

Fatigue Characteristics of T300 Composite Laminates with Impact Damage

Pengfei Cheng, Lei Li, Shengchun Yang, Jiahui Xie, Huafeng Xiong

Mechanical Property Evaluation and Testing Center, China Aircraft Strength Research Institute, Xi'an Shaanxi
Email: 244980283@qq.com

Received: May 5th, 2020; accepted: May 19th, 2020; published: May 26th, 2020

Abstract

In this paper, the compression fatigue test of T300 carbon fiber fabric composite laminates with BVID impact damage was carried out. BVID impact damage introduction test, static strength test, compression fatigue test and residual strength test after fatigue for T300 carbon fiber fabric composite laminates are carried out successively. At the same time, in the process of the compression fatigue test, the change of the stiffness of test specimens is monitored continuously, and the ultrasonic C-scan nondestructive testing is carried out at intervals to obtain the evolution information of the impact damage. Through the experimental study, the S-N curve, stiffness change and delamination damage propagation of T300 carbon fiber fabric composite laminates with BVID impact damage were obtained.

Keywords

T300, BVID, Fatigue, Damage Propagation

含冲击损伤的T300复合材料层压板的疲劳特性

程鹏飞, 李磊, 杨胜春, 谢佳卉, 熊华锋

中国飞机强度研究所力学性能评定与测试中心, 陕西 西安
Email: 244980283@qq.com

收稿日期: 2020年5月5日; 录用日期: 2020年5月19日; 发布日期: 2020年5月26日

摘要

本文对含BVID冲击损伤的T300级碳纤维织物层压板的压缩疲劳特性进行了试验研究。依次进行了T300级碳纤维复合材料织物层压板的BVID冲击损伤引入试验、静强度试验、压缩疲劳和剩余强度试验, 同时

在压-压疲劳试验过程中持续监测了试验件刚度的变化,并间隔性地进行了超声C扫描无损检测,以获取冲击损伤的演化信息。通过本试验研究,获取了含BVID冲击损伤T300级碳纤维复合材料织物层压板的S-N曲线、刚度变化和分层损伤扩展等疲劳特征。

关键词

T300, BVID, 疲劳, 损伤扩展

Copyright © 2020 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

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



Open Access

1. 引言

飞机复合材料结构不可避免地会受到外来物的冲击,如工具坠落、跑道碎石、冰雹等。由于复合材料结构最大的弱点是对冲击事件非常敏感,这些外来物冲击将会对结构的功能或性能(强度、刚度降低等)产生不利影响[1]。特别是当结构受到低速冲击损伤时,虽然从结构表面无法观察到任何痕迹,但内部可能已经产生了大面积的分层,使压缩强度急剧下降,降到无损状态的40%甚至更低[2]。因此复合材料的冲击问题研究一直是航空复合材料领域的主要研究热点。

长期以来,目视检测是评估飞机状态最经济、最快捷的方法,军民用飞机每次飞行后的地面巡检主要为目视检查。因此选用目视可以检测到的参量,如冲击后的凹坑深度,来表征飞机损伤,是目前飞机复合材料结构损伤容限设计的重要前提。目前飞机强度规范中均采用目视勉强可见冲击损伤(BVID)作为结构有可能被检测出的初始缺陷/允许损伤,飞机设计师确定复合材料压缩设计许用值时也主要依据含BVID冲击损伤的复合材料结构冲击后的压缩试验结果[3]。因此研究含BVID冲击损伤复合材料结构的特性具有重要的意义。在该方面,国内外均进行了大量的试验与理论研究[4]-[11],但主要集中于静力特性研究,对于疲劳特性研究较少。本文主要进行含BVID冲击损伤的国产T300级碳纤维织物复合材料层压板的压-压疲劳特性试验研究,通过试验获取了其S-N曲线特征、刚度变化和损伤扩展等疲劳特性。

2. 试验件和方法

2.1. 试验件

采用某国产T300级织物预浸料通过热压罐固化工艺制备了试验所需的复合材料大板,其铺层形式为 $[(\pm 45)_3/(0,90)_2/(\pm 45)_2/(0,90)_2/(\pm 45)]_s$,层压板厚度为4.2 mm。将所制备的复合材料大板切割成ASTM D7136所需要的试验件尺寸[12],试验件长为150 mm,宽度为100 mm,厚度4.2 mm,总数为36件。

2.2. 试验方法

含BVID冲击损伤层压板压-压疲劳试验步骤如下:

- 先进行BVID冲击损伤引入(摸索BVID损伤的冲击能量,并对全部试验件引入BVID损伤);
- 引入BVID损伤后,进行CAI静力试验(确定疲劳试验的应力应变水平);
- 最后进行疲劳试验,对于 10^6 次循环未破坏的试验件,进行剩余强度试验。

2.2.1. BVID冲击损伤引入

BVID冲击损伤引入试验参照ASTM D7136/D7136M-2015“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”进行[12]。

冲击损伤引入采用直径 16 mm 的半球形钢冲击头，对试验件中心进行冲击试验。冲击时首先取若干件试验件进行能量摸索，确定 BVID 损伤(冲击后立即测量的凹坑深度为 1 mm)对应的冲击能量，此后以该能量对剩余试验进行冲击。冲击后立即测量的凹坑深度在 (1.0 ± 0.2) mm 范围内认定其为有效的冲击损伤。冲击后对所有试验件进行无损检测。

2.2.2. CAI 静力试验

从带有 BVID 冲击损伤的试验件中各取 5 件进行 CAI (冲击后压缩)静力试验，测定该铺层含 BVID 冲击损伤层压板的静强度。静力试验参照 ASTM D7137/D7137M-2012 “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”进行。试验时以 1.25 mm/min 的加载速率对试验件施加压缩载荷，直至试验件破坏。试验件破坏前的最大载荷除以试验件的宽度和厚度可得试验件的 CAI 静强度。图 1 为 CAI 静力试验状态照片。

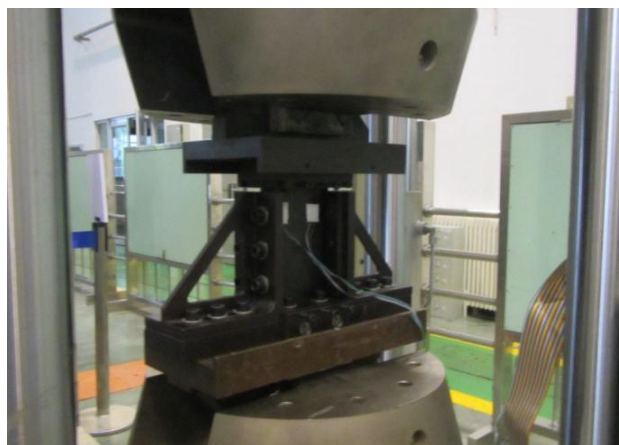


Figure 1. Photo: static test state
图 1. 静力试验状态照片

2.2.3. 疲劳试验

含 BVID 冲击损伤层压板压 - 压疲劳试验参照 ASTM D7137/D7137M-2017 “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”进行[13]。试验前按照标准要求对试验件表面背对背地粘贴 4 个应变计，在试验件正中位置粘贴温度传感器。试验在 INSRON 电液伺服疲劳试验机上进行。采用分级法与升降法的组合方法测定 S-N 曲线。分级时疲劳载荷确定依据 2.2.2 测定的平均静强度，按照试验件平均静强度的百分数选取疲劳峰值应力，分别取 80%、70%和 60%静强度作为每一级的疲劳载荷峰值，每一级至少 5 个有效数据，测定含 BVID 试验件在给定应力水平下的疲劳寿命。采用升降法测定 10^6 疲劳寿命对应的疲劳强度(疲劳门槛值)。对于 80%及以上高应力水平，统一采用 5 Hz 的加载频率，其他载荷水平统一采用 7 Hz。所有试验件表面监控到的温升均没有超过 3℃。疲劳后对未破坏的试验件，进行无损检测确定了损伤扩展情况，然后进行了静力试验以测定其剩余强度。

3. 疲劳 S-N 曲线

表 1 给出了采用升降法获取含 BVID 冲击损伤复合材料试验件疲劳门槛值(10^6 次疲劳寿命对应的疲劳强度)的数据表。由表 1 可以看出，其升降法的应力区间在 59%~63%，应力区间较小，该材料表现出较好的疲劳稳定性。按照 GB/T 24176-2009 计算其疲劳门槛值，可得其按照强度表示的疲劳门槛值为 163

MPa，按照应变表示的疲劳门槛值为 3880 $\mu\epsilon$ 。按疲劳门槛值强度/静强度百分比表示的疲劳门槛值为 63.4%。

Table 1. Data sheet for determination of fatigue threshold by up-down method

表 1. 升降法测定疲劳门槛值的数据表

应力水平		疲劳试验结果(X 表示未达到 10^6 , O 表示件达到 10^6)															
$\sigma_{\max}/\sigma_{CAI}$	σ_{\max} (MPa)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
65%	167.1		X				X		X		X		X				
63%	161.9	O		X		O		O		O		O		X			O
61%	156.8				O											O	

图 2 给出了采用组合法绘制的含 BVID 冲击损伤复合材料试验件中值 S-N 曲线。由图 2 可见，含 BVID 冲击损伤 T300 级织物复合材料层压板的 S-N 曲线可以拟合为对数线性曲线。

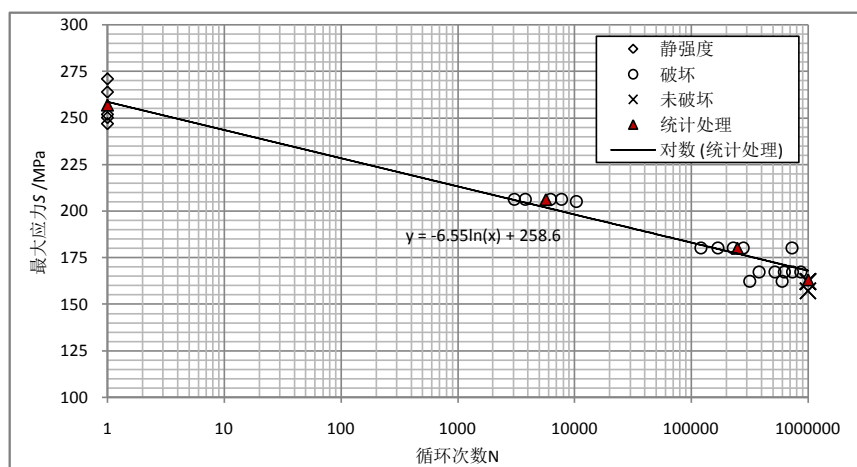


Figure 2. Mid-value S-N curve

图 2. 中值 S-N 曲线

4. 刚度变化

疲劳试验过程中试验件的刚度可以简单的表征为试验机夹头在载荷峰值与载荷谷值之间的位移差。如果在整个疲劳过程中，该位移差保持始终恒定，则表明试验件在整个疲劳过程中刚度未发生变化。如果该位移差在疲劳试验过程中不断变大，则表明该试验件的刚度在不断变小。

图 3 为典型的 80% 应力水平疲劳试验过程中载荷峰值与谷值处夹头位移差和循环次数之间曲线。可以看出：对于这类疲劳破坏循环次数在几万之内试验件的，疲劳试验的初期和中期其刚度一直在缓慢减小；在临近疲劳破坏时(约破坏前的 100 次循环开始)，试验件的刚度开始快速减小，直至突然破坏。

图 4 为典型的 70% 应力水平疲劳试验过程中载荷峰值与谷值处夹头位移差和循环次数之间曲线。可以看出：对于这类疲劳破坏循环次数在 10 万次之上的试验件，疲劳试验的初期和中期其刚度基本保持为恒定值，没有明显变化(变化小于 1%)；在疲劳试验的后期(约剩余 5 万次疲劳寿命)，试验件刚度缓慢减小；临近疲劳破坏时(约破坏前的 100 次循环开始)，试验件的刚度开始快速减小，直至突然破坏。

图 5 为典型的应力水平在疲劳门槛值之下(小于 63.4%)未发生破坏试验件在疲劳试验过程中载荷峰值与谷值处位移差与循环次数之间曲线。可以看出：对于 10^6 次循环疲劳试验过程中未发生破坏的试验件，

在整个疲劳试验过程中试验件的刚度基本保持为恒定值，没有明显变化(实际上也一直在缓慢减小，但变化小于 1%)。

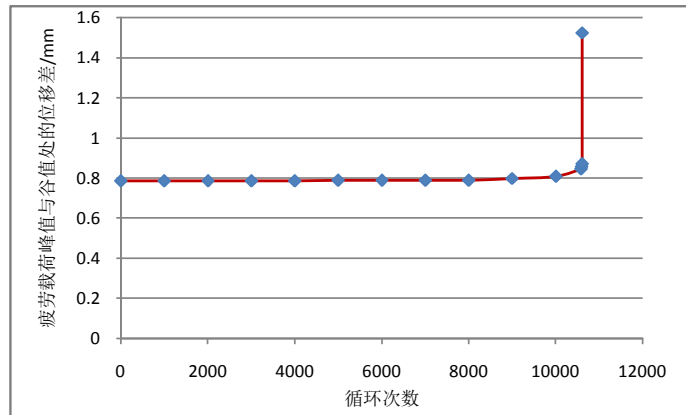


Figure 3. Curve: the change of the test specimen's stiffness during fatigue of 80% stress level

图 3. 80%应力水平疲劳试验过程中试验件刚度的变化曲线

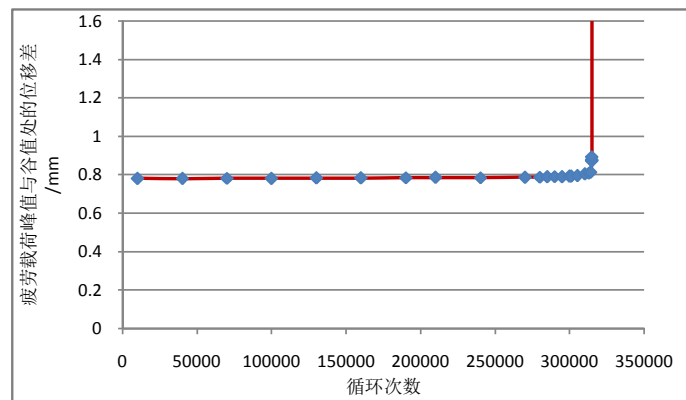


Figure 4. Curve: the change of the test specimen's stiffness during fatigue of 70% stress level

图 4. 70%应力水平疲劳试验过程中试验件刚度的变化曲线

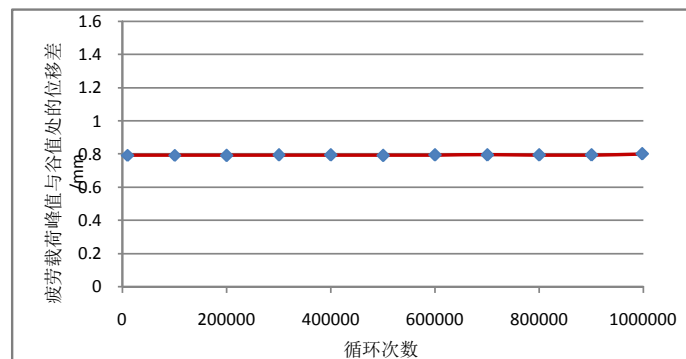


Figure 5. Curve: stiffness change of the test specimen with stress below fatigue threshold and without fatigue rupture during fatigue test

图 5. 应力水平在疲劳阈值之下且未疲劳破坏的试验件在疲劳试验过程中的刚度变化曲线

5. 损伤扩展

图 6 为一件在 70% 应力水平下进行疲劳试验的试验件在试验过程中采用超声 C 扫描无损检测所得的冲击分层损伤图像。该试验件的疲劳寿命为 230,017 次。由图中可以看到，在除疲劳末期的整个疲劳试验过程中，分层损伤一直在非常缓慢扩展，这种扩展主要发生在轮廓的边缘处，使“尖锐”或者“不连贯”的分层边界轮廓趋于“平滑”或者“连续”，而且这种损伤扩展不仅发生在层压板的最下面或者上面，而是同时出现在多个铺层之间。

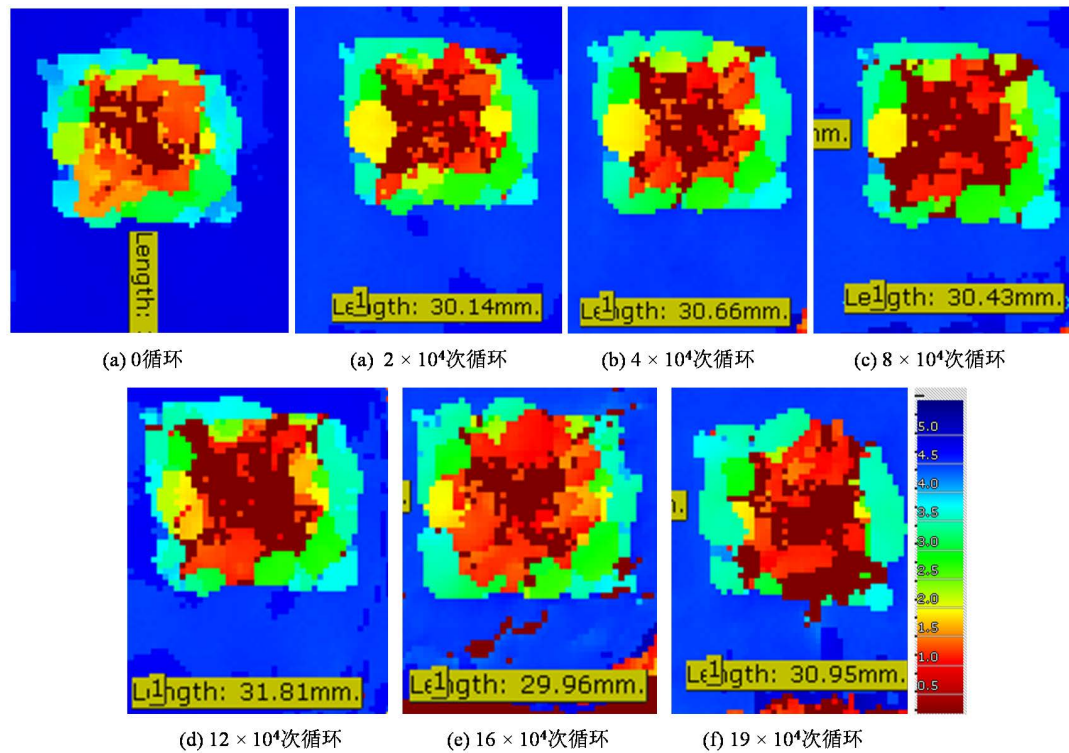


Figure 6. Delamination damage propagation in fatigue test

图 6. 疲劳试验过程中的分层损伤扩展

图 7 中分别给出了两件分别在 63% 和 61% 应力水平下经过 10^6 次循环未发生疲劳破坏的试验件在疲劳试验之前和疲劳试验之后的超声 C 扫描无损检测图片。由该图可以看出，即使这些试验件在疲劳门槛值附件的应力水平下经历了 10^6 次循环未发生破坏，但在疲劳过程分层仍发生了缓慢地扩展。

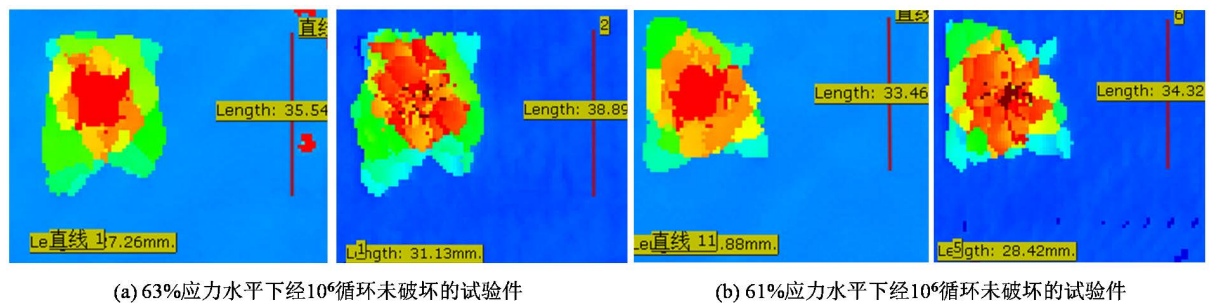


Figure 7. Delamination damage before and after fatigue test

图 7. 疲劳试验前后的分层损伤扩展

根据上面的超声 C 扫描无损检测结果的对比分析,可以看出:在较高的疲劳应力水平下(约 55%~70%),含 BVID 冲击损伤复合材料层压板的分层损伤实际上一直在非常缓慢的扩展,这种扩展主要发生在轮廓的边缘处,使“尖锐”或者“不连贯”的分层边界轮廓趋于“平滑”或者“连续”,而且这种损伤扩展出现在多个铺层之间。该结论和前面的第 5 节的刚度变化规律是一致的,这是因为刚度变化的正是由于冲击损伤的扩展所导致的。疲劳试验过程中随着分层的缓慢扩展,复合材料层压板试验件的整体刚度会发生缓慢的较小。

在使用“损伤无扩展”设计理念进行复合材料结构设计时,一定要关注结构所遭受的疲劳应力水平,在较高的疲劳应力水平下(约含冲击损伤结构静强度的 55%~70%)冲击分层损伤会发生缓慢的扩展。因此在采用“损伤无扩展”设计理念进行复合材料结构设计时,进行适量的含冲击损伤复合材料结构疲劳试验(并在疲劳试验中监控损伤扩展情况)是非常有必要的。

6. 研究结论

a) 采用升降法获取该国产 T300 织物复合材料层压板含 BVID 冲击损伤的疲劳门槛值时,其升降法的应力区间在 59%~63%,应力区间较小,该国产复合材料具有较好的疲劳稳定性。含 BVID 冲击损伤 T300 织物复合材料层压板的 S-N 曲线可以拟合为对数线性曲线。

b) 对于疲劳破坏循环次数在几万之内复合材料层压板:疲劳试验的初期和中期,其刚度一直在缓慢减小,在临近疲劳破坏时(约破坏前的 100 次循环开始)其刚度开始快速减小,直至突然破坏。

c) 对于疲劳破坏循环次数在 10 万次之上但不超过 100 万次的复合材料层压板:疲劳试验的初期和中期,其刚度基本保持为恒定值,没有明显变化(变化小于 1%),在疲劳试验的后期(约剩余 5 万次疲劳寿命),其刚度开始慢减小,在临近疲劳破坏时(约破坏前的 100 次循环开始),其刚度开始快速减小,直至突然破坏。

d) 对于 10^6 次循环疲劳试验过程中未发生破坏的试验件,在整个疲劳试验过程中试验件的刚度基本保持为恒定值,没有明显变化(变化小于 1%)。

e) 在较高的疲劳应力水平下(约静强度的 55%~70%),含 BVID 冲击损伤复合材料层压板的分层损伤实际上一直在非常缓慢地扩展,这种扩展主要发生在轮廓的边缘处,使“尖锐”或者“不连贯”的分层边界轮廓趋于“平滑”或者“连续”,而且这种损伤扩展出现在多个铺层之间。

f) 在使用“损伤无扩展”设计理念进行复合材料结构设计时,一定要关注结构所遭受的疲劳应力水平。在较高的疲劳应力水平下(约静强度的 55%~70%),冲击分层损伤会发生缓慢的扩展。因此在采用“损伤无扩展”设计理念进行复合材料结构设计时,进行适量的含冲击损伤复合材料结构疲劳试验(并在疲劳试验中监控损伤扩展情况)是非常有必要的。

参考文献

- [1] CMH-17 Coordinating Committee (2002) Composite Material Handbook Volume 3. CMH-17 Coordinating Committee, 510-669.
- [2] 沈真,柴亚南,杨胜春,等. 复合材料飞机结构强度规范要点概述[J]. 航空学报, 2006, 27(5): 784-788.
- [3] 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): 561-563.
- [4] Heewicz, L.B., Dost, E.F. and Coggehall, R.L. (1989) A Model for Compression after Impact Strength Evaluation. *Proceedings of 21st International SAMPE Technical Conference*, 130-140.
- [5] Poe Jr., C.C. (1994) Demonstrating Damage Tolerance of Composite Airframes. N94-29623.
- [6] Shen, Z., Yang, S.C., Fu, S.Y., et al. (2004) Characterization of Damage Resistance and Damage Tolerance of Composite Materials. *Proceedings of ACCM-4, Sydney*. <https://doi.org/10.1016/B978-1-85573-831-7.50082-1>
- [7] 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, 2004, 21(5): 140-145.

- [8] 沈真, 杨胜春. 复合材料抗冲击性能表征方法的试验研究[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: 112-117.
- [9] 杨旭, 何为, 韩涛, 王进. 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(5): 1627-1634.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] ASTM Committee D30 on Composite Materials (2015) Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event: ASTM D7136-2015. ASTM International, West Conshohocken, PA.
- [13] ASTM Committee D30 on Composite Materials (2017) Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates: ASTM D7137-2017. ASTM International, West Conshohocken, PA.