

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20191125.001

考虑面内载荷的复合材料层合板冲击性能

王计真*, 刘小川

(中国飞机强度研究所 结构冲击动力学航空科技重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 考虑面内初始载荷作用, 开展复合材料层合板高速冲击响应与损伤特性研究。设计一种面内拉伸/压缩/剪切初始载荷施加装置, 结合气炮试验装置, 提出一种初始载荷复合材料高速冲击试验方法, 针对 X850/IM+和 M21C/IMA 两种牌号复合材料层合板开展高速冲击试验。结果表明: 面内初始载荷对复合材料层合板高速冲击响应和损伤特性有显著影响; 相比无初始载荷冲击情况, 面内拉伸载荷作用提高了结构抗弯刚度, 使冲击剩余速度提高, 穿透速度降低, 分层损伤面积减小; 而面内压缩载荷则反之。

关键词: 面内初始载荷; 复合材料层合板; 高速冲击试验; 穿透速度; 分层损伤面积

中图分类号: V271.1; O242 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2020)08-1868-07

Impact resistance of composite panels under in-plane preloading

WANG Jizhen*, LIU Xiaochuan

(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structures Impact Dynamics,
Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: Taking the effect of the in-plane preloading into consideration, the impact behavior of composite panels was studied. A kind of in-plane loading device was designed to apply tension, compression and shear loads. The high-speed impact test method of preloaded composite structures was proposed with the gas gun and the in-plane loading device. Then high-speed impact tests for X850/IM+ and M21C/IMA composite panels were conducted. The test results show that the in-plane preload has a significant influence on the impact response. Compared with the non-preloaded impact process, the in-plane pre-tension raises the structural bending stiffness and the residual speed, resulting in a decrease of the penetration velocity and delamination area, while the effect of the in-plane pre-compression is opposite.

Keywords: in-plane preloading; composite panels; high-speed impact test; penetration velocity; delamination area

纤维增强聚合物复合材料因其优越的性能在飞机结构上得到广泛应用^[1-2], 而飞机结构在服役环境中会受到各种外来物冲击威胁, 如轮胎碎片、碎石或冰雹等, 严重影响结构和飞行安全。

当前学者进行飞机结构抗冲击行为研究时, 一般不考虑结构内部初始应力分布影响, 而在外物冲击时, 受冲击结构区域中分布着复杂的应力状态。如飞机地面维修过程, 工具坠落可能砸伤机翼上表面结构, 由于重力作用受撞击部位分布着拉伸应力; 飞机飞行过程中, 机翼前缘受到飞

鸟和冰雹撞击威胁、气动载荷和发动机推力的综合作用, 受撞击区域内部分布着复杂的应力状态。上世纪八九十年代, 多位复合材料领域专家^[3-5]先后指出, 静态载荷对复合材料结构抗冲击特性有重要影响, 针对该问题的研究将会成为一个热点。二十一世纪初, 在欧洲航空安全局(EASA)支持下, 德国宇航研究院(DLR)开展了大量相关试验和数值分析^[6-7], 结果表明了初始应力对结构冲击响应和损伤特性的实质影响作用。基于相关研究成果, 美国在咨询通告 AC20-107B “复合材料飞机结构”^[8]

收稿日期: 2019-09-25; 录用日期: 2019-11-18; 网络首发时间: 2019-11-25 10:05:39
网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20191125.001>
基金项目: 航空科学基金(2016ZA23009)
通信作者: 王计真, 硕士, 工程师, 研究方向为冲击动力学 E-mail: wangjizhen623@163.com

引用格式: 王计真, 刘小川. 考虑面内载荷的复合材料层合板冲击性能 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(8): 1868-1874.
WANG Jizhen, LIU Xiaochuan. Impact resistance of composite panels under in-plane preloading [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(8): 1868-1874(in Chinese).

中指出，在分析结构意外冲击，导致最严酷但不易觉察的损伤时，应考虑真实边界特性。

国外相关学者近年来已着手研究预应力复合材料结构冲击行为，试验设备常采用落锤冲击试验机、落摆实验装置或气炮系统。Kellar 等^[9]基于落锤试验机研究预应力对玻璃纤维增强聚合物(GFRP)复合材料层合板抗冲击性能的影响，发现施加压缩预应力的层合板损伤面积明显小于施加拉伸预应力的层合板。Mitrevski 等^[10]研究二向拉伸状态下 GFRP 复合材料层合板的冲击损伤，发现拉伸预应力使冲击力峰值增大，而冲击变形量降低。Kursun 等^[11-12]研究不同面内载荷对复合材料低速冲击的影响，预应力形式包括双向拉伸、双向压缩和拉压混合加载(剪切)三种形式，发现预应力会显著影响结构冲击变形、接触力和损伤量。Starnes 等^[13]和 Herszberg 等^[14]进行复合材料板高速冲击试验，表明随着预载荷的增大极限穿透速度下降。Heimbs 等^[15-16]较深入地研究了预应力复合材料板的高速冲击行为，考虑了不同尺寸、形状和材质冲头对复合材料层合板冲击损伤的影响，结果亦表明预载荷对复合材料平板冲击行为的影响不可忽略。在理论研究方面，文献^[17-19]针对预应力效应影响复合材料层合板抗冲击性能，进行了一些尝试，但由于模型成熟度较低及分析精度不足等问题限制了其进一步的应用。国内在该领域研究较少，仅见公开文献^[20-21]开展了初步的理论建模和数值分析，未见相关试验研究。

本文设计一种面内初始载荷施加装置，结合空气炮装置，针对 X850/IM+和 M21C/IMA 两种牌号复合材料层合板，开展考虑初始载荷的高速冲击试验，并讨论了面内初始载荷类型和大小对结构冲击动响应和损伤的影响规律。

1 试验材料及方法

1.1 试件

复合材料层合板试件尺寸为 400 mm×400 mm×2.1 mm，两种复合材料共 36 件。其中 X850/IM+ 复合材料层合板 18 件，铺层方式为 [45/-45/0/90/45/-45/90/0/-45/45]；M21C/IMA 复合材料层合板 18 件，铺层方式为 [45/90/0/-45/0/0/0/-45/0/90/45]。

1.2 面内初始载荷施加装置

面内初始载荷施加装置为试件提供设计初始载荷形式和大小。通过框架四周均布加载螺栓的旋进或旋出，可以实现单向或二向初始拉伸、压

缩和剪切三种类型初始载荷的模拟。面内初始载荷的大小以初始应变值衡量，通过螺纹螺距转换成螺母旋进或旋出圈数进行加载。

面内初始载荷施加装置如图 1 所示，包括外部框架、加载螺栓、试件加持块、试件和调整螺栓。外部框架通过底面 6 个螺栓孔与地面固定装置相连，实现装置固定；外部框架通过四周 28 个加载螺栓与试件加持块相连，通过加载螺栓的旋进或旋出以实现初始应力加载，试件上粘贴应变片，通过读取试件应变数值间接测量初始应力大小；试件加持块与试件通过调整螺栓相连，试件加持块开有圆角矩形滑槽，可实现调整螺栓在滑槽内的微小滑动，消除二向加载过程导致的加持块限位效应，以消除试件边界和螺栓孔处的应力集中现象，保证试件内部初始载荷的均匀分布。

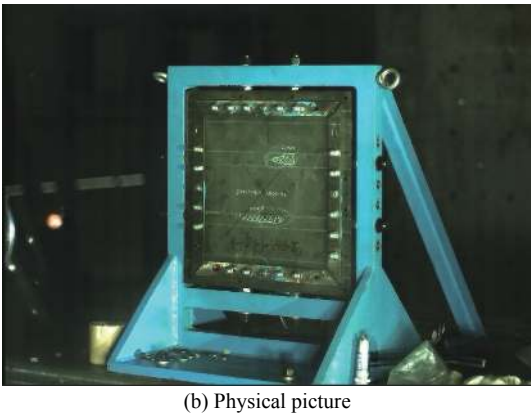
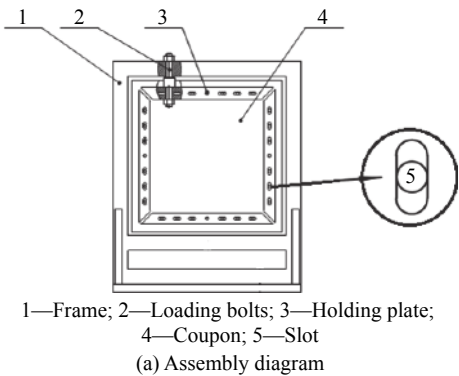


图 1 复合材料层合板初始载荷施加装置

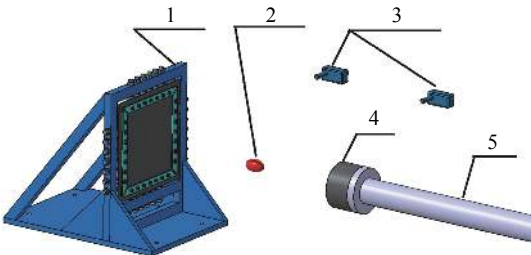
Fig. 1 Preloading application device for composite laminates

初始载荷通过螺栓旋进或旋出圈数施加，同时通过监测应变数据以辅助确认面内载荷大小；共施加三种初始载荷形式，分别为 -5.0×10^{-3} (压缩应变 0.5%)、0 和 5.0×10^{-3} (拉伸应变 0.5%)。

1.3 高速冲击试验装置

高速冲击试验基于气炮装置开展，试验设备

包括 D80 气炮系统、控制系统、激光瞄准系统、高速摄像机测速系统及试件等。图 2 为冲击试验原理图。



1—Preloading application device; 2—Steel bomb; 3—High-speed camera; 4—Shelling device; 5—Gas cannon

图 2 复合材料层合板高速冲击试验原理图

Fig. 2 Schematic diagram of high-speed impact test for composite laminates

试验过程中记录试验件冲击速度、反弹或穿透速度、层合板动态应变数据，并通过 C 扫描对层合板冲击损伤情况进行检测。

试验过程使用两台高速摄像机，其中一台拍摄靶板记录入射速度和反射速度，另外一台高速摄像机拍摄透射速度。

冲击物为直径为 25.4 mm 的钢球，冲击速度分别为 40 m/s、50 m/s 和 60 m/s。

试验矩阵如表 1 所示，每种冲击工况下，X850/IM+、M21C/IMA 牌号复合材料层合板各开展两件，确保至少一件有效。

表 1 复合材料层合板高速冲击试验矩阵

Table 1 High-speed impact test matrix for composite laminates

Initial velocity/(m·s ⁻¹)	Preloading		
	-5.0×10 ⁻³	0	5.0×10 ⁻³
40	4 pieces	4 pieces	4 pieces
50	4 pieces	4 pieces	4 pieces
60	4 pieces	4 pieces	4 pieces

1.4 试验方法与流程

首先，调节面内初始载荷施加装置的调节螺母，通过旋进或旋出圈数施加指定初始载荷；其次，将规定质量的钢弹放入弹壳，装进空气炮管中，启动空气压缩机，钢弹发射，炮口处由弹壳剥离装置将弹壳剥离；随后，通过测速装置，按预定的速度和方向撞击试件的特定部位；然后，钢弹击中层合板，测量反弹和穿透速度；最后，利用 C 扫描对层合板损伤情况进行无损检测。

2 试验结果与分析

图 3 为 X850/IM+复合材料层合板在不同初始

速度、不同面内初始载荷下的冲击剩余速度，其中正值表示反弹，负值表示穿透。可看出，随着初始速度的增加，反弹速度在增加至一定值后开始降低；初始速度继续提高，层合板出现击穿。总体来说，随着冲击速度的提高，冲击过程传递至层合板的能量 (包括层合板破坏耗能和弹性变形储能) 增加。

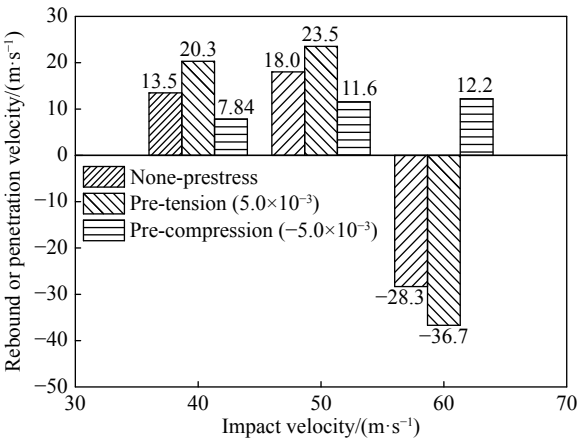


图 3 X850/IM+复合材料层合板冲击反射/透射速度

Fig. 3 Impact rebound/penetration speeds of X850/IM+ composite laminates

此外，在同一初始速度下，相比无初始载荷，施加拉伸初始载荷的复合材料层合板冲击剩余速度增加，施加压缩初始载荷的复合材料层合板冲击剩余速度减小。以 50 m/s 初速度冲击为例，施加 5.0×10^{-3} (拉伸应变 0.5%)，反弹速度提高了 30.6%，传递能量降低了 21.8%；施加 -5.0×10^{-3} (压缩应变 0.5%)，反弹速度降低了 35.6%，传递能量增加了 39.9%。40 m/s 和 50 m/s 初始冲击速度下，X850/IM+复合材料层合板未出现穿透；60 m/s 初始冲击速度下，无初始载荷的复合材料层合板和施加 5.0×10^{-3} 拉伸载荷的复合材料层合板出现穿透，而施加 -5.0×10^{-3} 的复合材料层合板未穿透。基于线性内插方法初步估算出极限穿透速度 (钢弹刚好穿透复合材料层合板的冲击速度)，无初始载荷时复合材料层合板的极限穿透速度为 44.3 m/s；施加 5.0×10^{-3} 的复合材料层合板的极限穿透速度为 43.9 m/s，降低了 1.0%；而由于施加 -5.0×10^{-3} 的复合材料层合板在试验工况下未穿透，极限穿透速度大于 60 m/s，至少提高了 35.4%。

图 4 为 M21C/IMA 复合材料层合板在不同初始速度、不同面内初始载荷下的冲击剩余速度。与 X850/IM+规律类似，不再赘述；不同之处在于 M21C/

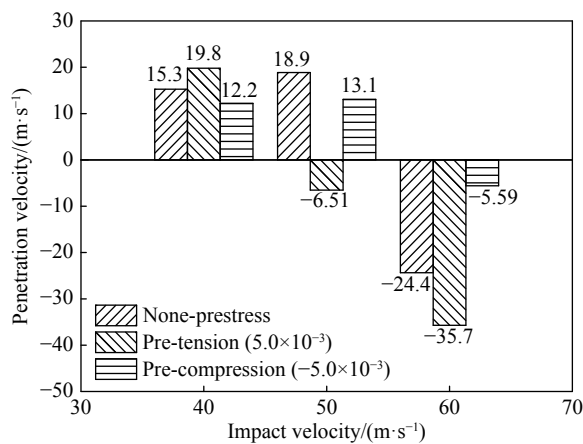


图4 M21C/IMA 复合材料牌号层合板冲击反射/透射速度

Fig. 4 Impact rebound/penetration speeds of M21C/IMA composite laminates

IMA 牌号层合板强度较低，极限穿透速度较小。
综上分析可推断，高速横向冲击过程，层合

板面内为拉伸应力状态。在拉伸初始载荷叠加作用下，提高了层合板的弯曲刚度，复合材料层合板内应力水平更高，纤维更容易断裂，使层合板的极限穿透速度降低。反之，压缩初始载荷抵消部分由于横向冲击产生的面内拉伸应力，降低了层合板弯曲刚度，层合板内纤维不容易断裂，有利于提高层合板的极限穿透速度。

表2和图5为在40 m/s、50 m/s和60 m/s三种初始速度下，X850/IM+复合材料层合板的冲击

表2 X850/IM+复合材料层合板冲击损伤面积
Table 2 Impact damage areas of X850/IM+ composite laminates

Initial velocity/ (m·s ⁻¹)	Tension/ mm ²	Unload/ mm ²	Compression/ mm ²
40	215	224	573
50	2 068	1 878	2 151
60	1 950	2 001	2 614

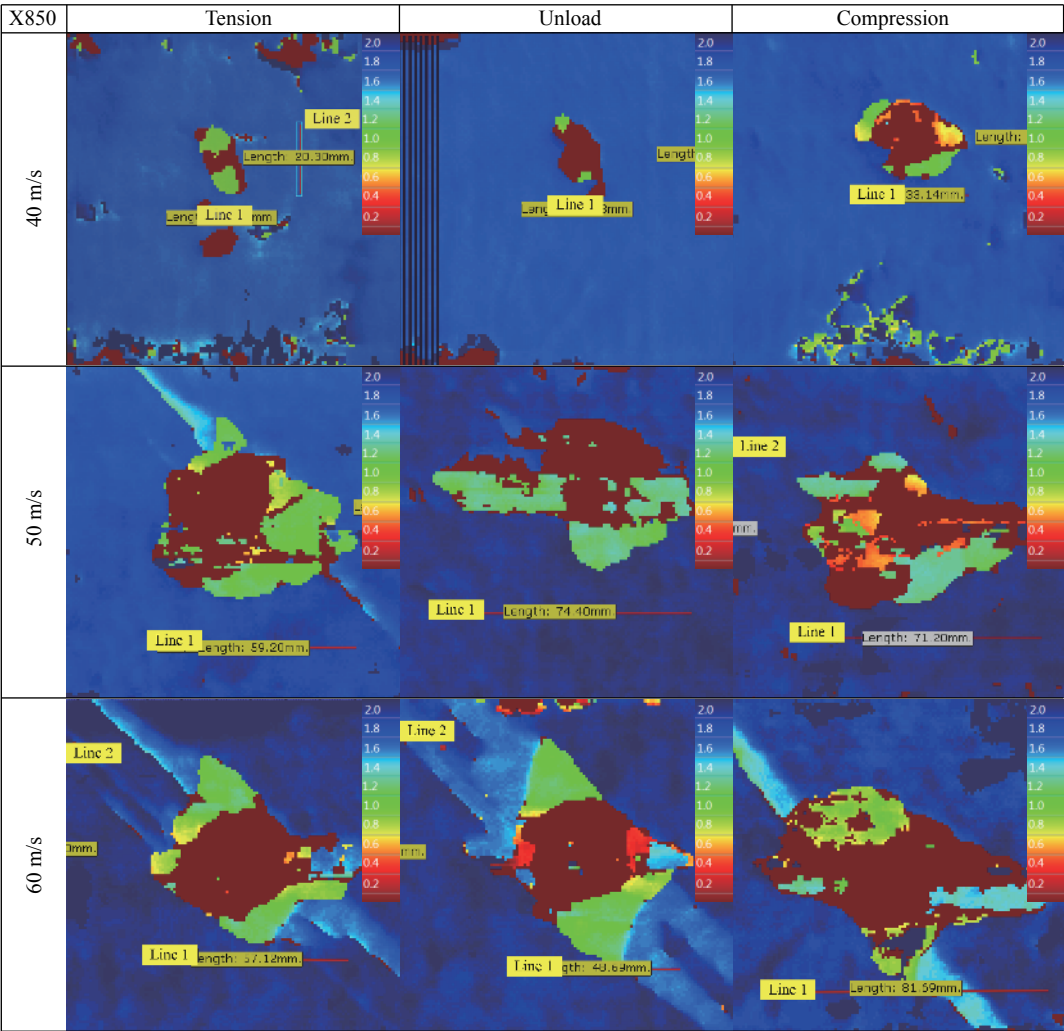


图5 X850/IM+层合板冲击损伤C扫描图像

Fig. 5 Impact damage C-scanning images of X850/IM+ laminates

损伤 C 扫描结果；表 3 和图 6 为 M21C/IMA 复合材料层合板冲击损伤情况。在损伤图中损伤深度和色条对应，深色表示冲击后层合板前后表面损伤，浅色表示冲击后层合板中间层损伤。以 X850/IM+ 复合材料层合板冲击响应为例，与冲击传递能量对应，在未穿透状态下，提高初始冲击速度，损伤面积增加；在出现穿透后，损伤面积受初始冲击速度影响不大。冲击穿透后，复合材料层合板出现沿纤维方向的撕裂脱粘，如 5.0×10^{-3} 拉伸状

态 50 m/s 冲击时，出现单条 45°方向的纤维脱粘带（浅色长条），60 m/s 冲击时，出现两条 45°方向的纤维脱粘带（三种初始载荷状态均存在），实际状态如图 7 所示。

在损伤形状方面，拉伸载荷和无初始载荷作用下的冲击损伤形式较一致，如 40 m/s 初速度冲击损伤近似椭圆形，60 m/s 初速度冲击穿透后，呈现两瓣花型；而施加压缩载荷的复合材料层合板损伤形式与其他两种初始载荷有显著不同。

在损伤面积方面，未穿透时拉伸载荷下的损伤面积最小，无初始载荷时的损伤面积次之，施加压缩载荷时的冲击损伤面积最大；出现穿透破坏后，损伤面积变化不大，均为 2 000 mm² 左右。

结合冲击传递能量分析可推断，在未穿透时，钢弹动能损伤大部分由分层损伤耗散，因而相同

表 3 M21C/IMA 层合板冲击损伤面积
Table 3 Impact damage areas of M21C/IMA laminates

Initial velocity/(m·s ⁻¹)	Tension/mm ²	Unload/mm ²	Compression/mm ²
40	236	559	986
50	1 929	536	1 287
60	1 804	1 888	1 867

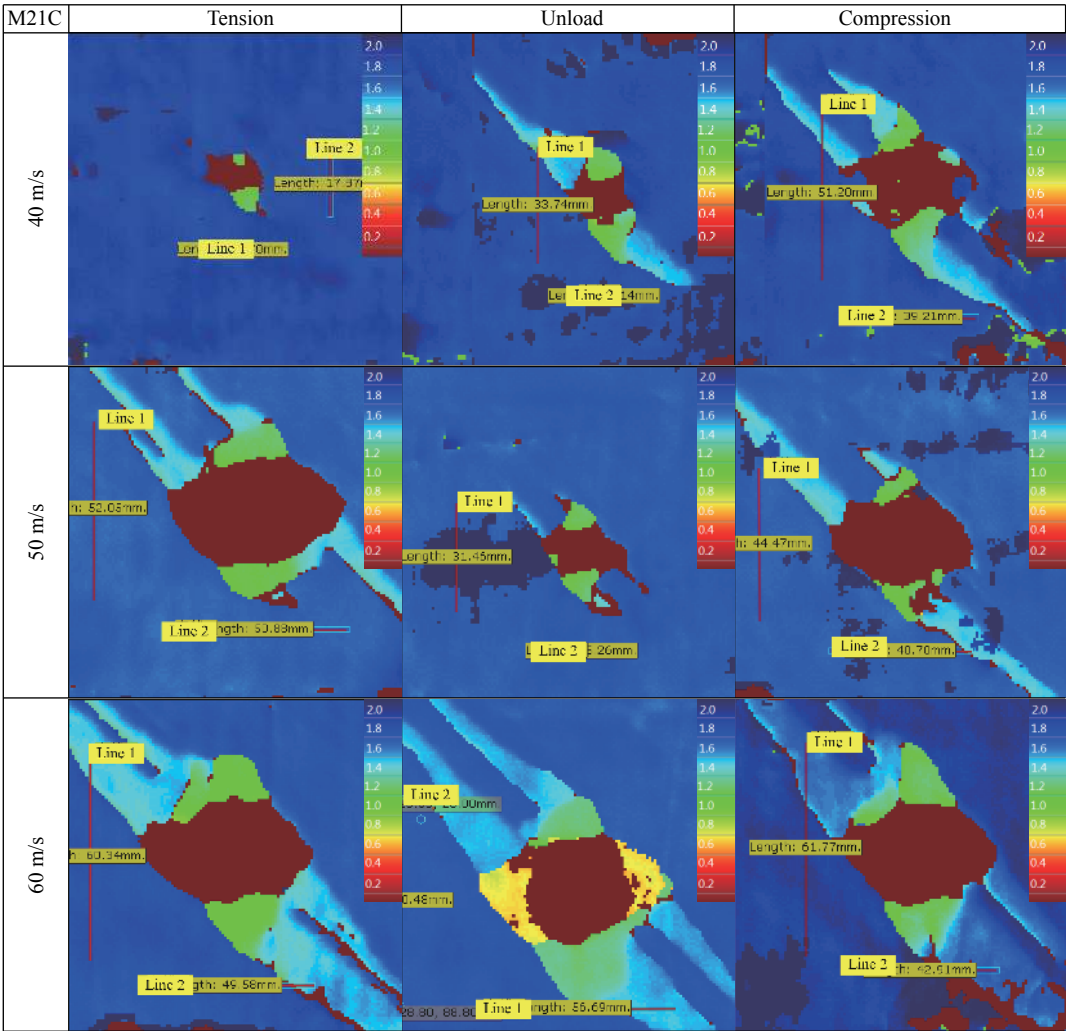


图 6 M21C/IMA 复合材料层合板冲击损伤 C 扫描图像

Fig. 6 Impact damage C-scanning images of M21C/IMA composite laminates

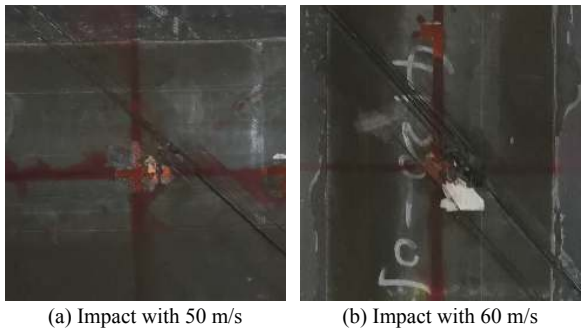


图 7 5×10^{-3} 拉伸 X850/IM+ 复合材料层合板冲击后背面纤维撕裂

初始冲击时, 弹丸剩余速度越小, 分层损伤耗能越大, 损伤面积越大。出现穿透后, 大部分能量由纤维断裂耗散, 纤维损伤量主要与弹体直径有关, 因而总体损伤面积相差不大。

对比 X850/IM+ 复合材料层合板和 M21C/IMA 复合材料层合板的冲击结果, 可看出两种牌号复合材料层合板的冲击损伤趋势基本一致, 不再赘述; 不同之处仅在于 M21C/IMA 复合材料层合板更早出现背面 45° 长条状纤维脱粘带, 极限穿透速度较 X850/IM+ 复合材料层合板小, 表明该材料力学性能较 X850/IM+ 复合材料层合板弱。

3 结论

(1) 50 m/s 初速度冲击时, X850/IM+ 复合材料层合板冲击未穿透, 施加拉伸载荷使反弹速度提高了 30.6%, 传递能量降低了 21.8%; 施加压缩载荷, 使反弹速度降低了 35.6%, 传递能量增加了 39.9%。

(2) 横向冲击过程, 拉伸初始应力叠加横向冲击产生的面内拉伸载荷使 X850/IM+ 复合材料层合板弯曲刚度提高, 极限穿透速度降低了 1%; 而压缩初始载荷则反之, 使极限穿透速度提高了 35.4% 以上。

(3) 冲击未穿透时, 同一初始速度下, 拉伸载荷下的冲击损伤面积最小, 无初始载荷时次之, 施加压缩载荷时的冲击损伤面积最大; 出现穿透破坏后, 损伤面积变化不大, 约为 $2\,000\text{ mm}^2$ 。

(4) M21C/IMA 复合材料层合板有类似上述规律, 但其该材料力学性能较 X850/IM+ 复合材料层合板弱。

参考文献:

[1] 邵青, 何宇廷, 张腾, 等. 复合材料加筋板低速冲击损伤及剩余压缩强度试验研究[J]. 复合材料学报, 2014, 31(1): 200-206.

SHAO Q, HE Y T, ZHANG T, et al. Experimental research on low-velocity impact and residual compressive strength of composite stiffened panels[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(1): 200-206(in Chinese).

[2] 王念. 复合材料层合板冲击损伤及损伤容限研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

WANG N. Research on impact damage and damage tolerance of composites laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014(in Chinese).

[3] WILLIAMS J G, ANDERSON M S, RHODES M D, et al. Recent developments in the design, testing and impact-damage tolerance of stiffened composite panels[M]//Fibrous Composites in Structural Design. US: Springer, 1980: 259-291.

[4] SODERQUIST J R. Certification of civil composite aircraft structure[C]. SAE Technical Paper, 1981.

[5] NETTLES A T, LANCE D G. The effect of compressive preload on the compression-after-impact strength of carbon/epox[R]. NASA Technical Paper TP3303. Washington: NASA, 1992.

[6] HEIMBS S, BERGMANN T, SCHUELER D, et al. High velocity impact on preloaded composite plates[J]. *Composite Structures*, 2014, 111: 158-168.

[7] TOSO N, JOHNSON A. LIBCOS—Significance of load upon impact behavior of composite structure, DLR/C EASA 2009OP24[R]. Stuttgart: German Aerospace Center, 2009.

[8] FAA Advisory Circular. Composite aircraft structures: AC 20.107B[S]. American: Federal Aviation Administration, 2009.

[9] KELKAR A D, SANKAR J, GRACE C, et al. Behavior of tensile preloaded composites subjected to low-velocity impact loads[C]. PVP-American Society of Mechanical Engineers. Pressure Vessels and Piping Division Newsletter, 1997.

[10] MITREVSKI T, MARSHALL I H, THOMSON R S, et al. Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes[J]. *Composite Structure*, 2006, 76(3): 209-217.

[11] KURSUN A, ŞENEL M. Investigation of the effect of low-velocity impact on composite plates with preloading[J]. *Experimental Techniques*, 2013, 37.6: 41-48.

[12] KURSUN A, SENEL M, ENGINSOY H M. Experimental and numerical analysis of low velocity impact on a preloaded composite plate[J]. *Advances in Engineering Software*, 2015, 90: 41-52.

[13] STARNES J H, RHODES M D, WILLIAMS J G. Effect of impact damage and holes on the compressive strength of a graphite/epoxy laminate[J]. *Nondestructive Evaluation and Flaw Criticality for Composite Materials*, 1979, 696:

- 145-171.
- [14] HERSZBERG I, WELLER T. Impact damage resistance of buckled carbon/epoxy panels[J]. *Composite Structures*, 2006, 73(2): 130-137.
- [15] HEIMBS S, HELLER S, MIDDENDORF P, et al. Low velocity impact on CFRP plates with compressive preload: Test and modelling[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2009, 36(10): 1182-1193.
- [16] HEIMBS S, BERGMANN T. High-velocity impact behaviour of prestressed composite plates under bird strike loading[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2012, 2012: 372167.
- [17] CHOI I H. Low-velocity impact analysis of composite laminates under initial in-plane load[J]. *Composite Structures*, 2008, 86(1): 251-257.
- [18] SUN C T, CHEN J K. On the impact of initially stressed composite laminates[J]. *Journal of Composite Materials*, 1985, 19(6): 490-504.
- [19] SUN C T, CHATTOPADHYAY S. Dynamic response of anisotropic laminated plates under initial stress to impact of a mass[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1975, 42(3): 693-698.
- [20] 王计真, 刘小川. 预加载复合材料层合薄板低速冲击理论分析[J]. *应用力学学报*, 2018, 35(6): 1248-1253.
- WANG Jizhen, LIU Xiaochuan. Analysis of low-speed impact of preloaded composite laminates[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2018, 35(6): 1248-1253(in Chinese).
- [21] 王计真. 预应力状态下复合材料板冲击响应数值方法研究[J]. *科学技术与工程*, 2017, 17(4): 25-31.
- WANG Jizhen. Numerical method of impact response of composite plates under prestressed state[J]. *Science Technology and Engineering*, 2017, 17(4): 25-31(in Chinese).