对描述损伤阻抗和损伤容限最适用

的损伤参数。本文作者对多种复合材料体系的损伤参数变化规律进行了研究，所有的试验数据都表明上述3种损伤参数中只有凹坑深度能比较好地显示与冲击能量的一一对应关系(见图1和图2)。根据损伤阻抗的定义，复合材料典型层压板的凹坑深度能比较满意地反映它们抵抗冲击事件的能力。适当的损伤参数必须满足下列要求：

(1) 在同样的冲击事件(或冲击力)下，对不同韧性的复合材料，其变化应该比较显著，能够显示具有不同损伤阻抗材料体系对同一冲击事件的不同反应。

(2) 应该与飞机复合材料结构耐久性(损伤阻抗)和损伤容限设计要求给出的描述损伤状态的参数相一致。

(3) 该损伤参数应该容易测量。

鉴于上述原则和前面给出的试验数据，本文作者采用凹坑深度作为表征复合材料体系损伤阻抗和损伤容限的物理量中描述损伤状态的损伤参数。因为冲击能量与凹坑深度的关系对复合材料抵抗冲击的能力差别最敏感，它能明显地反映复合材料体系的韧性；同时，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，且最容易测量。

1.2 损伤阻抗性能表征研究

研究结果表明：对目前所用的低速落锤冲击试验，可视为准静态冲击，因此损伤阻抗性能表征方法的研究也基于准静态压痕(QSI)试验方法。这种方法的优点是节省试样，且试验方法简单。类似于冲击能量-凹坑深度关系，本文作者得到了多种复合材料体系典型层压板的接触力-凹坑深度关系。图3所示为2种不同韧性复合材料的接触力-凹坑深度关系，可以发现当接触力达到最大值后，载荷不再增加，但凹坑深度急剧增加，而且再次加载，在低于最大接触力的条件下，凹坑继续增加。比较图1(c)、图2和图3可以发现它们的接触力-凹坑深度关系与冲击能量-凹坑深度关系都在凹坑深度0.5 mm处出现拐点，两种不同韧性复合材料体系在不同的损伤引入方式下显示有类似的变化规律，其他复合材料典型层压板的试验数据同样证实了这一现象。

用热揭层法对用上述两种方法引入的含不同损伤状态(凹坑深度分别在拐点两侧)的试样进行破坏检测，观察它们的损伤破坏机理。观察结果表明：对于冲击能量(接触力)-凹坑深度关系出

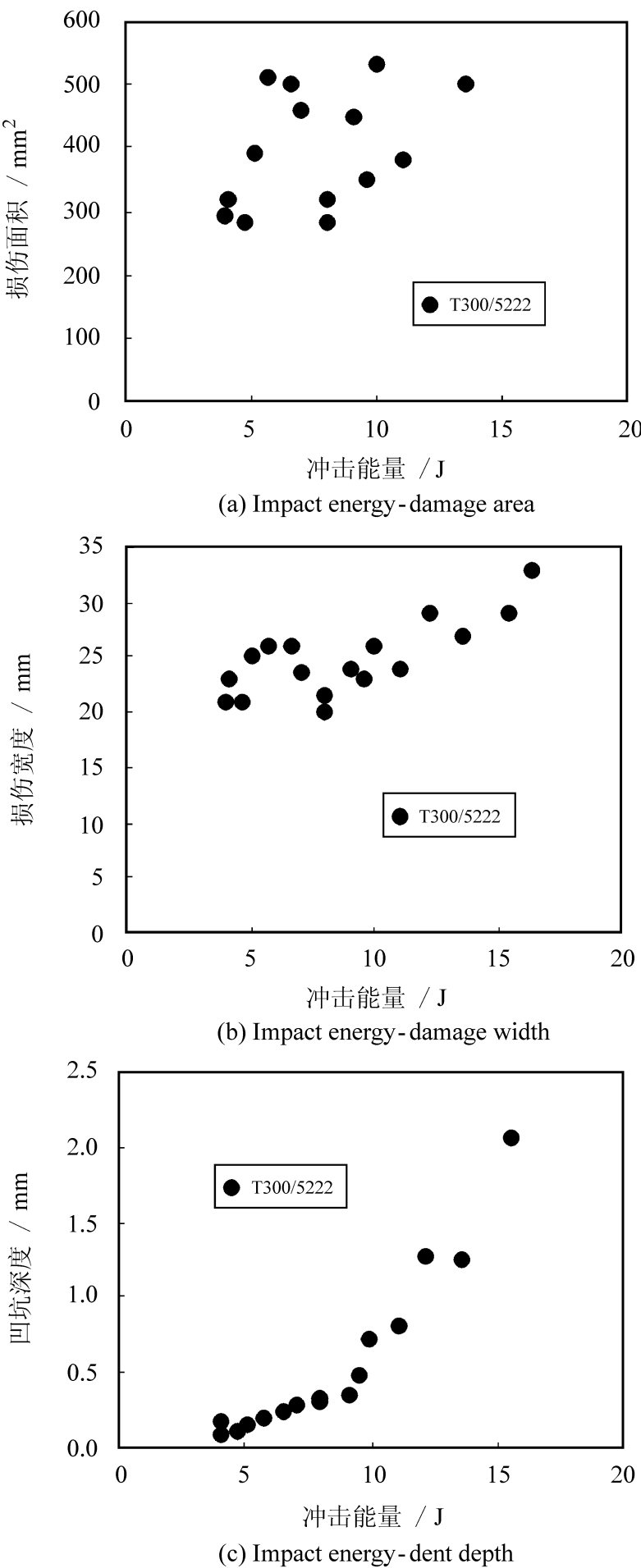


图1 T300/5222 碳 脆性环氧树脂复合材料不同损伤参数与冲击能量的变化关系  
(铺层 [45/0/-45/90]<sub>4S</sub>; 试样尺寸 150 mm×100 mm; 冲头直径 12.7 mm)

Fig 1 The relationship between different damage parameters and impact energy for T300/5222  
(Layup: [45/0/-45/90]<sub>4S</sub>; Specimen size: 150 mm×100 mm; Tup diameter: 12.7 mm)

现拐点的物理意义可以简述如下。在落锤冲击的情况下，它所引起的损伤状态与准静态压痕没有明显的差别。在冲击能量(或接触力)小于门槛值时，层

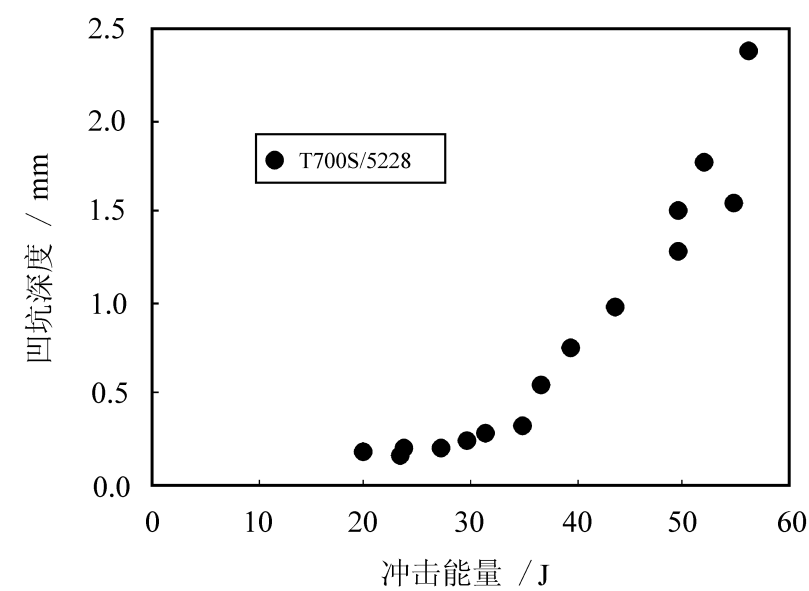


图2 碳/ 韧性环氧树脂复合材料冲击能量- 凹坑深度的变化关系  
( 铺层 [ 45/ 0/ - 45/ 90] <sub>4S</sub>; 试样尺寸 150 mm × 100 mm;  
冲头直径 12. 7 mm)

Fig 2 The relationship between impact energy and dent depth  
for T300/ 5228  
( Layup: [ 45/ 0/ - 45/ 90] <sub>4S</sub>; Specimen size :  
150 mm × 100 mm; Tup diameter : 12. 7 mm)

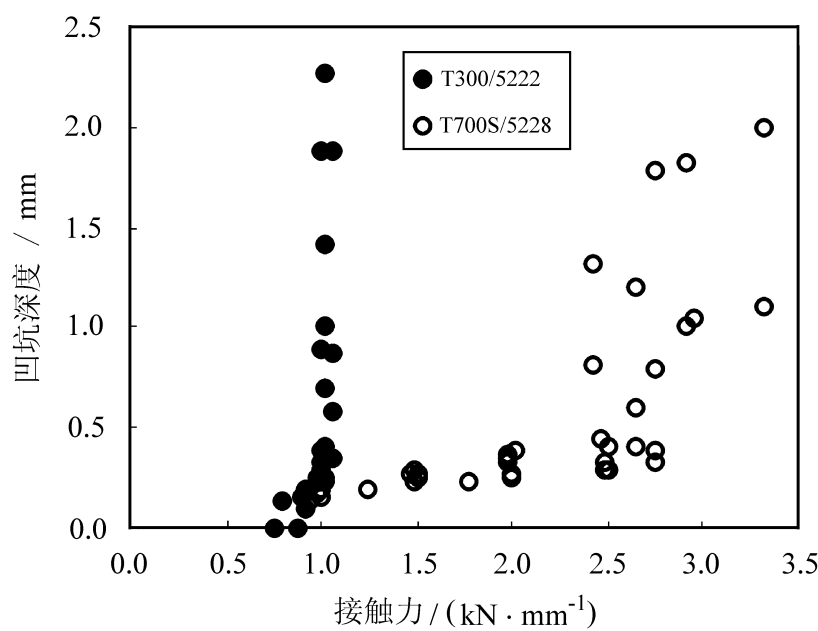


图3 2 种不同韧性复合材料体系的接触力- 凹坑深度关系  
( 铺层 [ 45/ 0/ - 45/ 90] <sub>4S</sub>; 支持条件 75 mm 圆孔简支)  
Fig 3 The relationship between contact force and dent depth  
for 2 composite systems with different toughness  
( Layup: [ 45/ 0/ - 45/ 90] <sub>4S</sub>; Support condition: simple  
support with a circle hole in diameter of 75 mm)

压板有着足够的抵抗冲击能力, 不会产生任何损伤; 当冲击能量( 或接触力) 达到门槛值后, 内部的应力状态超过了产生内部分层的失效条件( 具体的失效准则有待于进一步研究), 也达到了表面层附近树脂基体塑性屈服的条件, 出现了表面凹坑。由于复合材料体系的层间性能呈脆性特性, 一旦分层, 其范围就比较大。而表面层附近树脂呈塑性特性, 凹坑深度则比较小。冲击能量( 或接触力) 进一步增加, 分层范围逐步扩大, 凹坑深度逐渐增加。

由于同样的原因, 分层的扩大呈跳跃式, 而凹坑深度的增加则呈渐进式。与此同时, 靠近背面的层内与纤维垂直方向的法向拉应力逐渐增加, 从而出现背面冲击点附近的层内基体裂纹。当冲击能量超过拐点值或接触力达到最大值时, 表面层附近的树脂出现塑性破坏, 不能继续承担保护纤维的作用, 而纤维本身是脆性材料, 在受到横向力的作用下很易于折断。由此可以理解, 当冲击能量超过拐点值或接触力在达到最大值后重新加载后, 在冲击点范围内多个层内可以观察到纤维断裂。根据上述的破坏机理分析可以理解, 冲击能量( 或接触力) - 凹坑深度关系的拐点实际上意味着树脂基体和纤维作为整体抵抗冲击的最大能力。飞机复合材料结构抗冲击耐久性( 或损伤阻抗) 要求, 主要反映了对薄蒙皮和薄面板夹层结构抵抗常见小能量冲击能力的要求。根据前面的损伤机理分析, 它可以用表面层附近树脂基体和纤维增强体作为整体共同抵抗外来物冲击的最大能力来表征, 也就是用接触力- 凹坑深度关系的最大接触力  $F_{max}$  来表征。本文作者采用多种复合材料体系典型层压板对最大接触力  $F_{max}$  的重复性进行了研究。图4 是典型的多个试样复合材料接触力- 凹坑深度曲线, 可以看出在达到最大值以前曲线的重复性相当好, 这说明可以用它们的最大接触力  $F_{max}$  作为复合材料体系损伤阻抗性能的象征。

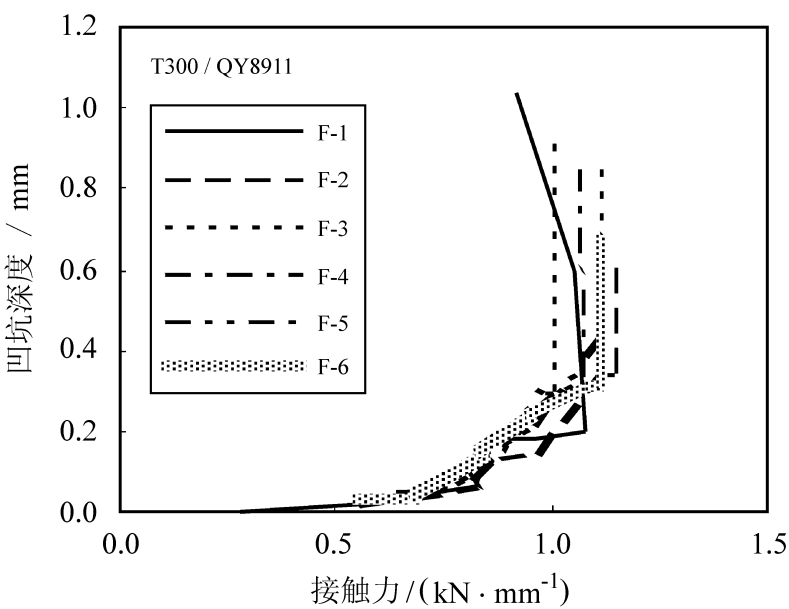


图4 碳/ 改性双马复合材料体系的接触力- 凹坑深度关系  
( 铺层 [ 45/ 0/ - 45/ 90] <sub>4S</sub>; 支持条件 127 mm 圆孔简支)  
Fig 4 The relationship between contact force and dent depth  
for T300/ QY8911 graphite/ modified BM  
( Layup: [ 45/ 0/ - 45/ 90] <sub>4S</sub>; Support condition: simple  
support with a circle hole in diameter of 127 mm)

表1 给出了 T300/ 5222、T700S/ 5228、T300/ QY8911、T300/ 54054 种材料体系的损伤阻抗及

表1 4种复合材料体系的最大接触力  $F_{\max}$  和 CAI 值的比较  
Table 1 Comparison between  $F_{\max}$  and CAI for 4 composite systems

Support condition	Simple support with a circular hole in diameter of 127 mm		Simple support with a circular hole in diameter of 75 mm	
Material systems	T300/ QY8911	T300/ 5405	T300/ 5222	T700S/ 5228
$F_{\max}/(\text{kN} \cdot \text{mm}^{-1})$	1.09	1.12	0.98	2.75
CAI/ MPa	171	177	151	>200

CAI 值。T300/ 5222、T300/ QY8911 和 T300/ 5405 是一致认可的脆性复合材料体系，T700S/ 5228 因其CAI 值高于200 MPa 而被认为是韧性复合材料体系。总的说来，最大接触力  $F_{\max}$  与 CAI 的排序是一致的。由于测量最大接触力  $F_{\max}$  的方法比 NASA 测量 CAI 的方法简单便宜，而且排除了压缩强度可能带来的影响，应该可以考虑用最大接触力  $F_{\max}$  代替 CAI 来评定复合材料体系的损伤阻抗。

1.3 损伤容限性能表征研究

研究表明：随冲击能量的增加，其压缩承载能力的变化通常包括3 个阶段。当能量比较小时其压缩破坏应变(或强度)与无损性能一样，即基本上不受冲击影响；能量继续增加，其压缩破坏应变(或强度)随冲击能量增加而急剧下降，它是复合材料层压板抗冲击性能的特点之一；当能量超过某个门槛值时，其压缩破坏应变(或强度)不再随能量增加而继续降低，曲线呈水平线，即达到破坏门槛值，它是复合材料层压板抗冲击性能的另一特点。由于冲击能量与凹坑深度有一一对应的关系，其冲击能量压缩破坏应变(由于复合材料结构设计多采用许用应变,这里也使用应变)关系也可得到类似的凹坑深度压缩破坏应变，图5 为复合材料的典型冲击损伤破坏曲线。大量的试验数据表明：当凹坑深度大于0.5 mm 后，虽然其破坏强度或破坏应变还略有降低，但复合材料的冲击损伤破坏曲线基本上达

到了门槛值。  
如前所述，目前很多研究人员把采用 NASA 标准 或SACMA 标准 得到的 CAI 值作为表征损伤容限性能的物理量。本文作者的研究表明：在上述标准规定的试验条件下，其压缩强度(或压缩破坏应变)通常处于冲击损伤破坏曲线的第二阶段(即急剧下降段)，特别是对韧性复合材料体系更是如此。而且由于这些标准都采用固定不变的冲击能量(NASA 标准为27J，SACMA 标准为6.7 J/ mm)，不同韧性复合材料层压板产生的损伤状态有可能完全不同。而损伤容限要表征的是一定损伤状态对结构性能的影响，显然这样的 CAI 不能用来表征复合材料体系的损伤容限性能。复合材料结构损伤容限设计要求中规定的初始冲击损伤尺寸假设，对常用的中等厚度(小于或等于6 mm)层压板为用25.4 mm 直径冲击头产生的2.5 mm 深凹坑(相当于目视勉强可见的冲击损伤)，同时含这种损伤的结构要满足不可检结构的剩余强度要求。从图5 可以看出：对应2.5 mm 深凹坑时的承载能力处于冲击压缩破坏曲线的水平段，因此可以用典型铺层试样在规定的冲击条件下得到的冲击损伤破坏曲线的门槛值 CAIT (Compression After Impact Threshold) 作为表征复合材料体系损伤容限性能的物理量，它在很大程度上代表了结构在含假设的初始缺陷时的损伤容限能力。

2 结论和对今后研究的建议

- (1) 对复合材料体系的损伤表征包括损伤阻抗和损伤容限两方面的内容，以分别反映结构的耐久性(冲击损伤阻抗)和损伤容限要求。传统的 CAI 只是在一定程度上表征了损伤阻抗性能。
- (2) 可以用典型层压板的最大接触力  $F_{\max}$  作为复合材料体系损伤阻抗性能的表征，它代表了纤维和基体作为整体抵抗冲击的最大能力。
- (3) 可以用典型层压板凹坑深度压缩破坏应变曲线的门槛值作为复合材料体系损伤容限性能的

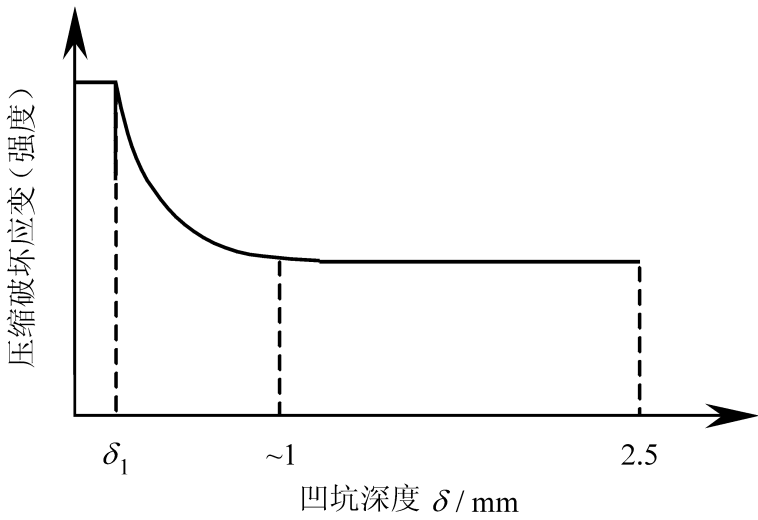


图5 典型的冲击损伤破坏曲线

Fig 5 Typical impact damage failure curve

表征, 它是结构损伤容限能力的代表。

为了建立损伤阻抗和损伤容限性能的试验标准, 有必要进一步研究各种试验参数对  $F_{max}$  和 CAIT 的影响, 并有必要对表面凹坑与内部损伤的关系以及凹坑形成机理进行深入的理论和实验研究。

感谢 中国飞机强度研究所(ASRI) 的刘俊石、沈薇和王俭承担了本项研究中全部试验工作, 作者在此向他们表示衷心的感谢。本项研究得到了国防重点实验室基金(00JS49 3 1 HK5301) 和航空科学基金(01B23001) 的资助, 在此一并表示感谢。

参考文献:

[1] Department of Defense. Polymer matrix composites materials usage, design and analysis [A]. MIL-HDBK-17F composite materials handbook (Vol. 3)[M]. 2002.

[2] ACEE Composites Project Office. NASA/ Aircraft Industry Standard Specification for Graphite Fiber/ Toughened Thermoset Resin Composite Material [R]. NASA RP 1142. 1985.

[3] Dost E F, Avery W B, Finn L B, et al. Impact damage resistance of composite fuselage structure (Part 3) [A]. Fourth ACT Conference [C]. 1993.

[4] National Research Council. New materials for next-generation commercial transport [M]. Washington D C: National Academy Press, 1996.

[5] Poe C C Jr. Mechanics methodology for textile preform composite materials [A]. Proc of the 28th International Techni-

cal Conference [C]. SAMPE, 1996. 324 - 338.

[6] Department of Defense. Polymer matrix composites guideline for characterization of structural materials [A]. MIL-HDBK-17F composite materials handbook (Vol. 1)[M]. 2002.

[7] Shen Zhen, Yang Xu. New toughness evaluation methodology of composites and its application to stitched composites [A]. Proc of CJAJCC-5 [C]. Kunming, China. 2002.

[8] 沈 真, 杨 旭, 刘 峰, 等. 复合材料韧性评定技术的实验研究 [A]. 第12 届全国复合材料学术会议论文集 [C]. 天津. 2002.

[9] Yang Xu, Shen Zhen, Yan Ying, et al. New methodology for evaluating toughness of composite laminates——investigation of damage resistance [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16(2).

[10] Shen Zhen, Yang Shengchun. Study on evaluation of behavior of composites against impact and damage [A]. Proc of Russian-Chinese Scientific Conference on Aerodynamics, Flight Dynamics, Aircraft Strength [C]. Moscow, Russia. 2003.

[11] ASTM Standard D6264-98. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer-matrix composite to a concentrated quasi-static indentation force [S]. 1998.

[12] Suppliers of Advanced Composite Materials Association. SACMA SRM 2R-94 SACMA Recommended Test Method for Compression After Impact Properties of Oriented Fiber-Resin Composites [S]. 1994.

[13] 沈 真主编. 复合材料飞机结构耐久性/ 损伤容限设计指南 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.

[14] 沈 真, 陈普会, 刘俊石, 等. 复合材料结构设计值和冲击损伤容限许用值 [J]. 航空学报, 1993, 14.