复合材料学报 Acta Materiae Compositae Sinica
第31卷 第6期 12月 2014年
Vol. 31 No. 6 December 2014

文章编号：1000-3851(2014)06-1626-09

低速冲击下复合材料层板压缩许用值

杨 旭*[1]，何 为[2]，韩 涛[1]，王 进[1]

（1. 沈阳飞机设计研究所，沈阳 110035；2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191）

摘 要： 为评估航空结构中常用的T300级和T800级2种碳纤维/环氧树脂复合材料层压板的冲击后压缩许用值，对2种材料体系下具有不同厚度及铺层的层板进行了低速冲击和冲击后压缩试验；讨论了冲击能量、凹坑深度、损伤面积及冲击后剩余压缩强度等之间的关系，以及厚度、铺层、表面防护等因素对其造成的影响；重点关注了2种材料体系下各组层板的目视勉强可见冲击损伤(BVID)形成条件以及含BVID层板的剩余强度。结果表明：厚度及铺层对层板的凹坑深度-冲击能量关系影响较大，而对冲击后压缩强度-凹坑深度及冲击后压缩破坏应变-凹坑深度关系影响较小，且在相同铺层比例下，BVID对应的冲击能量随厚度近似呈线性增长。X850层板的损伤阻抗性能明显优于CCF300/5228层板的，但二者损伤容限性能相当。加铜网、涂漆等表面处理显著提高了层板的损伤阻抗，但对损伤容限性能影响不大；在损伤不超过BVID时，所有CCF300/5228试件的压缩破坏应变均大于4 000 $\mu\varepsilon$，而X850材料体系下压缩破坏应变均在3 000 $\mu\varepsilon$之上。

关键词： 压缩许用值；低速冲击；冲击后压缩；目视勉强可见冲击损伤；凹坑深度；表面防护

中图分类号： TB332；V214.8 **文献标志码：** A

Compressive allowables of composite laminates subjected to low-velocity impact

YANG Xu*[1], HE Wei[2], HAN Tao[1], WANG Jin[1]

(1. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China;
2. School of Aeronautical Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to evaluate the compressive allowables of composite laminates made from two types of carbon fiber/epoxy composite laminates with the fiber of T300 and T800, which are commonly used in aeronautical structures, low-velocity impact and compressive after impact tests were carried out for composite laminates made from the two composite systems with different thicknesses and stacking sequences. The relationships between impact energy, dent depth, damage area and residual compression strength etc were discussed, and the effects of thickness, stacking sequence, surface protection etc were also investigated. The condition for the barely visible impact damage (BVID) formation and the residual strengths of the composite laminates containing BVID were specially concerned. The results show that the laminate thickness and stacking sequence can affect the dent depth - impact energy relationship greatly, while their influences on the compressive strength after impact - dent depth and compressive failure after impact strain - dent depth relationships are much smaller. In the condition of the same layup proportion, impact energy for the BVID formation increases linearly with the laminate thickness. The performances of laminates with different materials vary that the X850 laminates have a better impact damage resistance than the CCF300/5228 laminates, but their damage tolerance performances are similar. Surface treatment such as adding the bronze and painting, can enhance the impact damage resistance of the laminates greatly, while it has little influence on the damage tolerance performances. The compressive failure strain of all the CCF300/5228 samples are more than 4 000 $\mu\varepsilon$, while they are more than 3 000 $\mu\varepsilon$ for X850 samples, when the damage is not more than BVID.

收稿日期： 2013-10-25；**录用日期：** 2013-11-22；**网络出版时间：** 2013-12-20 05:34
网络出版地址： www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20131220.0534.007.html
通讯作者： 杨 旭，研究员，研究方向为复合材料结构设计、飞行器结构强度。 E-mail：yangxu_601@163.com

引用格式： *杨 旭，何 为，韩 涛，等. 低速冲击下复合材料层板压缩许用值[J]. 复合材料学报，2014，31(6)：1626-1634. Yang Xu, He Wei, Han Tao, et al. Compressive allowables of composite laminates subjected to low-velocity impact [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(6): 1626-1634.*

Keywords：compressive allowables；low-velocity impact；compression after impact；barely visible impact damage；dent depth；surface protection

由于复合材料自身的特点，传统的复合材料层合结构在厚度方向上的抗冲击能力较弱，在较小的冲击能量下，也容易造成内部基体开裂和分层损伤，表面却几乎看不出损伤产生。这些内部损伤将使结构性能，特别是压缩强度明显下降，对结构的承载能力与使用安全构成潜在威胁。由于冲击损伤在复合材料制造和使用过程中几乎不可避免，因此，低速冲击损伤下的复合材料结构压缩许用值备受关注。

合理的设计值是飞机复合材料结构安全性的重要保证，而许用值是确定设计值的基础。许用值的定义为：在概率基础上，由层压板或单层级的试验数据确定的材料值[1-2]。美国联邦航空管理局(FAA)在其发布的具有指导性作用咨询通报《复合材料飞机结构》中[3]，将低速冲击损伤问题作为复合材料飞机结构损伤容限的主要内容。目视勉强可见冲击损伤(Barely Visible Impact Damage，BVID)是复合材料结构损伤容限评定中的重要内容，通常要求结构在含 BVID 的情况下能够承受极限载荷。由于压缩强度对冲击损伤比较敏感，因此通常利用冲击后压缩(Compression After Impact，CAI)强度来对复合材料结构的损伤容限性能进行评定，并在设计中以此为基准参考，取一个相对保守的许用应变作为其压缩许用值。针对复合材料层板低速冲击下的压缩许用值问题，国内外学者从损伤阻抗和损伤容限等角度通过试验[4-7]及数值模拟[8-13]等手段进行了大量研究，但目前还需要进一步的工作以对复合材料冲击后的压缩许用值形成整体和全面的认识。

以碳纤维为标志，航空复合材料主要经历了两代的发展历程，其中 T300 和 T800 分别是两代复合材料中所采用碳纤维的代表。为全面评估航空结构中常用的 T300 级和 T800 级 2 种碳纤维/环氧树脂复合材料的层压板级冲击后压缩许用值，本文对 2 种材料体系下具有不同厚度及铺层的层板进行了低速冲击和冲击后压缩的系列试验，讨论了冲击能量、凹坑深度、损伤面积及 CAI 强度等之间的关系，以及厚度、铺层等因素对其造成的影响，重点关注了 2 种材料体系下的各组层板的 BVID 形成条件以及含 BVID 层板的剩余强度。另外，通过对涂漆、加金属网等含表面处理状态试件的试验结果分析，探讨了表面处理状态对层板损伤阻抗与容限性能的影响程度。

1　试验材料及方法

1.1　材料及试件

试验选用 T300 级和 T800 级 2 种碳纤维/环氧树脂复合材料 CCF300/5228 和 CYCOM X850(以下简称 X850)，2 种材料对应的单层厚度分别为 0.125 mm和 0.19 mm，试验件尺寸为 150 mm×100 mm，CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系试验件的铺层及厚度如表 1 所示，铺层比例栏中数据分别为0°、±45°和90°铺层所占的百分比。选取表1

表 1　CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系试验件的铺层及厚度

Table 1　Stacking sequences and thicknesses of specimens with two material systems CCF300/5228 and X850

Material	Group	Thickness/mm	Number of plies	Stacking sequence	Layup proportion
CCF300/5228	C_1	3	24	$[45/0/-45/90/-45/0/45/90/45/90/-45/0]_s$	25/50/25
	C_2	4	32	$[45/0/-45/90/-45/90/45/0]_{2s}$	25/50/25
	C_3	5	40	$[(45/0/-45/90/-45/0/45/90)_s/-45/90/45/0]_s$	25/50/25
	C_4	6	48	$[45/0/-45/90/-45/0/45/90/45/90/-45/0]_{2s}$	25/50/25
	C_5	7	56	$[(45/0/-45/90/-45/0/45/90/-45/0/45/90)_s/45/90/-45/0]_s$	25/50/25
	C_6	5	40	$[45/0/-45/90/0/-45/0_2/45/0]_{2s}$	50/40/10
	C_7	4.375	35	$[45/0/-45/90/45/0_2/-45/90_2/45/0_2/-45/90/0/-45/\overline{90}]_s$	34.3/40.0/25.7
X850	X_1	3.04	16	$[45/0/-45/90]_{2s}$	25/50/25
	X_2	4.56	24	$[45/0/-45/90/-45/0/45/90/45/0/-45/90]_s$	25/50/25
	X_3	6.08	32	$[45/0/-45/90/-45/0/45/90]_{2s}$	25/50/25
	X_4	7.60	40	$[45/0/-45/90/-45/0/45/90/45/0/-45/90/-45/0/45/90/45/90/-45/0]_s$	25/50/25
	X_5	3.80	20	$[45/0/-45/90/0/-45/0/90/45/0]_s$	40/40/20
	X_6	3.80	20	$[45/0/-45/90/0/-45/90/0/45/90]_s$	30/40/30

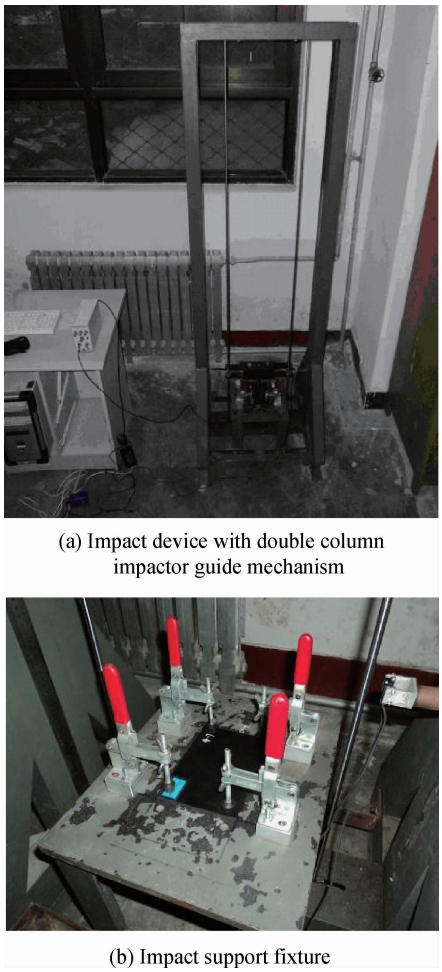
中所示的 C_2 组试件分别进行涂漆、涂漆＋金属网、玻璃布＋金属网＋涂漆处理，研究 3 种不同表面处理状态对层板性能的影响，3 类层板分别以 S_1、S_2、S_3 表示。

1.2　低速冲击试验

采用自由落锤式低速冲击试验装置对复合材料层合板进行低速冲击试验，低速冲击试验装置如图 1所示。按照试验标准 ASTM D7136/D7136M－07《测量纤维增强聚合物基复合材料对落锤冲击事件的损伤阻抗的标准试验方法》[14]进行低速冲击试验，试验中冲头直径为 16 mm。试件的凹坑深度是在冲击后立即测量得到的，凹坑深度采用安装在固定支架上的精度为 0.01 mm 的百分表进行测量。对冲击后的复合材料层板进行超声 C 扫检测，以观察层板内部损伤状况。

1.3　冲击后压缩试验

按照试验标准 ASTM D7137/D7137M－07《含损伤聚合物基复合材料板压缩剩余强度性能的标准试验方法》[15]对复合材料层板进行冲击后压缩试验，冲击后压缩试验夹具如图 2 所示。



(a) Impact device with double column impactor guide mechanism

(b) Impact support fixture

图 1　低速冲击试验装置

Fig. 1　Low-velocity impact test equipment

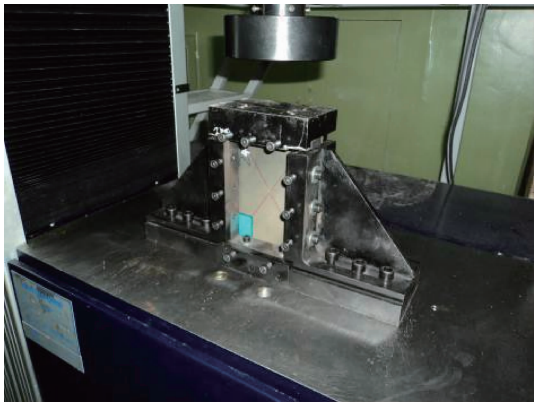


图 2　冲击后压缩试验夹具

Fig. 2　Support fixture for compression after impact test

为测量冲击后压缩试验件的破坏应变，同时监测试验件的整体屈曲情况以保证受载均匀，在试验件两面背对背地粘贴应变计，采用 YE2539 型静态应变仪对试验过程中的应变进行测量。

2　试验结果与分析

2.1　低速冲击试验结果

通过对低速冲击后试验数据进行整理和分析，可以得到各试验件冲击能量、凹坑深度、C 扫损伤面积等数据，并绘制各数据间的关系曲线。

图 3 为 CCF300/5228 与 X850 层板凹坑深度-冲击能量关系。试验结果表明，除缺少较大凹坑深度试验点并且厚度较大的 C_5、X_3 和 X_4 等几组层板外，2 种材料体系各组层板的凹坑深度-冲击能量关系均存在拐点[4, 5, 9]，拐点之前随冲击能量的增加，凹坑深度只有很小的增长，而在拐点之后，凹坑深度随冲击能量急剧增大，并且拐点对应的层板开始出现较多的纤维断裂。

厚度及铺层对凹坑深度-冲击能量关系的影响也可在图 3 中得到反映。由铺层比例相同的 C_1～C_5 组以及 X_1～X_4 组的试验结果可以看到，厚度对凹坑深度-冲击能量关系有显著的影响，厚度越大，形成同样凹坑所需的冲击能量越大。最大冲击能量取损伤容限评定中常用的截止能量 136 J，在此范围内，由图 3(b)可知，X850 材料体系下最厚的 X_4 组层板未达到拐点，其凹坑深度均小于0.5 mm。对 C_3 和 C_6 组以及 X_5 和 X_6 组的试验结果分别进行比较，可以看到相同厚度情况下铺层比例对凹坑深

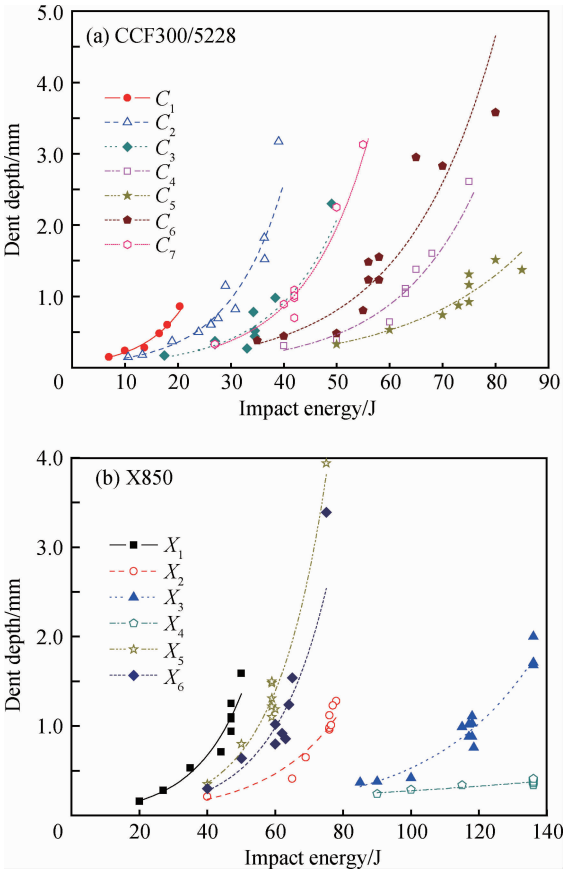


图 3　CCF300/5228 与 X850 层板凹坑深度-冲击能量关系

Fig. 3　Dent depth - impact energy relationships for CCF300/5228 and X850 laminates

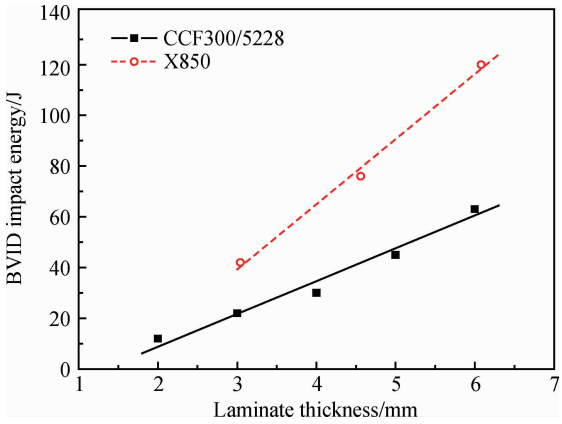


图 4　CCF300/5228 和 X850 层板目视勉强可见冲击损伤(BVID)冲击能量随层板厚度的变化(铺层比例 25/50/25)

Fig. 4　Variations of barely visible impact damage (BVID) impact energy versus laminate thickness for CCF300/5228 and X850 laminates (layup proportion of 25/50/25)

度-冲击能量关系的影响。在铺层比例相差不大的情况下，例如厚度同为 3.8 mm 的 X_5 和 X_6 组，其凹坑深度-冲击能量关系相差不大，铺层比例的影响很小，而对厚度同为 5 mm 的 C_3 和 C_6 组，其铺层比例相差较大，C_6 组的 0°铺层比例是 C_3 组的 2 倍，此时 2 组试件的凹坑深度-冲击能量关系差别较大，尤其是在凹坑达到拐点后，形成同样的凹坑深度，C_6 组试件所需的冲击能量大致为 C_3 组的 1.5倍。

所取的 BVID 对应的凹坑深度为 1.0 mm[16]。可以看到，对于 2 种复合材料体系，拐点对应的凹坑深度均在 0.3～0.6 mm 之间，因此，形成 BVID 对应的凹坑深度均超过了拐点。根据这里对 BVID 的要求，由图 3 的试验结果，可以定义 2 种材料体系下各组试件的 BVID 形成条件。厚度及铺层不同的各组试样，其形成 BVID 的冲击能量也各不相同。对于相同铺层比例25/50/25的层板，图4给出了 CCF300/5228 和 X850 层板 BVID 冲击能量随层板厚度的变化，可以看到，2 种材料体系的 BVID 冲击能量均随着厚度线性变化。

图 5 为 CCF300/5228 与 X850 层板 C 扫损伤面积-冲击能量关系。可以看出，各组层板的损伤面积均随着冲击能量的增大而增大，但其增大的速率在不断减缓，实际上在冲击能量达到一定程度时，损伤面积变化不大，会逐渐趋于一个定值[5]。总体而言，层板厚度越大，形成同样的损伤面积所需要的冲击能量更大。由图 5 可以看到，C 扫损伤面积随冲击能量的变化，试验数据分散性很大，这与文献[16]的结果一致，因此文献[16]建议将与冲击能量有较好对应关系、数据分散性较小且容易测量的凹坑深度作为冲击损伤表征的重要参数这一结论是合理的。

2.2　冲击后压缩试验结果

对冲击后压缩试验结果进行整理，可以建立冲击后压缩强度及破坏应变和冲击试验中的冲击能量、凹坑深度等参数之间的关系。工程实际中通常比较关注结构在各类损伤情况下的剩余强度，而2.1节中提到，凹坑深度通常被用来作为表征冲击损伤的参数。图 6 和图 7 分别为 CCF300/5228 与 X850 层板 CAI 强度-凹坑深度关系和 CAI 破坏应变-凹坑深度关系。可见，随着凹坑深度的增大，CAI 强度和破坏应变逐渐减小，其中在凹坑深度达到拐点之前，CAI 强度和破坏应变均有较大幅度的下降，而在拐点之后，尤其是在凹坑深度大于 BVID

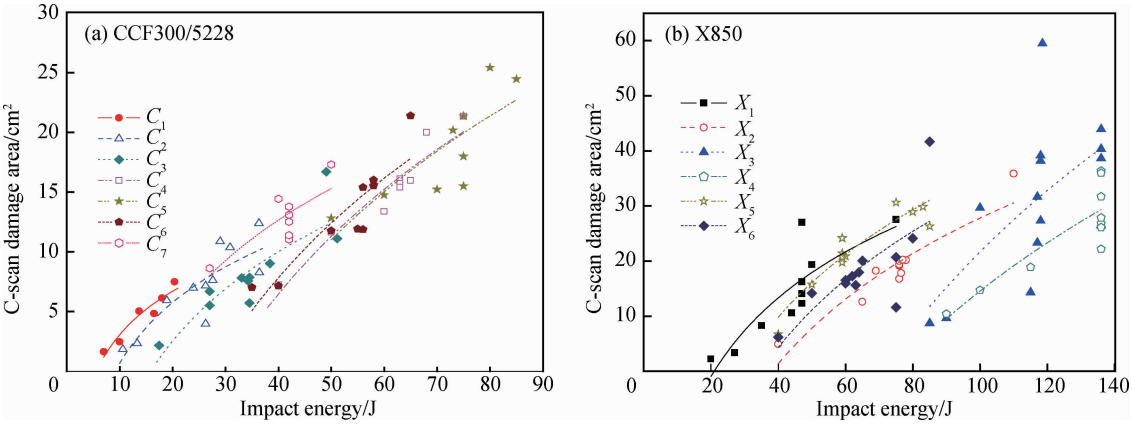


图 5　CCF300/5228 与 X850 层板 C 扫损伤面积-冲击能量关系

Fig. 5　C-scan damage area - impact energy relationships for CCF300/5228 and X850 laminates

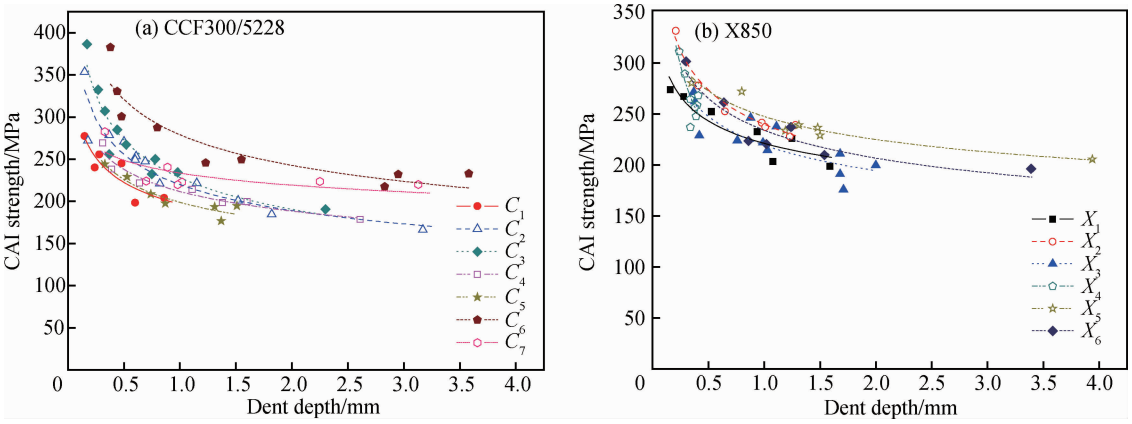


图 6　CCF300/5228 与 X850 层板冲击后压缩(CAI)强度-凹坑深度关系

Fig. 6　Compressive after impact (CAI) strength - dent depth relationships for CCF300/5228 and X850 laminates

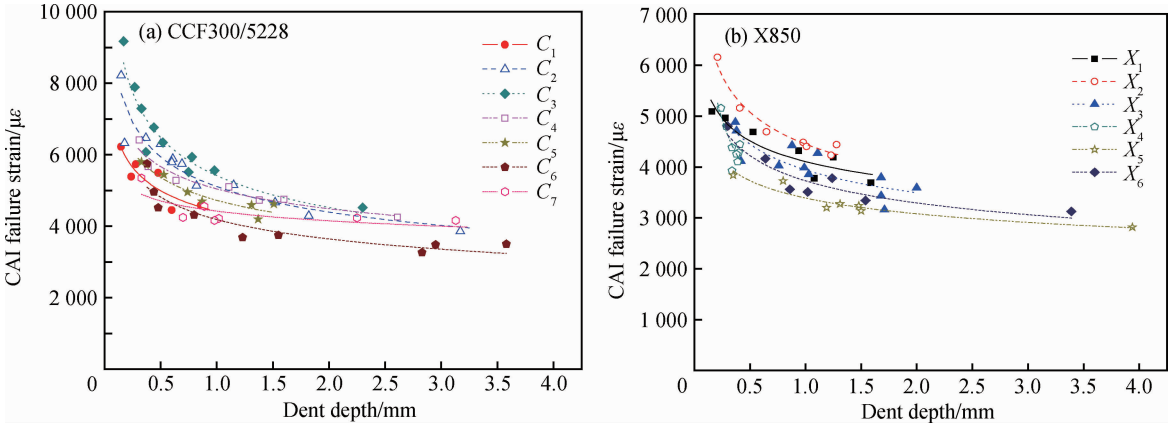


图 7　CCF300/5228 与 X850 层板 CAI 破坏应变-凹坑深度关系

Fig. 7　CAI failure strain - dent depth relationships for CCF300/5228 and X850 laminates

对应的 1.0 mm 之后，二者仅有很小幅度的下降，基本保持不变，这可能与出现拐点之后内部分层面积变化不大有关[5]。

比较 2 种材料体系下不同厚度、相同铺层比例试件(C_1～C_5 组，X_1～X_4 组)的试验结果可以看到，厚度对冲击后压缩强度及破坏应变与凹坑深度之间关系的影响不明显，尤其是对冲击后压缩强度-凹坑深度关系。铺层比例对冲击后压缩试验结

果的影响较为明显，这一点在 CCF300/5228 层板的试验结果中体现地更加明显，不过这可能与所给定的铺层比例之间的差异也有一定的关系，实际上图 6 和图 7 中的试验结果也说明了铺层比例之间不同的差异性对 CAI 试验结果不同程度的影响。对于含 BVID(1.0 mm 深凹坑)试件的剩余强度，各组试件的 CAI 强度均大于 200 MPa。而关于破坏应变，工程上常采用的压缩许用应变值为 4 000 $\mu\varepsilon$，在损伤不超过 BVID 时，所有 CCF300/5228 试件的 CAI 破坏应变均大于 4 000 $\mu\varepsilon$，X850 材料体系下有一半试件的 CAI 破坏应变大于该值，而其他各组 CAI 破坏应变均在 3 000 $\mu\varepsilon$ 之上。

2.3　2 种材料体系的对比

为比较 2 种复合材料体系层板的性能，从 2 种材料体系中选取了厚度与铺层均比较近似的层板以进行对比，表 2 为所选取的 CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系对比组层板。其中 C_1、X_1，C_7、X_2，C_4、X_3 分别代表了 2 种材料体系下薄板、中等厚度板以及较厚板这 3 种类型的层板。

图 8 为 CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系对比组层板凹坑深度-冲击能量关系。可以看到，在厚度及铺层近似的情况下，X850 层板形成同样深度凹坑所需的冲击能量要明显高于 CCF300/5228 层板的。2 种材料体系下各组层板拐点所对应的凹坑深度比较接近，均在 0.3～0.6 mm 之间，但对于拐点所对应的冲击能量，在厚度及铺层近似的情况下，X850 层板出现拐点所需的冲击能量与 CCF300/5228 层板的相比提高了近 1 倍，而对于 BVID 所对应的冲击能量，这一结论同样成立，实际上这一点由 2.1 节中的图 4 也可以看到。

图 9 为 CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系对比组层板 C 扫损伤面积-冲击能量关系。可以看到，在厚度及铺层近似的情况下，形成同样的损伤面积 X850 层板所需的冲击能量要明显大于 CCF300/5228 层板的。

表 2　CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系对比组层板

Table 2　Groups of laminates for comparison between two composite systems CCF300/5228 and X850

Category	CCF300/5228	X850
Thin laminate	C_1 (3 mm, 25/50/25)	X_1 (3.04 mm, 25/50/25)
Moderate-thickness laminate	C_7 (4.375 mm, 34.3/40/25.7)	X_2 (4.56 mm, 25/50/25)
Thick laminate	C_4 (6 mm, 25/50/25)	X_3 (6.08 mm, 25/50/25)

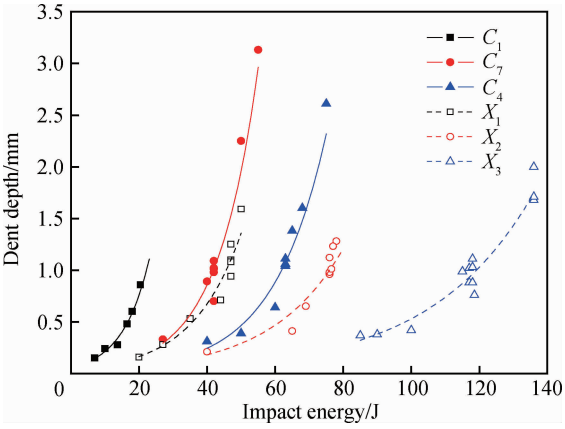


图 8　CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系对比组层板凹坑深度-冲击能量关系

Fig. 8　Dent depth - impact energy relationships for comparison groups of laminates with two composite systems CCF300/5228 and X850

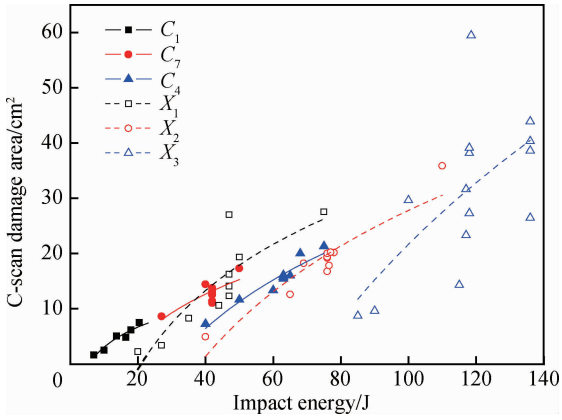


图 9　CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系对比组层板 C 扫损伤面积-冲击能量关系

Fig. 9　C-scan damage area - impact energy relationships for comparison groups of laminates with two composite systems CCF300/5228 and X850

由这两组结果的对比可以看到，X850 层板的损伤阻抗明显优于 CCF300/5228 层板的。

比较 2 种材料体系的损伤容限性能时，与之前的 2.2 节相同，重点关注的是对应于各凹坑深度下的剩余压缩强度，图 10 为 CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系对比组层板CAI试验结果随凹坑深度的变化。

由图 10(a)可以看到，在厚度及铺层近似的情况下，同样凹坑深度的 X850 层板的 CAI 强度高于 CCF300/5228 层板的，但二者相差不大，均在 15%

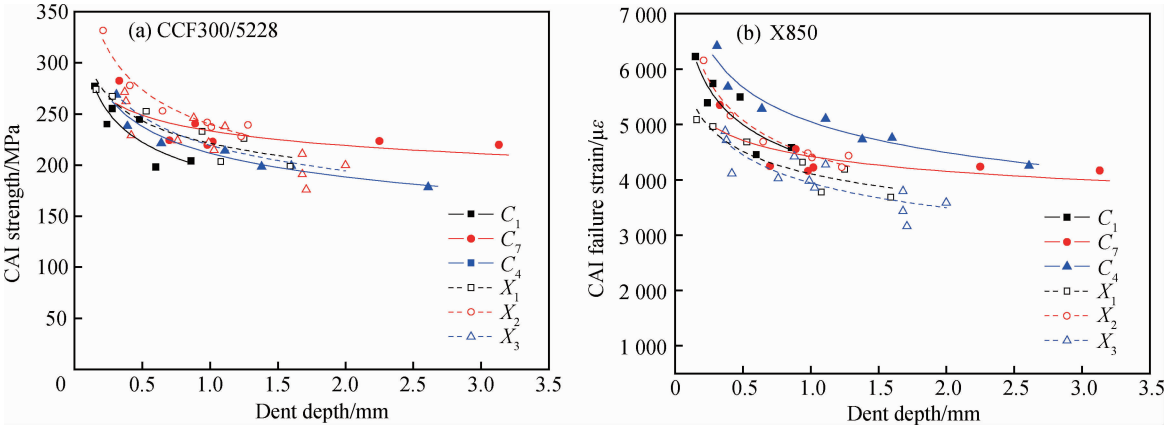


图 10　CCF300/5228 和 X850 2 种材料体系对比组层板 CAI 试验结果随凹坑深度的变化

Fig. 10　Variations of CAI test results versus dent depth for comparison groups of laminates with two composite systems CCF300/5228 and X850

以内。由图 10(b)可以看到，由于 CCF300/5228 层板的模量较低，因此，虽然其 CAI 强度低于 X850 层板的，但其中薄板和较厚板 2 类层板的破坏应变均高于对应的 X850 层板的，而中厚板破坏应变比对应 X850 层板降低的幅度也明显小于其强度降低的幅度，不过整体说来，二者破坏应变相差不大。综合以上关于剩余压缩性能的比较，可以认为 2 种材料的损伤容限性能相当。

2.4　表面防护层的影响

在实际的飞机结构中，通常要对结构进行涂漆等表面处理，而对复合材料结构而言，还需要考虑防雷击的问题，工程中可采取加金属网等方法。由于表面处理状态有可能对结构的低速冲击与冲击后压缩性能造成影响，因此，针对几类表面处理状态的层板进行了低速冲击和冲击后压缩试验。表 3 为 CCF300/5228 表面处理层板试验结果，同时给出了与这几组表面处理层板对应的裸板 C_2 组的 2 件试样的试验结果以进行对比。

本文中进行试验的表面处理层板数量有限，进行试验时重点关注了凹坑深度在 BVID 附近时层板的性能。由表 3 中裸板与表面处理层板试验结果的对比可以看到，各类表面处理状态会对层板BVID

表 3　CCF300/5228 表面处理层板试验结果

Table 3　Test results of CCF300/5228 laminates with surface treatment

Group	Impact energy/J	Dent depth/mm	C-scan damage area/mm^2	CAI strength/MPa	CAI failure strain/$\mu\varepsilon$
C_2	30	1.15	1 087	221.60	5 152
	30	0.82	1 037	220.91	5 136
S_1	30	0.52	489	263.27	5 983
	30	0.53	604	262.67	5 970
	38	0.99	1 125	—	—
	38	0.92	1 026	—	—
	35	0.60	691	256.18	5 822
	40	1.32	932	221.03	5 023
S_2	30	0.44	460	263.60	5 957
	30	0.48	585	268.78	6 074
	40	1.06	1 407	—	—
	40	1.07	877	—	—
	40	0.99	1 006	223.04	5 040
	40	1.21	811	232.47	5 254
S_3	30	0.38	462	312.35	7 464
	30	0.45	491	321.23	7 676
	45	1.05	1 036	—	—
	45	1.13	1 176	—	—
	40	0.60	1 135	236.71	5 656
	45	1.09	1 061	228.40	5 458

Note: "—"denotes that CAI test had not been performed to the specimen as it had been treated in other ways instead.

的形成产生影响，其形成 BVID 的冲击能量由 30 J 左右提高到 38～45 J 不等，提高幅度与所采用的表面处理方式有关，对仅采用涂漆的 S_1 组，其对应的冲击能量最小，而对采用了玻璃布＋金属网＋涂漆这一进行了最多处理的 S_3 组，其对应的冲击能量最大。关于表面处理状态对低速冲击后压缩剩余强度的影响，可从冲击能量以及凹坑深度 2 方面来看。首先，在裸板形成 BVID 的 30 J 冲击能量情况下，进行了表面处理试验件的 CAI 强度和破坏应变均得到了提高，这与在此冲击能量下表面处理试验件损伤面积的减小有关，并且与 BVID 对应的冲击能量类似，损伤面积、剩余压缩强度也与各组所采用的表面处理方式有关；其次，在同样形成 BVID 的情况下，表面处理试验件的 CAI 强度和破坏应变均与裸板的接近，而实际上此时表面处理试验件的损伤面积也与裸板的相差不大。因此，表面处理提高了层板的损伤阻抗，但对损伤容限性能影响不大。以上结论在实际工程中的作用体现在对复合材料结构的损伤容限评定中，只需对裸板进行相应的试验加以验证即可，而无需再对实际结构中进行了表面处理之后的结构进行验证。不过，该结论还需要更多的试验数据加以支持。

3　结　论

（1）T300 级和 T800 级 2 种碳纤维/环氧树脂复合材料体系下各组层板的凹坑深度-冲击能量关系均存在拐点，并且层板的厚度及铺层对凹坑深度-冲击能量关系有影响。其中，厚度的影响更大；在铺层比例相差较大时，其影响也较为明显。在损伤不超过目视勉强可见冲击损伤(BVID)时，所有 CCF300/5228 试件的 CAI 破坏应变均大于 4 000 $\mu\varepsilon$，X850 材料体系下有一半试件的冲击后压缩(CAI)破坏应变大于该值，而其他各组 CAI 破坏应变均在 3 000 $\mu\varepsilon$ 之上。

（2）BVID 对应的凹坑深度均超过了拐点，并且在铺层比例相同的情况下，其对应的冲击能量随着厚度的增加呈线性增长。

（3）在拐点之前，CAI 强度及破坏应变随凹坑深度的增加有较大幅度下降，而在拐点之后，二者仅有很小幅度的下降。厚度对 CAI 强度及破坏应变与凹坑深度之间关系的影响不明显，尤其是对 CAI 强度-凹坑深度关系，而铺层的影响则较为明显，铺层比例之间差异性的不同对 CAI 试验结果的影响程度不同。

（4）T300 级和 T800 级 2 种复合材料体系的低速冲击拐点对应的凹坑深度接近，均在 0.3～0.6 mm之间。在厚度及铺层近似的情况下，T800 级层板出现拐点所需的冲击能量与 T300 级相比提高了近一倍；并且在同样冲击能量下，T800 级层板的损伤面积明显小于 T300 级层板的。2 种材料体系层板在同样凹坑深度情况下的剩余强度相差不大。

（5）含表面处理状态的层板形成 BVID 的冲击能量明显高于裸板的，并且在同样冲击能量下其损伤面积、剩余压缩强度等明显小于裸板的。而在同样形成 BVID 的情况下，表面处理层板的损伤面积、剩余压缩强度等与裸板的接近。

参考文献：

[1] 杨乃宾，梁　伟. 大飞机复合材料结构设计导论[M]. 北京：航空工业出版社，2009：38-40.
Yang Naibin，Liang Wei. The introduction of large aircraft structure design of composite materials [M]. Beijing：Aviation Industry Press，2009：38-40.

[2] 沈　真，张晓晶. 复合材料飞机结构强度设计与验证概论[M]. 上海：上海交通大学出版社，2011：21-25.
Shen Zhen，Zhang Xiaojing. Design and verification of composite aircraft structure strength [M]. Shanghai：Press of Shanghai Jiaotong University，2011：21-25.

[3] Federal Aviation Administration，Department of Transportation. AC 20 - 107B Subject：composite aircraft structures，advisory circular [S]. Washington D. C.，US：Federal Aviation Administration，Department of Transportation，2009.

[4] 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.
Shen Zhen，Yang Shengchun，Chen Puhui. Behaviors of composite materials to withstand impact and structural compressive design allowableness [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2007，28(3)：561-566.

[5] 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.
Shen Zhen，Yang Shengchun，Chen Puhui. Experimental study on the behavior and characterization methods of composite laminates to withstand impact [J]. Acta Materiae Compositae Sinica，2008，25(5)：125-133.

[6] 杨　宇，孙侠生，杨胜春，等. 含冲击损伤复合材料层压板压缩破坏机制试验研究[J]. 复合材料学报，2012，29(3)：197-202.
Yang Yu，Sun Xiasheng，Yang Shengchun，et al. Experi-

mental study on compressive failure mechanism of low-velocity impact-damaged composite laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(3): 197-202.

[7] Sebaey T A, González E V, Lopes C S, et al. Damage resistance and damage tolerance of dispersed CFRP laminates: Effect of ply clustering [J]. Composite Structures, 2013, 106: 96-103.

[8] Choi H Y, Chang F K. A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact [J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26(14): 2134-2168.

[9] He W, Guan Z, Li X, et al. Prediction of permanent indentation due to impact on laminated composites based on an elasto-plastic model incorporating fiber failure [J]. Composite Structures, 2013, 96: 232-242.

[10] González E V, Maimí P, Camanho P P, et al. Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates [J]. Composite Structures, 2012, 94(11): 3364-3378.

[11] Hiroshi S, Wataru S, Yuuichiro A, et al. Compressive behavior of impact damaged composite laminates [C]//16th International Conference on Composite Materials. Kyoto: 2007.

[12] Cesari F, Dal Re V, Minak G, et al. Damage and residual strength of laminated carbon-epoxy composite circular plates loaded at the centre [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(4): 1163-1173.

[13] 林智育，许希武. 复合材料层板低速冲击后压缩强度 [J]. 复合材料学报，2008，25(1)：140-146.
Lin Zhiyu, Xu Xiwu. Residual compressive strength of composite laminates after low-velocity impact [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 140-146.

[14] American Society for Testing and Materials International. ASTM D7136/D7136M－07 Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event [S]. Philadelphia: ASTM International, 2007.

[15] American Society for Testing and Materials International. ASTM D7137/D7137M－07 Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates [S]. Philadelphia: ASTM International, 2007.

[16] 郑晓霞，郑锡涛，沈　真，等. 低速冲击与准静态压痕力下复合材料层合板的损伤等效性 [J]. 航空学报，2010，31(5)：928-933.
Zheng Xiaoxia, Zheng Xitao, Shen Zhen, et al. Damage equivalent of composite laminates subjected to drop-weight impact and quasi-static indentation force [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 928-933.