

# Study on Impact Damage of a High Temperature Resistant Composite Material

Zhouli He, Desheng Xu, Linfeng He

Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai  
Email: hezhouli@comac.cc

Received: Feb. 23<sup>rd</sup>, 2017; accepted: Mar. 13<sup>th</sup>, 2017; published: Mar. 16<sup>th</sup>, 2017

---

## Abstract

Through the standard methods of impact damage test, the damage tolerance properties of two different kinds of carbon fiber composite material were tested. One kind is CYCOM977-2/12K HTS carbon fiber composite material, which is common; another kind is Epsilon 99702.1/HTS-130 carbon fiber composite material, which is newly developed high temperature resistant composite material. The damage tolerance properties of two kinds of composite laminates were compared, and the advantages and disadvantages of their impact resistance were analyzed. The experimental results show that the impact resistance of the new type of high temperature composite is slightly higher than that of the common; it is a suitable choice for the airplane design of high temperature resistant composites.

## Keywords

Impact Damage, Composite Material, Carbon Fibre, Thermostability

---

# 一种耐高温复合材料冲击损伤研究

何周理, 徐德昇, 何林锋

上海飞机设计研究院, 上海  
Email: hezhouli@comac.cc

收稿日期: 2017年2月23日; 录用日期: 2017年3月13日; 发布日期: 2017年3月16日

---

## 摘要

通过标准的冲击损伤试验方法, 分别测试了两种不同碳纤维复合材料的损伤容限性能, 一种材料为成熟的CYCOM977/12K HTS碳纤维复合材料, 另一种材料为新研制的耐高温Epsilon 99702/HTS-130碳纤

维复合材料。对比两种不同的复合材料层压板的损伤容限性能,分析它们的抗冲击能力的优劣性。试验表明,新型耐高温复合材料的抗冲击性能略高于前者,为飞机耐高温复合材料结构设计提供了一种合适的选择。

## 关键词

冲击损伤, 复合材料, 碳纤维, 耐高温

Copyright © 2017 by authors and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

波音、空客飞机大量采用复合材料结构作为机身的主结构,在降低机身结构重量的同时,也对耐久性/损伤容限设计提出了更高的要求。损伤容限是一个结构经受制造或使用过程中可能遇到的合理水平的损伤或缺陷的能力[1]。在飞机的生产和使用中,各种工具的掉落、跑道上的杂物、冰雹形成的冲击以及其它各种意外撞击都可能造成冲击损伤。在这些损伤中,低俗冲击损伤时最为常见的一种。含冲击损伤的复合材料结构压缩强度会大幅下降,对结构的安全性造成潜在的威胁[2]。所以在飞机复合材料结构设计中必须考虑低速冲击(或低能量冲击)的损伤容限问题。目前,国内外很多复合材料方面的学者对复合材料低速冲击问题展开研究。对于冲击后的压缩问题,通常采用开口等效法、软化夹杂法和子层屈曲法等近似模拟冲击后损伤[3]。而试验是得到复合材料冲击损伤性能的最直接的方法,本文通过典型结构冲击后压缩强度试验,确定新材料的冲击损伤性能,为民用飞机复合材料设计提供参考。

## 2. 材料和试验介绍

### 2.1. 材料及试验件

两种复合材料分别是成熟的 CYCOM977/12K HTS 碳纤维复合材料和新研制的耐高温 Epsilon 99702/HTS-130 碳纤维复合材料。Epsilon 99702/HTS-130 碳纤维复合材料是一种新型耐高温复合材料,能够承受一定的高温环境。两种复合材料预浸料详细信息见表 1 所示。

选取某型飞机复合材料壁板两种不同厚度的典型铺层作为试验件的铺层方案,铺层顺序如表 2 所示。同种铺层分别用预浸料 CYCOM977-2/12K HTS 和 Epsilon 99702.1/HTS-130 制成两种不同的层压板试验件进行冲击损伤试验。按照试验标准 ASTM D7136 [4],试验件尺寸为 150 mm × 100 mm 标准试件,如图 1 所示。冲击能量分别选取 5J、15J、27J、36J,每个能量点做 5 个试验件,每种铺层每种材料的试验件共 20 件。

### 2.2. 试验介绍

复合材料损伤容限试验分两个步骤,首先按照 ASTM D7136 [3]标准进行低速冲击试验;冲击后,再按照 ASTM D7137 [5]标准对冲击后的试验件进行压缩试验,测出试验件冲击后的压缩强度。

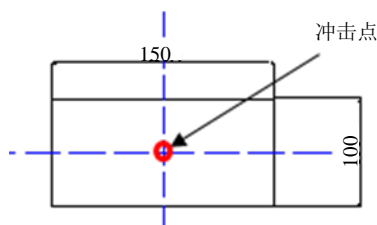
冲击损伤试验夹具用于固定试验件,冲击试验底座开孔为 125 mm × 75 mm,试验件四周通过橡胶头将试件固定,由定位销限制其面内移动,将试验件放置在底座的开口上,试验件的加载接头与试验加载设备接头通过简支连接。试验件不允许强迫装配,允许加垫片消除间隙。

**Table 1.** Material information**表 1.** 材料信息

牌号	种类	组成	形式
Cycom/HTS-134	纤维	标模高强碳纤维 HTS-134, 丝束 12K;	单向带预浸料
	树脂	CYCOM 977-2, 高温固化的高韧性环氧树脂	
Epsilon/HTS-130	纤维	标模高强碳纤维 HTS-134, 丝束 12K;	单向带预浸料
	树脂	Loctite BZ 9704, 耐高温的高韧性聚苯并噁嗪类树脂	

**Table 2.** Laminated table**表 2.** 铺层表

铺层编号	铺层形式	层数及厚度
I	[45/-45/0/45/-45/90/45/-45/0/90/45]s	22 层(3.00)
II	[45/-45/0/45/-45/90/45/-45/-0/45/-45/90/45]s	26 层(3.50)

**Figure 1.** Standard test method for impact damage of composites**图 1.** 复合材料冲击损伤标准试验件示意图

压缩试验时为了防止试验件整体失稳, 采用参考文献[6]中的夹具, 压缩试验夹具的两端安装加载接头, 将试验件垂直支持在夹具中。试验件不允许强迫装配, 允许加垫片消除间隙。试验件的加载夹具仅施加纯压缩载荷, 不能承受其他任何载荷。将试验件垂直支持在试验设备上, 施加轴向压缩载荷。试验件载荷均匀地作用在夹具上。

### 3. 试验结果对比

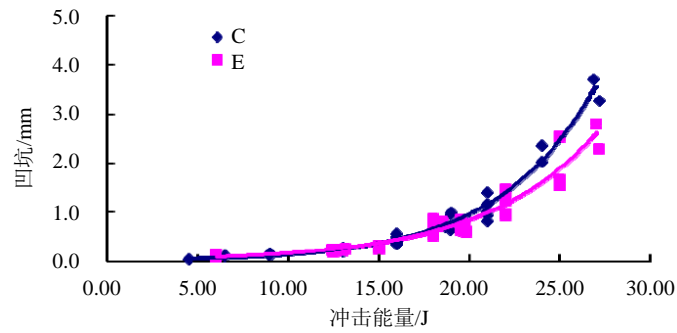
成熟的 CYCOM977-2/12K HTS 碳纤维复合材料标记为材料 C, 新研制的耐高温 Epsilon 99702.1/HTS-130 碳纤维复合材料标记为材料 E。

#### 3.1. 铺层 I 的试验结果

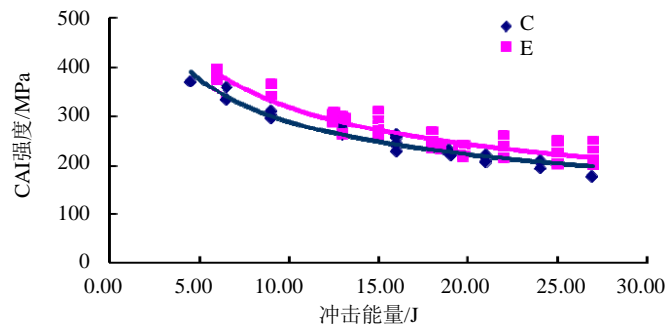
对于典型铺层 I 的冲击损伤试验结果如下, 图 2 为冲击能量与凹坑深度的曲线, 由图可知, 凹坑深度与冲击能量成正比, 材料 E 的凹坑深度比材料 C 的凹坑深度略深; 图 3 为冲击能量与 cai 强度曲线, 由图可知, cai 强度与冲击能量成反比, 材料 E 的 cai 强度比材料 C 的 cai 强度要强; 图 4 冲击能量与破坏应变曲线, 由图可知, 破坏应变与冲击能量成反比, 材料 E 的破坏应变比材料 C 的破坏应变值要高。

#### 3.2. 铺层 II 的试验结果

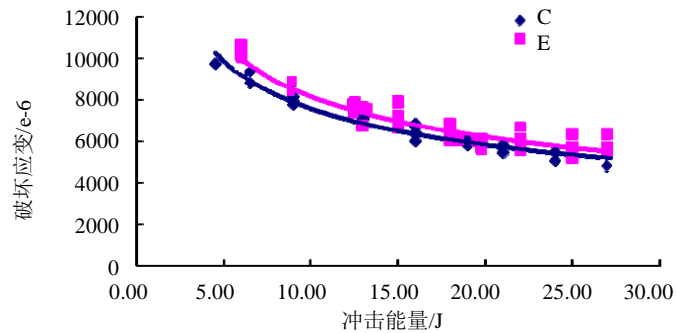
对于典型铺层 II 的冲击损伤试验结果如下, 图 5 为冲击能量与凹坑深度的曲线, 由图可知, 凹坑深度与冲击能量成正比, 材料 E 的凹坑深度比材料 C 的凹坑深度要深; 图 6 为冲击能量与 cai 强度曲线, 由图可知, cai 强度与冲击能量成反比, 材料 E 的 cai 强度比材料 C 的 cai 强度要强; 图 7 为冲击能量与破坏应变曲线, 由图可知, 破坏应变与冲击能量成反比, 材料 E 的破坏应变比材料 C 的破坏应变值要高。



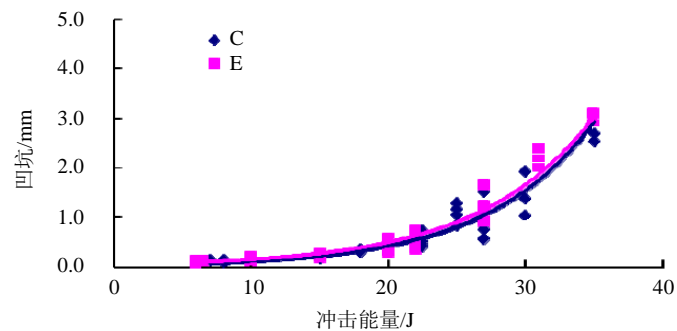
**Figure 2.** The impact energy and depth curve for lamination I  
**图 2.** 铺层 I 的冲击能量与凹坑深度曲线对比



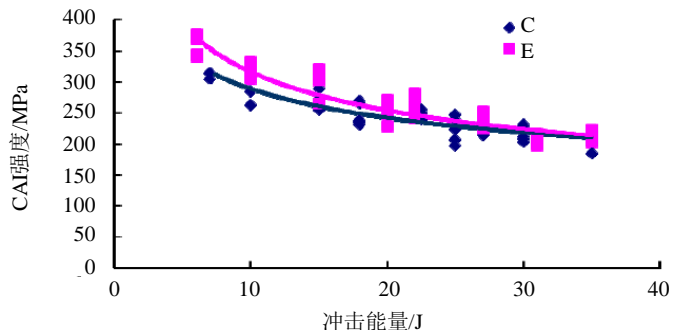
**Figure 3.** The impact energy and CAI intensity curve for lamination I  
**图 3.** 铺层 I 的冲击能量与 CAI 强度曲线对比



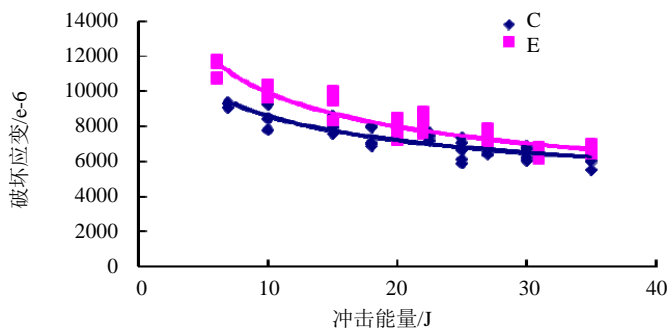
**Figure 4.** The impact energy and damage strain curve for lamination I  
**图 4.** 铺层 I 的冲击能量与破坏应变曲线对比



**Figure 5.** The impact energy and depth curve for lamination II  
**图 5.** 铺层 II 的冲击能量与凹坑深度曲线对比



**Figure 6.** The impact energy and CAI intensity curve for lamination II  
**图 6.** 铺层 II 的冲击能量与 CAI 强度曲线对比



**Figure 7.** The impact energy and damage strain curve for lamination II  
**图 7.** 铺层 II 的冲击能量与破坏应变曲线对比

#### 4. 结论

通过对比新型耐高温复合材料与成熟复合材料的冲击损伤试验结果可知：

- 1) 对于铺层 I，当冲击能力大于 20 J 时，凹坑深度大于 1 mm，达到目视可检；对于铺层 II，当冲击能力大于 25 J 时，凹坑深度大于 1 mm，达到目视可检。同种铺层，两种材料的凹坑深度基本相当。
- 2) 同一组试验件冲击能量越大，凹坑深度越大，剩余压缩强度越小。
- 3) 在同等冲击能量下，新型耐高温复合材料的压缩破坏应变和破坏强度略高于成熟复合材料，证明新型耐高温复合材料的韧性优于成熟复合材料。
- 4) 新型耐高温复合材料冲击性能比较优秀，是高温环境下的一种优选复合材料。

#### 参考文献 (References)

- [1] 牛春匀. 实用飞机复合材料结构设计与制作[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010: 2.
- [2] 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.
- [3] 刘德博, 关志东, 等. 复合材料低速冲击损伤分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(3): 422-426.
- [4] American Society for Testing and Materials. ASTM D7136/D7136M-07 Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to Adrop-Weight Impact Event. United States: ASTM, 2007.
- [5] American Society for Testing and Materials. ASTM D7137/D7137M-07 Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates. United States: ASTM, 2007.
- [6] 丁聪. 复合材料薄板冲击后压缩性能研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2011, 28(5): 38-42.

**期刊投稿者将享受如下服务：**

1. 投稿前咨询服务 (QQ、微信、邮箱皆可)
2. 为您匹配最合适的期刊
3. 24 小时以内解答您的所有疑问
4. 友好的在线投稿界面
5. 专业的同行评审
6. 知网检索
7. 全网络覆盖式推广您的研究

投稿请点击：<http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱：[jast@hanspub.org](mailto:jast@hanspub.org)