

文章编号: 1000-3851(2008)05-0125-09

复合材料层压板抗冲击行为及表征方法的实验研究

沈 真^{*1}, 杨胜春¹, 陈普会²

(1. 中国飞机强度研究所, 西安 710065; 2. 南京航空航天大学, 南京 210016)

摘 要: 对 14 种复合材料体系约 800 个试样进行了冲击阻抗和含损伤层压板压缩强度试验研究, 研究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, 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。研究表明, 采用传统 CAI 来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, 提出了利用拐点附近特性来表征复合材料层压板的抗冲击行为(包括损伤阻抗和损伤容限)的建议, 即分别采用 QSI 方法得到的准各向同性层压板的最大接触力 F_{\max} 和压缩破坏强度(应变)的门槛值 CAIT 来表征复合材料层压板的损伤阻抗和损伤容限行为。

关键词: 复合材料层压板; 冲击损伤; 损伤阻抗; 损伤容限

中图分类号: TB330.1 **文献标志码:** A

Experimental study on the behavior and characterization methods of composite laminates to withstand impact

SHEN Zhen^{*1}, YANG Shengchun¹, CHEN Puhui²

(1. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An experimental study on the impact resistance and compressive strength of damaged laminates was carried out by using about 800 specimens of 14 composite systems. It has been found that there is a common knee point for the impact energy-dent depth curve and the dent depth-compressive strength curve for the same type of composite laminates. The overlapped area of the inner delaminations does not increase and its compressive strength does not reduce generally after the knee point occurs. Some fiber breakage at the impact location on the surface could be visible after the knee point occurs. The damage tolerance behavior characterized by the traditional CAI method may get the opposite conclusion obtained from the structural verification test results. Therefore, a characterization system for damage tolerance and damage resistance behaviors of composite systems is proposed by using the knee point features of the capability of composite laminates to withstand impact (including damage resistance and damage tolerance), i. e. the damage resistance and damage tolerance behavior is characterized by means of the maximum contact force, F_{\max} and the compressive failure threshold value (strength or failure strain) (CAIT) of the specimens with quasi-isotropic stacking sequence respectively.

Keywords: composite laminates; impact damage; damage resistance; damage tolerance

自复合材料应用于飞机结构以来, 冲击损伤一直是设计师和航空公司关注的重点之一, 也是开发新材料时的关注焦点。20 世纪 90 年代初有关研究人员^[1-4]指出, 复合材料抗冲击能力包括损伤阻抗和损伤容限两方面内容, 因此复合材料飞机结构的

完整性要求也包括这两方面, 但如图 1 所示迄今为止仍未解决相应的材料性能表征问题。近年来本作者对此用 10 多种复合材料体系约 800 个试样进行了损伤阻抗和损伤容限试验研究, 试图解决这一问题, 其中包括用落锤冲击和集中力静压痕方法引

收稿日期: 2007-11-22; 收修改稿日期: 2008-03-17

基金项目: 国家自然科学基金(10742107); 航空科学基金(04B23002)

通讯作者: 沈 真, 研究员, 从事复合材料结构耐久性/损伤容限和力学性能表征方法研究 E-mail: shenzhen623@yahoo.com.cn

入损伤, 及含损伤复合材料层压板试样的压缩试验, 为了探索冲击损伤的机制, 还进行了用氯化金增强的热揭层试验。详细的研究结果参见文献[5-7], 本文是其中部分研究结果的概述。

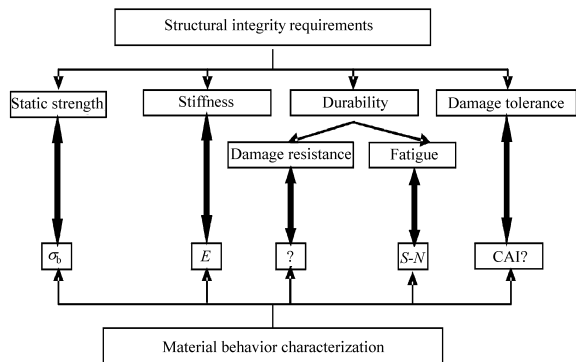


图1 复合材料结构完整性要求和相应的复合材料行为表征
Fig. 1 Integrity requirements of composite structures and corresponding material behavior

1 试验概述

1.1 试验件

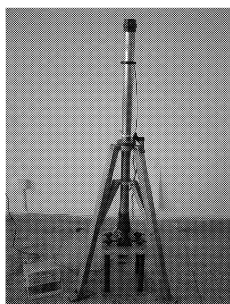
试验涉及的复合材料体系基本上覆盖了国内航空结构正在使用和将要使用的 14 种碳纤维/环氧树脂和碳纤维/双马树脂体系。落锤冲击和含损伤试

样压缩试验主要采用文献[8-9]中规定的 100 mm × 150 mm 的矩形试样, 静压痕试验主要采用文献[10]中规定的 150 mm × 150 mm 的正方形试样。铺层顺序主要采用这些标准中规定的准各向同性铺层[45/0/-45/90]_{n,s}, 部分使用了结构典型铺层。

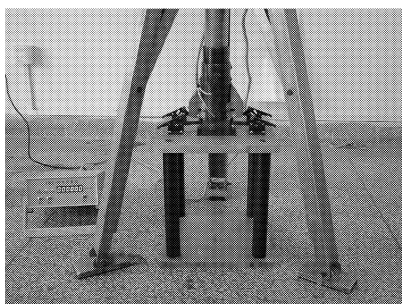
1.2 试验装置

落锤装置采用自行研制的便携式落锤冲击装置(见图 2(a)), 冲击时试样支持夹具主要采用文献[8]推荐的形式(见图 2(b))。冲击头为钢制半球形端头, 直径分为 12.7 mm、16 mm 和 25.4 mm 3 种。采用文献[10]规定的压缩试验夹具进行压缩试验(见图 2(c))。部分试验采用文献[12]推荐的支持夹具和压缩夹具。分别采用文献[9]和文献[10]中规定的试验夹具(见图 2(d)和图 2(e))。压头直径分别为 12.7 mm 和 16 mm。

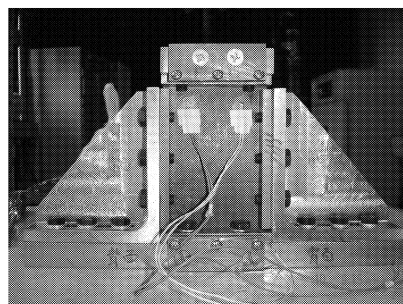
损伤检测包括凹坑深度测量和内部分层面积测量。凹坑深度采用测量精度为 0.01 mm 的游标卡尺, 为消除表面不平带来的影响, 在冲击部位表面放置一中间有孔, 精确加工过的十字钢架, 通常给出的凹坑深度值是冲击(或静压)后立即测量得到的; 内部分层面积的测量采用自行研制 ISC-II 型便携式 C 扫描装置, 部分试样采用渗透剂增强的 X 射线图像法。



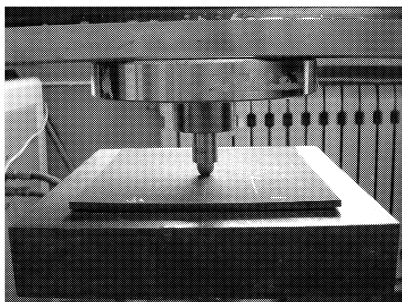
(a) Drop-weight test device



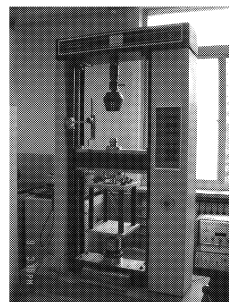
(b) Impact support fixture



(c) Compressive strength support fixture



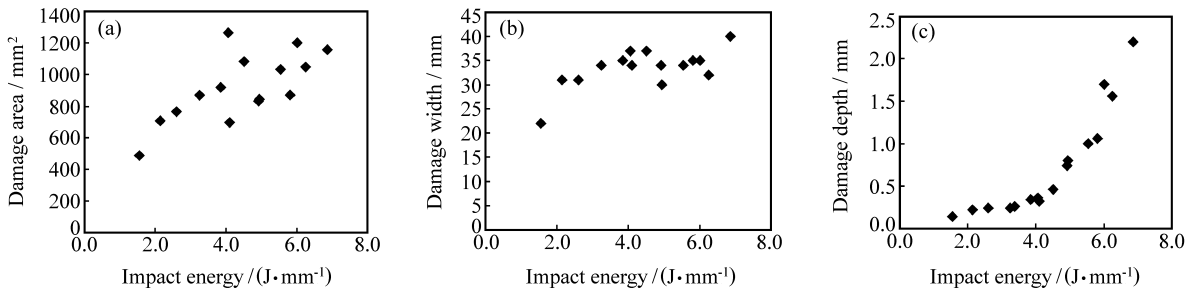
(d) Test support fixture specified in ASTM D6264



(e) Test support fixture specified in ASTM D 7136

图2 试验装置

Fig. 2 Test devices

图3 碳纤维/环氧树脂层压板(150 mm×100 mm, [45/0/-45/90]_{4S}, 冲头直径 16 mm)的抗冲击行为Fig. 3 Behavior of carbon/epoxy laminates to withstand impact (150 mm×100 mm, [45/0/-45/90]_{4S}, impactor $D=16$ mm)

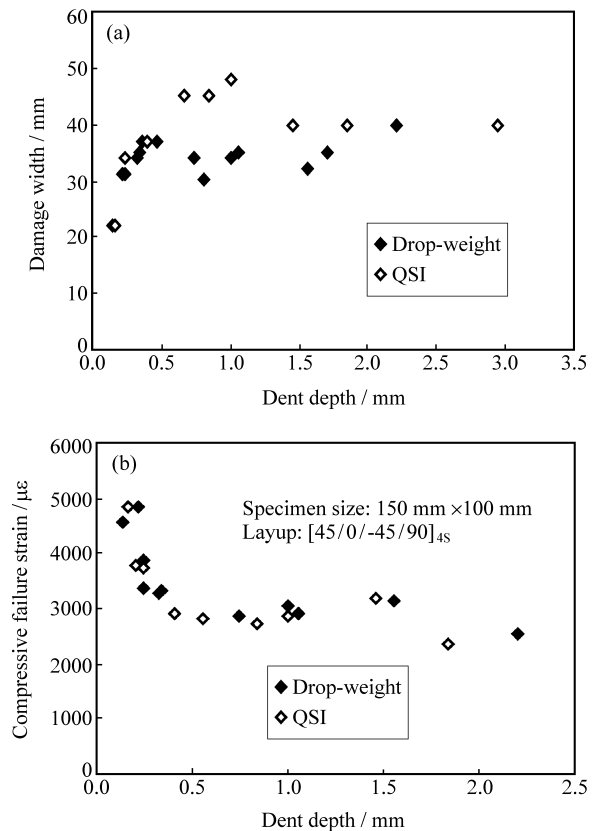
2 复合材料抗冲击性能的拐点现象

2.1 冲击损伤阻抗性能

损伤阻抗的定义^[13]为:在结构和结构材料中,与某一事件或一系列事件相关的力、能量或其他参数和所产生损伤尺寸及类型之间关系的度量。复合材料层压板的冲击损伤阻抗性能对不同的冲击能量是不同的,因此其完整的描述应是不同冲击能量与损伤尺寸的关系。实际上,对损伤尺寸的度量通常有3种方法,即损伤面积、损伤宽度和冲击凹坑深度。图3为分别用损伤面积、损伤宽度和凹坑深度表示的碳/环氧树脂复合材料层压板损伤阻抗性能的变化关系。从图3(c)中可以看出凹坑深度与冲击能量呈现出较好的一一对应关系,并在冲击能量约3.5 J/mm(凹坑深度约0.4 mm)时呈现出明显的拐点现象。从图3中还可以看出,在达到拐点以后用C扫描方法测量得到的损伤面积与损伤宽度相比,其分散性要大得多。图3给出的只是一种复合材料体系的典型试验结果,本项研究的大量试验数据表明所有复合材料体系所有铺层的层压板均呈现相同的特性,更多的试验数据见文献[5-7]。

2.2 对集中准静态压痕力的损伤阻抗性能

20世纪90年代初一些研究人员^[15-18]开始研究用集中准静态压痕力(QSI)来替代低速落锤冲击的可能性,研究证实了它们在目前所使用的低速冲击速度的范围内,两种方法产生的损伤和含损伤的压缩剩余强度是一致的。文献[5-7]中给出的试验数据也表明,只要产生相同的凹坑深度,其损伤面积(包括损伤宽度)和含损伤的压缩剩余强度是一致的,如图4所示。因此,本项研究还采用集中准静态压痕力的方法研究了复合材料层压板的损伤阻抗性能随压痕力的变化关系。图5给出了用两种不同损伤引入方法得到的损伤阻抗行为,可以看出,用

图4 两种损伤引入方法得到的碳纤维/环氧树脂层压板的抗冲击行为
Fig. 4 Behavior of carbon/epoxy laminates to withstand impact by using two different damage-introducing methods

两种方法得到的典型复合材料损伤阻抗行为都有明显的拐点。图6所示为典型的集中准静态压痕接触力-压头位移曲线,图中给出的附图是用同样的试样在达到同样接触力时卸载后得到的超声C扫描图像。它们也反映了落锤冲击方法在不同冲击能量时的损伤状态和损伤扩展过程:当接触力小于曲线上的第一个拐点(冲击能量小于某一门槛值)时,层压板内部无损伤;当达到第一个拐点(相当于某一冲击能量门槛值)时,层压板内部出现一定范围的

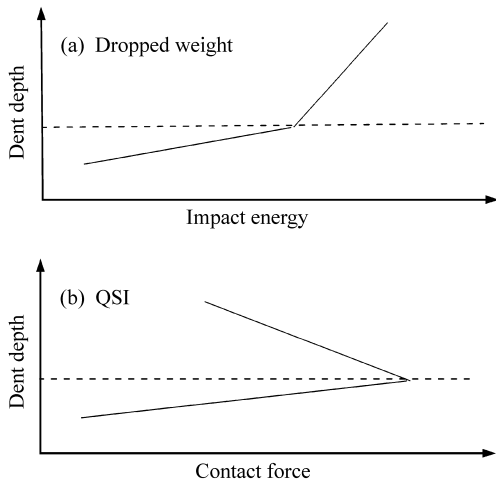


图5 用不同损伤引入方法得到的损伤阻抗行为
Fig. 5 Damage resistance behavior by different damage introduction methods

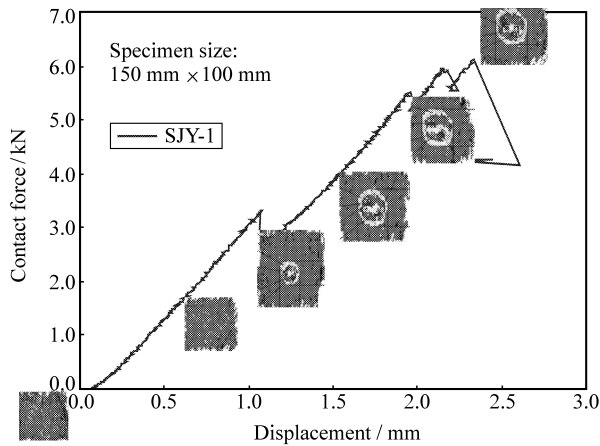


图6 复合材料层压板典型的位移-接触力曲线及相应的内部损伤状态

Fig. 6 Typical displacement - contact force curve of composite laminates and the corresponding inner damage state

分层损伤,但表面只有很小的凹坑,目视基本上观察不到;接触力(冲击能量)继续增加,凹坑深度不断增加,但深度较小,目视仍基本不可见,而损伤面积和宽度则不断增加;当接触力达到最大值时,表面出现纤维断裂,凹坑深度急剧增加,使压头位移迅速增加,而接触力则急剧下降,内部损伤面积和宽度基本上不再增加。同样当用落锤冲击方法得到的损伤阻抗行为出现拐点后,内部损伤面积和宽度也基本上不再增加。

2.3 冲击损伤容限性能^[5-7]

损伤容限的定义^[13]为:(1)在结构和结构材料中,损伤尺寸和类型与(对特定的载荷条件,结构

或结构材料能够工作的)性能参数(如强度或刚度)水平关系之间的度量;(2)在结构体系中,存在特定或规定损伤水平时,这样的体系在指定的性能参数(如幅值、时间长度和载荷类型)下运行而不破坏的能力。因此复合材料层压板的冲击损伤容限与损伤参数(同时也与冲击能量)有关,可以用损伤参数(这里采用凹坑深度)与压缩破坏应变的关系来描述。大量的试验数据已经表明,虽然在开始阶段,随冲击能量(或凹坑深度)增加,压缩破坏应力(或应变)急剧下降,但当冲击能量(或凹坑深度)达到某一阈值后压缩破坏应力(或应变)基本上不再降低(见图7),因此压缩破坏阈值曲线同样存在有拐点,这些复合材料体系的拐点都出现在大约0.5 mm处,但出现拐点后其压缩破坏应变基本上保持不变。

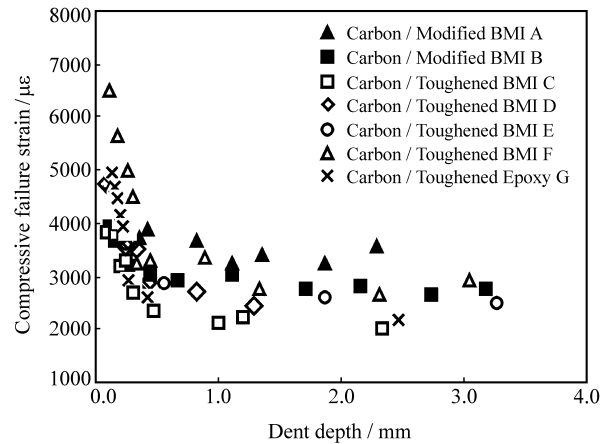


图7 7种复合材料体系的冲击后压缩破坏曲线^[6]

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

2.4 抗冲击行为的拐点现象

进一步研究后发现冲击损伤阻抗和冲击损伤容限的曲线拐点均对应于相同的冲击能量(从而同样的凹坑深度)。图8所示为9种复合材料体系以凹坑深度作为横坐标的冲击损伤阻抗和损伤容限曲线,其中CZ8431/TR-A36和T88H/3900-2B的数据取自文献^[19],所有的数据都证实了这一结论,因此可以充分利用复合材料层压板抗冲击行为的这一特点来得到表征它们的方法。

2.5 拐点的物理意义^[20-22]

为了探索上述拐点现象的物理意义,作者采用热揭层技术研究了拐点附近含损伤层压板的破坏机制。所用试样为T300/Epoxy A(编号A)和

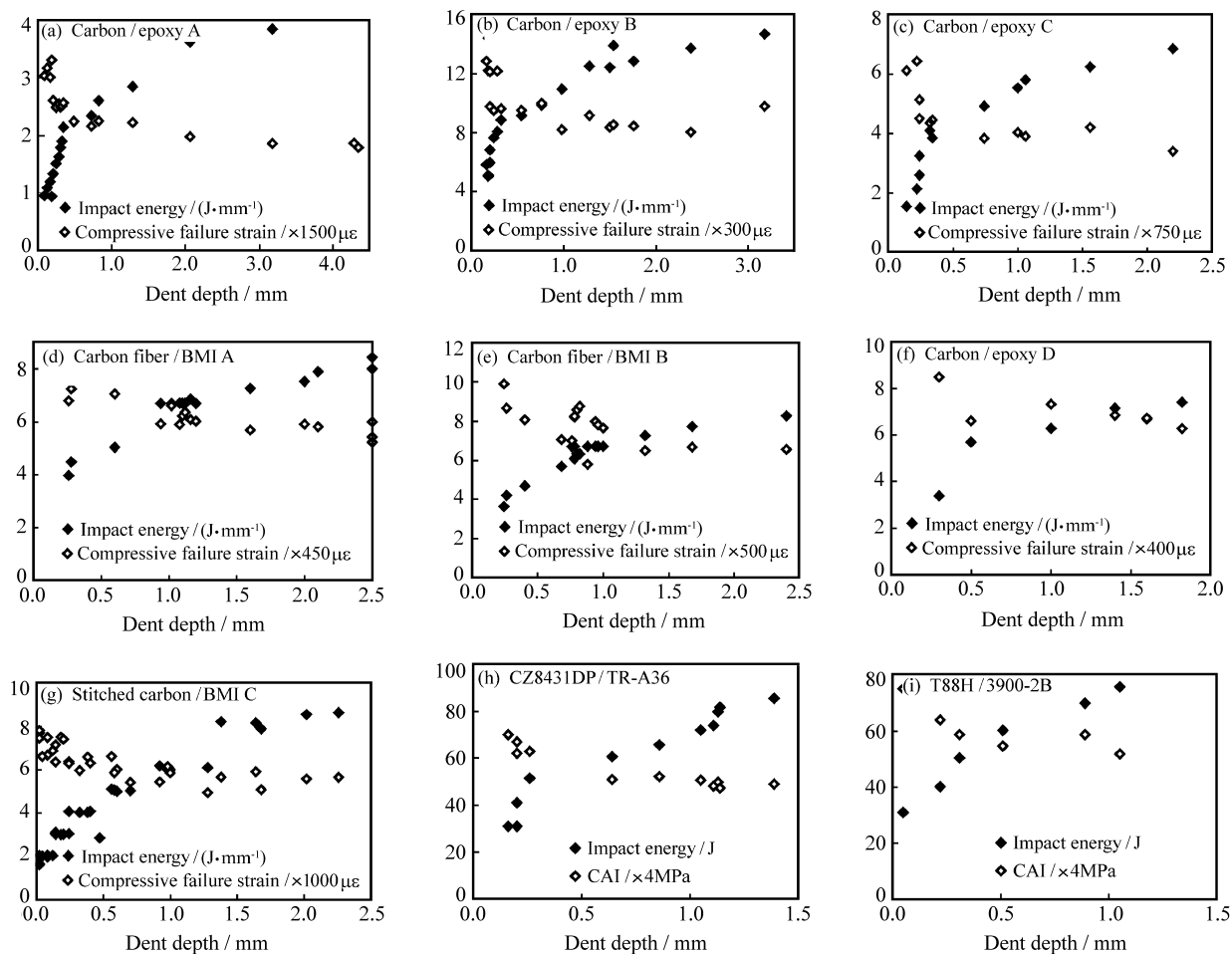


图 8 9 种复合材料体系的抗冲击行为

Fig. 8 Behaviors of 9 types of composite systems to withstand impact

T700S/Epoxy B(编号 B), 铺层为典型的准各向同性铺层 $[45/0/-45/90]_{4s}$, 其试验参数见表 1。引入损伤时采用含方孔(125 mm×75 mm)四边固支的夹具夹持, 半球形钢冲头(或压头)的直径为 12.7 mm。为了研究在拐点附近层压板内破坏机制的变化, 试件所用的冲击能量(或接触力)与产生的凹坑深度分别对应冲击能量(或接触力)-凹坑深度曲线所示拐点的两侧。图 9 和图 10 所示分别是采用落锤冲击和静压痕方法得到的不同冲击能量(或接触力)下层压板前 3 层中损伤形貌的分布图, 其中边框尺寸为 65 mm×45 mm, 编号顺序按冲击(或压痕)面从上到下排列。对揭层得到的内部损伤形貌的观察可以发现下列现象:(1)在拐点以前冲击和静压痕引起的损伤基本上只有基体裂纹和分层两种机制, 前表面通常都完好无损; 而出现拐点以后, 前表面冲击点部位开始出现纤维断裂, 此时前表面也只有很少的基体裂纹和分层。拐点的标志是

前表面冲击点部位产生纤维断裂。(2)超过拐点后, 初步的观察发现, 随凹坑深度增加, 纤维断裂由前后表面层附近逐步向中面层扩展, 直至所有各层。(3)只要凹坑深度相同, 损伤引入方式(即落锤冲击或 QSI)对损伤分布和损伤机制的影响可以忽略。

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。在出现拐点, 也即表面层产生纤维断裂以后, 复合材料层压板基本失去了继续抵抗冲击的能力, 其后新增的损伤主要是由前后表面层开始向中间层扩展的纤维断裂, 内部分层面积只有少量的增加。由于引起复合材料层压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。

表 1 用于热揭层试样损伤引入时的试验参数

Table 1 Damage introduction parameters of the specimens used for thermal depey test

Damage introduction method	Drop-weight				QSI				
	Specimen No.	A3-1	A3-2	B4-1	B4-2	A3-3	A3-4	B4-3	B4-4
(Energy/contact force)/(J • kN ⁻¹)	8.0	12.30	30.30	41.70	3.60	3.89	8	11.53	
Dent depth/mm	0.24	1.38	0.26	0.94	0.26	0.40	0.34	0.54	

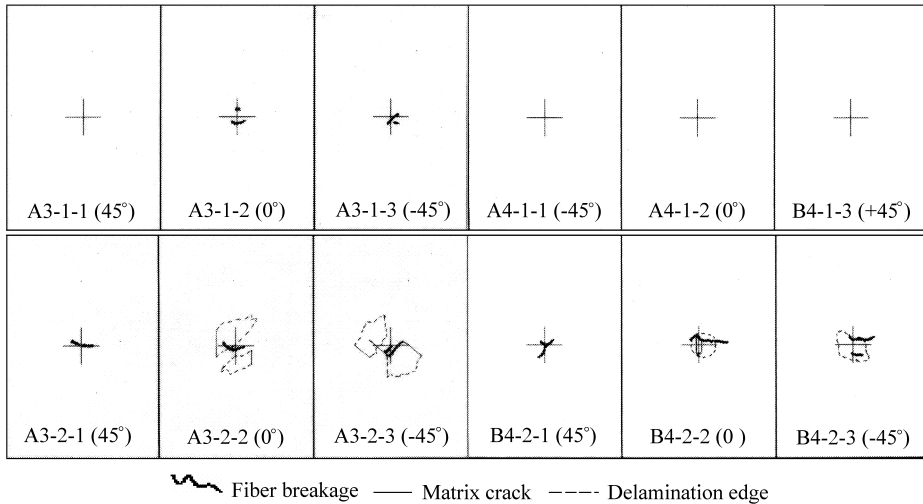


图 9 落锤冲击试样的内部损伤状态分布

Fig. 9 Damage mechanisms of damaged composite laminates by drop-weight method

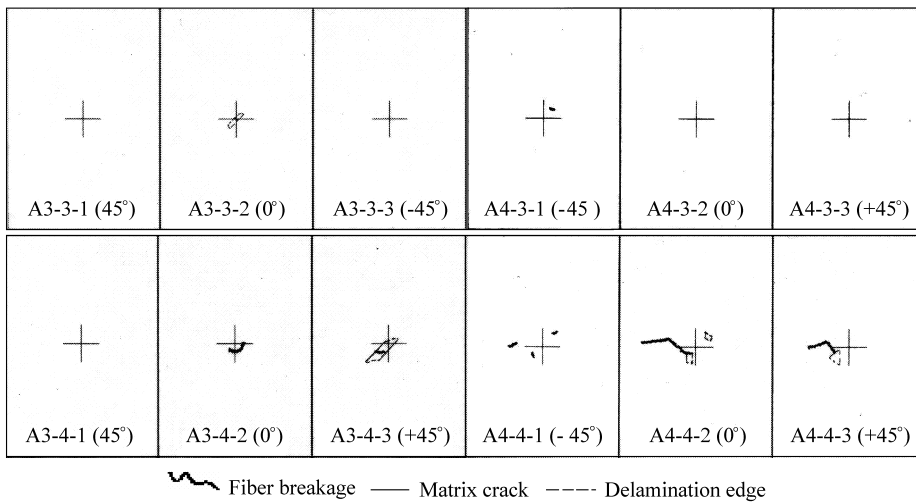


图 10 静压痕试样的内部损伤状态分布

Fig. 10 Damage mechanisms of damaged composite laminates by QSI method

3 复合材料层压板抗冲击行为的表征方法

3.1 复合材料结构损伤阻抗和损伤容限要求^[23-26]

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，主要原因就是复合材料的抗冲击行为与金属的巨大差别。与金属结构不同，复合材料结构

的耐久性主要关心薄蒙皮和薄面板夹层结构在受到使用中经常遇到的低能量冲击后，不会产生表面目视可见的损伤(一般表现为表面纤维断裂)，从而不会出现水分侵入内部结构的威胁，这就是损伤阻抗要求。复合材料结构的损伤容限主要关心的是中等厚度的蒙皮在受到使用中可能遇到的冲击威胁(通常采用飞机规定其能量上限为 136 J,民用飞机可能

规定为其他的能量上限)后, 受损结构仍能承受规定的使用载荷。由于复合材料冲击损伤的特点是当内部存在大范围分层时, 前表面可能没有任何异常, 而在日常的巡检过程中漏检, 为了保证结构安全, 所有的飞机设计规范中都采用目视勉强可见冲击损伤(BVID)作为结构中有可能被检测出的初始缺陷/损伤尺寸, 并用表面凹坑深度(例如 $2.5 \text{ mm}^{[24]}$)来定量描述。研究和经验^[26-28]表明, 蒙皮结构的压缩设计许用值主要取决于含冲击损伤层压试样的试验结果。针对这些设计要求, 复合材料体系应有相应的表征抗冲击行为的指标和方法。

3.2 对传统 CAI 方法的评价

目前国内外对复合材料体系损伤容限性能的评价基本上都是用按文献[8]或文献[12]标准试验方法得到的 CAI(冲击后压缩强度)值来表征的, 大量的试验数据表明, 标准中规定的冲击能量 6.7 J/mm 得到的 CAI 值有可能位于压缩破坏曲线的急速下降区, 因此用该冲击能量对应的压缩强度值(CAI)与用冲击后压缩破坏门槛值(CAIT)来评价材料的损伤容限性能可能会得到完全不同的结论, 如图 11 所示, 其中图 11(a)表明 CAI 和 CAIT 得到不同的结论, 而图 11(b)则表明有着相同的趋势。表 2 列出了 4 种材料体系的 CAI 和 CAIT 值, 可以看出按 CAI 值进行比较, T700S/Epoxy B 优于 T300/Epoxy A, 但按 CAIT 比较, 则得到相反的结论。根据结构的损伤容限要求, 用 CAIT 来评价复合材料体系的损伤容限性能是更合理的。此外 CAIT 值可以比较直观地看出, 用 CCF-1/BMI B 制造结构的压缩设计许用值有可能比 CCF-1/BMI A 制造的结构高近 30%, 当然, 这一结论还应通过典型结构件, 甚至组合件的试验来证实。CAIT 值的差别主要源于达到门槛值后的内部损伤宽度(面积)的差别。

表 2 几种材料体系的损伤容限性能

Table 2 Damage properties for 4 composite systems

Composite system	CAI/MPa	CAIT	
		Strength/MPa	Failure stain/ μe
T300/Epoxy A	136	136	2910
T700S/Epoxy B	167	127	2593
CCF-1/BMI A	149	142	2730
CCF-1/BMI B	194	177	3419

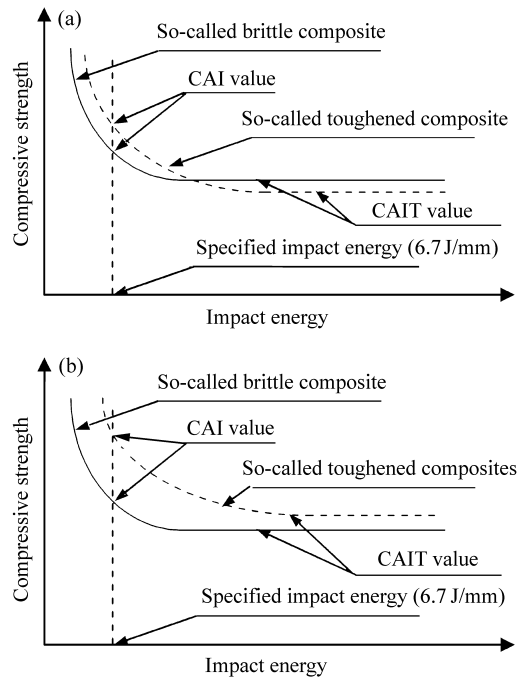


图 11 CAI 和 CAIT 值的比较

Fig. 11 Comparison of CAI and CAIT values

3.3 影响损伤容限和损伤阻抗的因素

复合材料体系的损伤阻抗和损伤容限行为不仅与树脂性能有关, 同样也与纤维性能及树脂与纤维的界面性能有关。复合材料体系的层间断裂韧性决定了接触力位移曲线从出现第一个拐点和最大接触力之间分层面积的增量, 对应于同一接触力, 具有高层间断裂韧性的韧性树脂基复合材料的分层面积增量要小一些, 这就是 CCF-1/BMI B 的 CAI 和 CAIT 均高于 CCF-1/BMI A 的原因。研究表明, 最大接触力对应于表面层冲击部位的纤维断裂, 因此与纤维性能(包括拉伸强度和弹性模量)和纤维与树脂的界面特性密切相关, 而最大接触力对应的分层面积决定了冲击后压缩破坏曲线的门槛值 CAIT。提高最大接触力可以提高损伤阻抗, 但增加了分层面积扩展的机会, 使最大分层面积增大, 从而降低 CAIT。表 2 中 T300/Epoxy B 与 T700S/Epoxy A 的 CAI 与 CAIT 的不同就来源于 T700S 的断裂伸长率高于 T300, CAI 的试验方法决定了其冲击能量有可能小于出现拐点所需的值, 而 CAIT 对应的冲击能量则一定对应于出现拐点以后的情况。

初步的实验研究表明, 对所谓的脆性和韧性树脂基复合材料接触力-位移曲线的第一个拐点(即开

始出现内部分层)时的接触力差别不大,因此用该拐点对应的接触力来评定复合材料体系的损伤阻抗有待进一步研究。

3.4 对复合材料抗冲击行为表征方法的建议^[5, 29-31]

(1) 针对复合材料结构的损伤阻抗和损伤容限设计要求,对复合材料抗冲击行为应包括损伤阻抗和损伤容限两个方面,并应采用抗冲击行为拐点附近的性能来表征。

(2) 考虑到复合材料结构损伤阻抗的要求主要是保证不会在经常遇到的能量冲击下出现表面目视可见凹坑,从而产生水分侵入内部结构的通道,因此可以用冲击能量-凹坑深度曲线出现拐点时的冲击能量来表征。研究已经表明,可以用简便易行的准静态压痕力(QSI)的方法来模拟落锤冲击方法,因此建议用QSI方法得到的最大压痕力来表征复合材料体系的损伤阻抗行为。

(3) 复合材料结构损伤容限设计要求是当结构存在目视勉强可见冲击损伤时仍能承受规定的使用载荷。一般来说,目视勉强可见冲击损伤通常意味着大于1.0 mm(冲击后立即测量)的凹坑深度,研究表明,此时对应于压缩破坏曲线的门槛值,因此建议用凹坑深度不小于1.0 mm时的压缩破坏应变(或强度)来表征复合材料体系的损伤容限,进一步研究后建议采用QSI方法引入损伤。

(4) 结构用的层压板可以任意变化,作为对复合材料体系抗冲击行为的表征,建议采用有代表性的准各向同性铺层 $[45/0/-45/90]_{nS}$ 。

(5) 复合材料抗冲击行为的表征方法与冲击头(或压头)直径有关。由于损伤阻抗性能不是设计用性能,而是用于进行比较,建议采用直径为12.5 mm的压头;虽然损伤容限性能也不能直接用于设计,但对设计有一定的参考价值,因此建议使用直径16 mm的冲击头。

(6) 为与国际接轨,试验方法应参照有关的ASTM标准^[9-11]进行。

4 结论

复合材料层压板的抗冲击行为呈现有明显的拐点现象,其损伤阻抗和损伤容限性能的拐点对应于同样的冲击事件(即冲击能量或凹坑深度),拐点现象的本质是其损伤机制发生了突变(由单纯的基体裂纹和分层到出现表面纤维断裂),从而可以利用拐点附近的性能作为表征复合材料抗冲击行为的

指标。

复合材料体系的损伤阻抗和损伤容限行为不仅取决于树脂性能,也和纤维及其与树脂的界面性能密切相关。

致谢: 本项研究的实验工作是由中国飞机强度研究所102组孙坚石、刘俊石、沈薇、刘峰、王俭、萧娟、张立鹏等人完成的,超声C扫描检测是由宁宁、詹绍正、何潇完成的,在此表示感谢。

参考文献:

- [1] Dost E F, Avery W B, Finn, L B, Ilcewicz L B, Scholz D B, Wishart R E. Impact damage resistance of composite fuselage structure, Part 3 [C] // Proceedings of the Fourth ACT Conference. 1993.
- [2] 美国国家研究委员会. New materials for next-generation commercial transport [M]. Washington, DC: National Academy Press. 1996.
- [3] Poe C C Jr. Mechanics methodology for textile preform composite materials [C] // Proceedings of the 28th International Technical Conference. SAMPE, 1996: 324-338.
- [4] 沈真,陈普会,杨胜春,等. 复合材料结构设计许用值和韧性树脂评定技术[C]//航空复合材料预研二十年回顾与展望研讨会文集. 北京: 2001.
- [5] 沈真. 韧性树脂基复合材料力学性能评定试验方法标准研究, 623GF2006-01[R]//中国国防科学技术报告. 2006.
- [6] 沈真,刘峰. 韧性复合材料评定技术的试验研究, 623S-200101-72[R]//中国飞机强度研究所科技档案. 2001.
- [7] 沈真,刘俊石. 两种不同韧性复合材料体系抗冲击和损伤性能的试验研究, 623S-200201-119[R]//中国飞机强度研究所科技档案. 2002.
- [8] SACMA 2R-94. SACMA recommended test method for compression after impact of oriented fiber-resin composites [S]. 1994.
- [9] ASTM D 7136-07. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event[S]. 2007.
- [10] ASTM D 6264-98(04). Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber reinforced polymer matrix composite to a concentrated quasi-static indentation force[S]. 2004.
- [11] ASTM D 7137-07. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates[S]. 2007.
- [12] ACEE Composites Project Office. Aircraft industry standard specification for graphite fiber toughened thermoset resin composite material, NASA RP 1142[R]. 1985.
- [13] ASTM D 3878-04a. Standard terminology for composite materials[S]. 2007.

- [14] Chen Puhui, Shen Zhen, Wang Junyang. A new method for compression after impact strength prediction of composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2001, 35(21): 589-610.
- [15] Lee S M, Zahuta P. Instrumented impact and static indentation of composites[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25: 204-222.
- [16] Poe C C Jr. Demonstrating damage tolerance of composite airframes, N94-29623 [R]. 1994.
- [17] Lagace P A, Ryan K F, Graves M J. Effect of damage on the impact response of composite laminates, AIAA-91-1079-CP [R]. 1991.
- [18] 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 TM - 104189). 1992: 981-998.
- [19] Toshio Abe, Kengo Hayashi, Fumihito Takeda, et al. A VARTM for Primary Aircraft Structures[C]// Proceedings of the 26th International SAMPE European Conference. Paris: SAMPE, 2005: 379-384.
- [20] 沈 真, 陈普会, 杨胜春. 复合材料抗冲击能力评价体系的初步研究[J]. 材料工程, 2006(5): 68-72.
Shen Zhen, Chen Puhui, Yang Shengchun. Preliminary study on evaluation system of capability of composites to withstand impact[J]. Material Engineering, 2006(5): 68-72.
- [21] 沈 真, 杨胜春. 复合材料抗冲击性能的拐点现象及其物理意义初探[C]//第14届全国复合材料学术交流论文集. 北京: 中国宇航出版社, 2006: 1196-1200.
- [22] Chen Puhui, Shen Zhen, Xiong Junjie, et al. Failure mechanisms of laminated composites subjected to static indentation[J]. Journal of Composite Structures, 2006, 75 (1/4): 486-495.
- [23] 沈 真, 柴亚南, 章怡宁, 黎观生. 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.
- [24] 美国国防部. JSSG - 2006. Joint Service Specification Gui-de—Aircraft Structures[S]. 1998.
- [25] 美国联邦航空管理局. AC 20-107A. 复合材料结构[S]. 1984.
- [26] GJB 67.12A-2008. 中华人民共和国国家军用标准, 军用飞机结构强度规范: 复合材料结构(报批稿)[S]. 2007.
- [27] 沈 真. 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.
- [28] 沈 真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [29] 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.
- [30] 沈 真, 张子龙, 王 进, 等. 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.
Shen Zhen, Zhang Zilong, Wang Jin, et al. Characterization of damage resistance and damage tolerance behaviour of composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2004, 21(5): 140-145.
- [31] 沈 真, 杨胜春. 复合材料抗冲击性能表征方法的实验研究 [M]//伍小平. 固体力学的进展及其应用. 合肥: 中国科技大学出版社, 2005.

(责任编辑: 孙丽娟)