

拉伸/压缩载荷作用下复合材料抗冲击性能试验研究

尹昱凯^a, 陈伟^a, 刘璐璐^a, 赵振华^b, 罗刚^b

(南京航空航天大学 a. 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室;

b. 机械结构力学及控制国家重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要:考虑发动机叶片工作时受预载荷的情况,设计一种面内单向加载装置,配合空气炮等装置开展5种不同预载荷作用下碳纤维/环氧树脂复合材料(T700/TDE-86)的高速冲击试验研究。结果表明:面内初始载荷对复合材料层合板高速冲击性能和损伤特性有显著影响。预拉载荷会提高靶板的抗弯刚度,减少靶板吸收的能量,降低靶板的抗冲击性能,预压载荷则相反;预加载的靶板损伤面积都普遍变小,击穿情况下,靶板的损伤面积会随着预拉力的增大而增大,随着预压力的增大而减小;反弹工况靶板的损伤面积小于击穿工况,且击穿后靶板的损伤面积随冲击速度的增加而增加。

关键词:复合材料;预载荷;高速冲击;分层损伤

中图分类号:V258 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2022)03-0001-04

Experimental Research on Impact Resistance of Composite Materials Under Tension/Compression Loading

YIN Shikai^a, CHEN Wei^a, LIU Lulu^a, ZHAO Zhenhua^b, LUO Gang^b

(a. Aero-engine Thermal Environment and Structure Key Laboratory of Ministry of Industry and Information Technology;

b. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In view of the preload condition of engine blades during operation, an in-plane unidirectional loading device is designed. In coordination with air cannons and other devices, high-speed impact tests of carbon fiber/epoxy resin composites (T700/TDE-86) are carried out under five different preloads. The results show that the initial in-plane load has a significant effect on the high-speed impact performance and damage characteristics of the composite laminate. The pretension load will increase the flexural rigidity of the target plate, reduce the energy absorbed by the target plate and the impact resistance of the target plate. Oppositely, the precompression load will generally minify the damage area of the preloaded target. In the case of breakdown, the damage area of the target will increase along with the increase of the pretension, and decrease with the increase of the precompression. The damage area of the target under the rebound condition is smaller than that under the breakdown condition, and the damage area of the target after breakdown increases with the increase of the impact velocity.

Keywords: composite materials; reloading; high-speed impact; delamination damage

0 引言

在航空航天领域,发动机部件冲击损伤这一问题倍受关注,从低速冲击一直研究到现在的高速冲击。随着先进技术的发展,航空航天领域对材料的要求越来越高,碳纤维复合材料由于其优越的性能已广泛应用于发动机各个部件,而发动机部件大都在受预载荷的情况下工作,因此研究预载荷对碳纤维复合材料力学性能的影响尤为重要。

至今,关于预载荷对复合材料抗冲击性能的影响前人已做过大量的工作,并取得了丰硕的成果。尤其是拉伸载荷对复合材料冲击性能影响的研究已屡见不鲜。早在20世纪90年代,WHITTINGHAM B、MIKKOR K M和PICKETT A K

等^[1-3]相继研究了预拉载荷对碳纤维复合材料冲击性能的影响,并得出拉伸预载使靶板弯曲变形减少、分层程度降低的结论。GARCIA-CASTILLO S K^[4-5]做了双轴拉伸预紧板的高速冲击研究,发现了预载板的弹道极限与其数值解析结果之间的联系。近年来,学者们不仅只关注预载荷对靶板损伤的影响。2011年SCHUELER D等^[6]通过试验发现单轴预拉载荷会减小弹道极限,并且得出初始应力越高,靶板吸收能量越少的结论。同年MOALLEMZADEH A R等^[7]研究了单轴与双轴拉压预紧力对复合材料板冲击响应的研究,得出预拉载荷会降低弹道极限和复合板的吸能能力的结论。

相比于拉伸预载荷,压缩预载荷对复合材料冲击性能影响的研究为数不多。1990年MORLO H、1999年

基金项目:国家自然科学基金项目(51975279);国家科技重大专项(2017-IV-0006-0043);航空科学基金项目(201941052001)

第一作者简介:尹昱凯(1995—),男,辽宁丹东人,硕士研究生,研究方向为航空复合材料冲击动力学。

ZHANG X 和 2009 年 HEIMBS S 等^[8-10]曾做过压缩预加载作用下碳纤维复合材料的冲击试验,并得出了预压使靶板弯曲变形增加从而导致分层损伤面积增大的结论。随后 2014 年 HEIMBS S 等^[11]也针对 T800S/M21 碳纤维/环氧树脂复合材料做过类似的试验,得出相同的结论,并发现预载荷下靶板的主要失效模式为基体裂纹和分层。

综上,针对不同大小预载荷对复合材料影响规律的对比研究较为稀缺。因此,本文通过对比试验,探究在不同大小的预拉及预压载荷作用下,碳纤维增强复合材料损伤容限和冲击性能的变化规律。

1 拉压载荷作用下复合材料高速冲击试验

1.1 试验冲击系统

本试验采用课题组自行设计的 50 mm 空气炮试验系统进行外物损伤模拟试验。试验时通过压缩空气推动弹托和弹体加速,在炮口处弹托分离器将弹托分离,弹体随即依靠惯性继续飞出至完成冲击过程。试验系统由发射系统、弹托收集装置、固持与防护系统、高速摄影系统和液压加载系统组成,具体结构如图 1 所示。

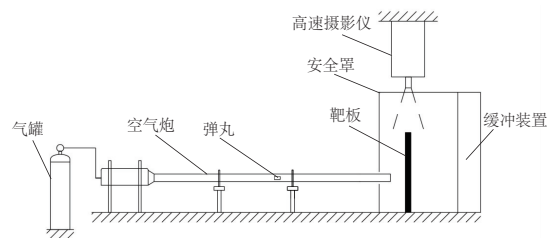


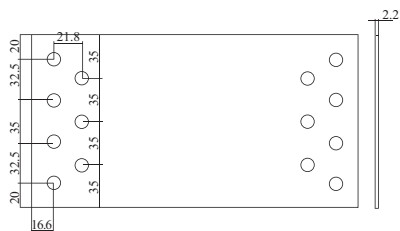
图 1 冲击系统示意图

1.2 预加载装置

液压加载装置由空压机、调压阀、空气增压泵、控制开关以及加力油缸 5 部分构成。根据液压加载系统经验公式: $F = \text{调压阀示数} \times \text{空气增压泵倍数} \times \text{加力油缸受力净截面积}$, 并根据所需施加力的大小求出空气增压泵油表示值。

1.3 试验件及夹具

试验件材料为碳纤维/环氧树脂复合材料(T700/TDE-86), 尺寸为 $250 \text{ mm} \times 140 \text{ mm} \times 2 \text{ mm}$, 铺层方式为 $[\pm 45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ, 0^\circ, 90^\circ]_s$ 。冲击弹体选取直径 17 mm, 质量为 20.2 g 的钢球。具体靶板尺寸及实物如图 2(a) 所示, 试件装夹图如图 2(b) 所示。



(a) 靶板尺寸及实物图



(b) 试件装夹图

图 2 单向预载荷靶板设计

2 结果分析与讨论

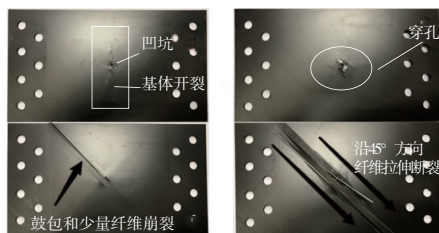
2.1 试验结果

试验分别采用空载、拉伸 35.0 kN、拉伸 82.5 kN、压缩 19.0 kN 和压缩 28.0 kN 载荷开展。试验结果如表 1 所示。表中 m 为弹体质量; F 为预应力, 拉伸为正, 压缩为负; V_i 为入射速度; V_r 为剩余速度; E_k 为靶板吸收的动能。

2.2 分层损伤分析

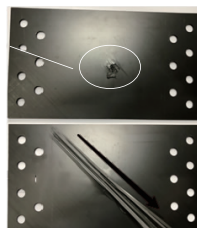
选取不同工况下试验, 部分冲击后试验件照片如图 3 所示。由图可见, 冲击速度较低时, 靶板迎弹面留下一个跟弹体尺寸差不多的圆形凹坑, 出现纤维剪切断裂, 背弹面有少量的纤维崩裂。反弹工况的靶板损伤模式以基体开裂和纤维拉伸断裂为主, 同时也有层间分层失效。随着冲击速率的增加, 靶板迎弹面, 凹坑变深, 背弹面鼓包也变高, 纤维崩裂数量增多, 当纤维拉伸变形超过其断裂伸长率时, 背弹面形成沿纤维方向的撕裂断口。击穿

工况下靶板的损伤模式有纤维拉伸断裂, 基体开裂和层间分层等。



(a) N2 103.80 m/s 反弹

(b) N3 114.25 m/s 击穿



(c) T2 114.60 m/s 击穿

(d) T4 106.40 m/s 击穿

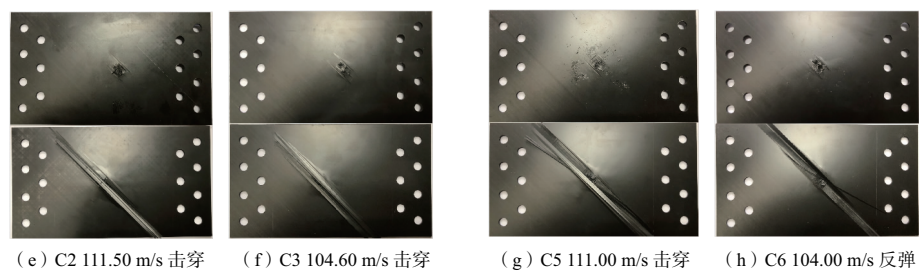


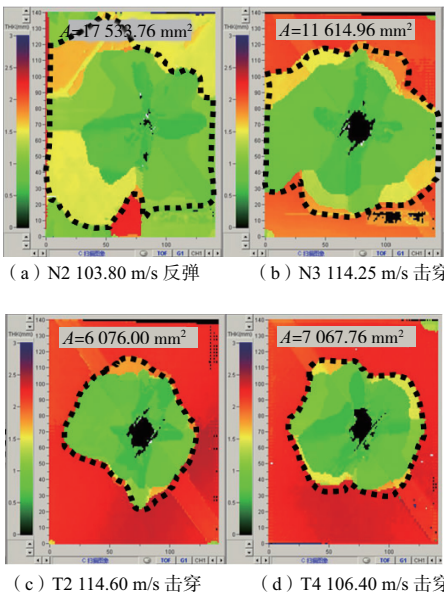
图3 部分冲击试验照片

表1 试验数据记录表

组别	m/g	F/kN	$v_i/(m/s)$	$v_r/(m/s)$	E_k/J	损伤情况	损伤面积/(mm^2)
N1	20.1	0	91.90	-16.00	81.90	反弹	—
N2	20.0	0	103.80	-6.50	108.93	反弹	1 7553.76
N3	20.2	0	114.25	47.67	108.88	击穿	1 1614.96
N4	20.0	0	125.30	80.50	93.12	击穿	—
T1	20.2	35.0	95.50	26.40	84.65	击穿	—
T2	20.1	35.0	114.60	55.70	101.81	击穿	6 076.00
T3	20.3	35.0	122.00	83.20	79.62	击穿	—
T4	20.2	82.5	106.40	47.66	91.85	击穿	7 067.76
T5	20.3	82.5	108.00	61.30	79.06	击穿	—
T6	20.1	82.5	119.00	79.50	78.02	击穿	—
C1	20.1	-19.0	119.50	66.80	99.16	击穿	—
C2	20.2	-19.0	111.50	51.40	99.37	击穿	6 488.84
C3	20.0	-19.0	104.60	34.40	99.04	击穿	4 530.86
C4	20.1	-28.0	122.20	71.50	99.19	击穿	—
C5	20.1	-28.0	111.00	44.70	104.26	击穿	3 335.20
C6	20.0	-28.0	104.00	-12.30	107.71	反弹	5 219.16

为了更直观地看出加载情况对 T700/TDE-86 复合材料弹道冲击试样内部造成的损伤情况,使用 TABLETUT 型超声 C 扫描系统(MISTRAS 公司)对以上试验组别的靶板进行损伤部位和损伤面积的检测,如图 4 所示;不同加载条件下靶板损伤面积如图 5 所示。从图中可以明显看出在单轴空载时,靶板被击穿前分层损伤随着速度的增加而增加,且靶板上出现凹坑,靶板被击穿后,出现圆形穿孔,分层损伤面积几乎不变;在冲击速度接近的情况下,与空载相比,单轴拉伸 35.0 kN 与单轴拉伸 82.5 kN 的靶板分层损伤面积减小,且随着预拉载荷的增大,靶板的圆形穿孔变小。这可能是由于施加拉力后靶板抗弯刚度增加,阻止了分层的扩展。拉伸加载情况在靶板被击穿后,分层损伤区域近似为“菱形”型,且分层沿单孔附近呈“十字型”扩展,说明该层沿 0/90°扩展。而与空载情况相比,拉伸与压缩加载情况的靶板损伤面积普遍变小,且击穿情况下,靶板的损伤面积会随着加载拉力的增大而增大(图 4(c)与图 4(d)),会随着加载压力的增大而减小(图 4(e)与图 4(g));在同种压力工况下,反弹工况靶板的损伤面积小于击穿工况(图 4(g)与图 4(h)),且击穿后随冲击速度的增加靶板损伤面积也会增加(图 4(e)与图 4(f));相同冲击速度下,且同为反弹工况,压缩工况的靶板损伤面

积远小于空载工况(图 4(a)与图 4(h)),压缩加载情况下靶板损区域近似为“梅花”型,分层依旧沿弹孔附近呈“十字”型扩展。



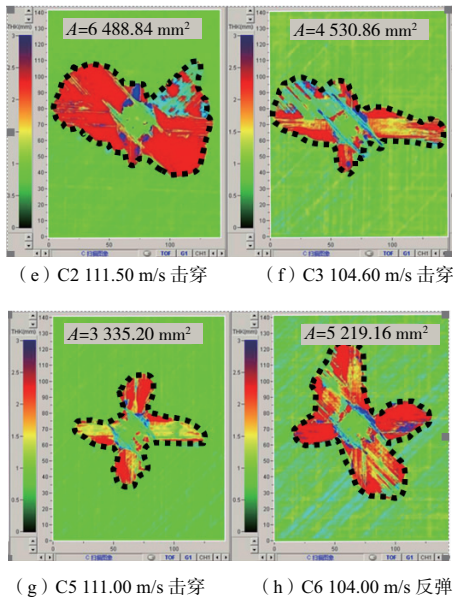


图4 超声C扫描图片

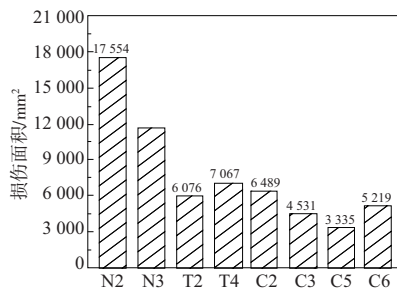


图5 不同加载条件下靶板损伤面积

2.3 能量吸收分析

本文通过对比在不同预载荷条件下靶板的能量吸收和弹道极限来评价该复合材料靶板的抗冲击性能和吸能能力。弹体冲击过程中的动能的损失 ΔE_k 即为靶板吸收的能量。

$$\Delta E_k = \frac{1}{2} M_p (V_i^2 - V_r^2) \quad (1)$$

式中: M_p 为弹体质量; V_i 为弹体入射速度; V_r 为弹体剩余速度。

由于两种靶板的等效面积相同(均为 $140 \text{ mm} \times 140 \text{ mm}$),故用选取单位面积平均吸能 $\Delta \bar{E}_e$ 评价不同种类靶板的吸能能力:

$$\Delta \bar{E}_e = \frac{1}{S} \cdot \frac{\Delta E_{k1} + \dots + \Delta E_{ki} + \dots + \Delta E_{kn}}{n} \quad (2)$$

式中: S 为靶板的等效面积; ΔE_{ki} 为第 i 发弹体冲击靶板后的动能损失; n 为试验次数。

图6为不同加载工况下靶板单位面积平均吸能图。同比空载工况,拉伸 35.0 kN 及拉伸 82.5 kN 的靶板单位面积平均吸能分别降低了 6.15% 和 12.20% 。这是由于拉伸应力会使靶板的抗弯曲变形能力,即抗弯刚度增强,使靶板不能通过屈曲变形吸收更多的能量,使靶板吸能方式

变得单一,所以拉伸预应力会减小靶板吸收的能量,从而增大弹体的剩余速度,减小靶板弹道极限,降低靶板抗冲击性能。而与拉伸加载情况不同,预压 19.0 kN 和预压 28.0 kN 工况同比空载工况靶板单位面积平均吸能分别增加了 5.0% 和 9.8% 。这是由于预压载荷会使靶板更易变形,减小了靶板的抗弯刚度,使靶板可以通过屈曲变形吸收更多的冲击能量,增加了靶板吸收的能量,从而减小弹体的剩余速度,增大靶板弹道极限,提高靶板抗冲击性能。

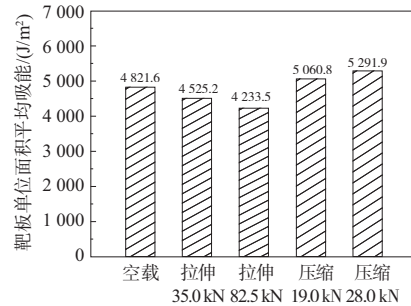


图6 不同加载条件下靶板单位面积平均吸能

3 结语

本文通过开展预拉与预压载荷作用时碳纤维/环氧树脂复合材料(T700/TDE-86)的高速冲击试验,探究不同大小预拉与预压载荷对该材料能量吸收能力、抗冲击性能及分层损伤区域的影响,结论如下所述。

1) 相对于空载,预拉载荷会提高靶板的抗弯刚度,减少靶板吸收的能量,降低靶板的抗冲击性能。预压载荷会减小靶板的抗弯刚度,增加靶板吸收的能量,增加靶板的抗冲击性能。

2) 而与空载情况相比,拉伸与压缩加载情况的靶板损伤面积普遍变小,且击穿情况下,靶板的损伤面积会随着加载拉力的增大而增大,且随着加载压力的增大而减小。

3) 在同种压力工况下,反弹工况靶板的损伤面积小于击穿工况,且击穿后靶板的损伤面积随冲击速度的增加而增加;相同冲击速度下,且同为反弹工况,压缩工况的靶板损伤面积远小于空载工况。

参考文献:

- [1] WHITTINGHAM B, MARSHALL I H, MITRETSKI T, et al. The response of composite structures with pre-stress subject to low velocity impact damage [J]. Composite Structures, 2004, 66(1/2/3/4): 685-698.
- [2] MIKKOR K M, THOMSON R S, HERSZBERG I, et al. Finite element modelling of impact on preloaded composite panels [J]. Composite Structures, 2006, 75(1/2/3/4): 501-513.
- [3] PICKETT A K, FOUINNETEAU M R C, MIDDENDORF P. Test and modelling of impact on pre-loaded composite panels [J]. Applied Composite Materials, 2009, 16(4): 225-244.
- [4] GARCÍA - CASTILLO S K, SÁNCHEZ - SÁEZ S, LÓPEZ - PUENTE J, et al. Impact behaviour of preloaded glass/polyester woven plates [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(6): 711-717.

(下转第21页)

图 4 中迟滞回线存在不稳定的波动现象,造成该现象的原因可能是 MTS 加载试验台在施加低应力水平时存在失稳现象,导致应力-应变曲线不平滑。

综合观察图 4-图 6 的测试结果发现:

1)随着循环次数的增加,迟滞回线存在向上方偏移的趋势,且偏移速率由快到慢,最终趋于稳定;

2)随着循环次数的增加,在保持应力水平不变的情况下,材料应变逐渐增大。每次应变增大会伴随着新的损伤,待损伤发展完全后,材料应变趋于稳定。此外,应力水平越大,材料最终趋于稳定的应变也越大。

通过 MATLAB 软件计算 2000 次循环周期对应的迟滞阻尼损耗因子,计算结果如图 7-图 9 所示。观察迟滞阻尼损耗因子的变化趋势发现,损耗因子在初始阶段下降明显,随着循环次数的增加(循环数约 1000 以后)逐渐趋于稳定。在 0.3 和 0.6 应力水平下,损耗因子最终稳定在 0.015 左右,而 0.8 应力水平下损耗因子最终稳定在 0.02 左右。

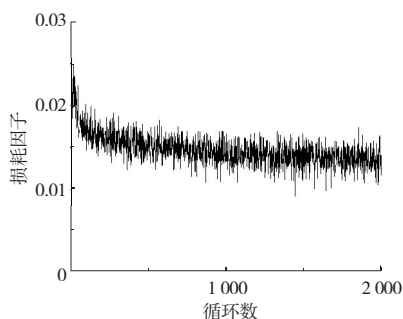


图 7 1 号试验件迟滞阻尼损耗因子

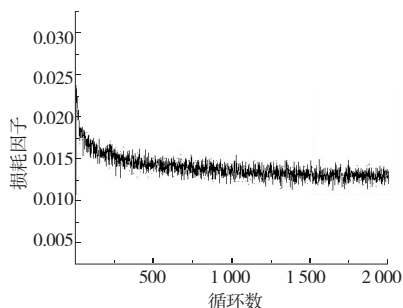


图 8 2 号试验件迟滞阻尼损耗因子

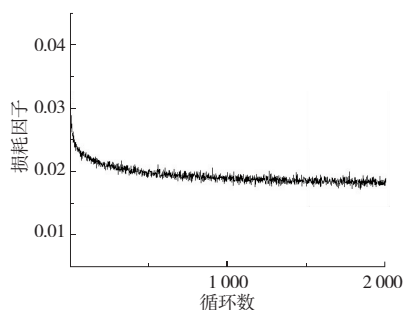


图 9 3 号试验件迟滞阻尼损耗因子

3 结语

本文通过迟滞回线法对用于航空航天领域的 2.5 维树脂基编织复合材料的迟滞阻尼损耗因子进行了试验研究。研究结果表明,迟滞阻尼损耗因子随着循环次数的增加会逐渐降低,并且在达到一定循环次数后趋于稳定。同时,最终损耗因子的稳定值与应力水平有关。本文试验研究内容初步揭示了 2.5 维树脂基编织复合材料中的迟滞阻尼特性,为今后的理论研究提供试验依据。这对探索 2.5 维树脂基编织复合材料其他类型阻尼机理具有很大的实际意义,对其迈向工程实际应用具有很大帮助。

参考文献:

- [1] 吴琨. 热塑性树脂基复合材料在航空领域的研究进展[J]. 价值工程, 2020, 39(9): 210-211.
- [2] ALPER J R, O'NEILL J P. A new passive hysteresis damping technique for stabilizing gravity-oriented satellites[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4(12): 1617-1622.
- [3] LAZAN B. A study with new equipment of the effects of fatigue stress on the damping capacity and elasticity of mild steel[R]. [S.I.]: Defense Technical Information Center, 1950.
- [4] LAZAN B. Effect of damping constants and stress distribution on the resonance response of members[R]. [S.I.]: Defense Technical Information Center, 1952.
- [5] MALOGI D, GUPTA A, KATHAWATE G R. Center impedance method for damping measurement[J]. Advances in Acoustics and Vibration, 2009: 1-7.
- [6] ABRAMOVICH H, GOVICH D, GRUNWALD A. Damping measurements of laminated composite materials and aluminum using the hysteresis loop method[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 78: 8-18.

收稿日期: 2021-03-11

(上接第 4 页)

- [5] GARCÍA-CASTILLO S K, SÁNCHEZ-SÁEZ S, BARBERO E, et al. Response of pre-loaded laminate composite plates subject to high velocity impact[J]. Journal De Physique IV (Proceedings), 2006, 134: 1257-1263.
- [6] SCHUELER D, TOSO-PENTECOTE N, VOGGENREITER H. Modelling of high velocity impact on preloaded composite panels[C]. Composites 2011, 3rd ECCOMAS Thematic Conference on the Mechanical Response of Composites, Hannover, Germany: 2011.
- [7] MOALLEMZADEH A R, SABET S A R, ABEDINI H, et al. Investigation into high velocity impact response of pre-loaded hybrid nanocomposite structure[J]. Thin-Walled Structures, 2019, 142: 405-413.
- [8] MORLO H, KUNZ J. Impact behaviour of loaded composites

[M]//Developments in the Science and Technology of Composite Materials. Dordrecht: Springer Netherlands, 1990: 987-991.

- [9] ZHANG X, DAVIES G A O, HITCHINGS D. Impact damage with compressive preload and post-impact compression of carbon composite plates[J]. International Journal of Impact Engineering, 1999, 22(5): 485-509.
- [10] 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(10/11): 1182-1193.
- [11] HEIMBS S, BERGMANN T, SCHUELER D, et al. High velocity impact on preloaded composite plates[J]. Composite Structures, 2014, 111: 158-168.

收稿日期: 2021-03-12