

破片群作用下复合材料结构损伤特性及抢修需求分析

郭孝欢¹, 孙法亮¹, 卿华¹, 雍霄驹¹, 夏鑫园²

(1. 空军工程大学航空机务士官学校, 河南信阳, 464000; 2. 空军工程大学防空反导学院, 西安, 710051)

摘要 对战斗部破片群作用下复合材料结构损伤规律进行了试验研究。以实际飞机复合材料部件为研究对象, 开展了层压板、层压板加筋结构的战斗部地面静爆试验, 采用无损检测方法对复合材料在高速冲击下的真实损伤情况进行了检测分析。检测结果表明, 遭受单个破片高速冲击的层压板结构的主要损伤形式为破孔+周边分层+表面纤维撕裂, 破孔尺寸与弹片尺寸相当, 周边分层扩展面积约为破孔面积的1.13~5.00倍。最后, 结合修理需求和强度分析结果, 提出了修复建议。同样的冲击条件下, 层压板结构剩余强度下降比加筋壁板结构的更明显, 但从服役的角度看, 可能会出现加筋壁板结构剩余承载能力低于极限强度, 而层压板结构可采取不修或简单贴补等恢复结构完整性后继续使用的现象。

关键词 破片群; 复合材料; 损伤特性; 抢修

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.03.017

中图分类号 V214.8 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)03-0121-06

An Analysis of Damage Characteristics and Emergency Repair Demand of Composite Structural under the Action of Fragment Group

GUO Xiaohuan¹, SUN Faliang¹, QING Hua¹, YONG Xiaojun¹, XIA Xinyuan²

(1. Aviation Maintenance Academy, Air Force Engineering University, Xinyang 464000, Henan, China;

2. Air Defense and Antimissile School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038)

Abstract A damage law of composite material structure under the action of warhead fragment group is studied experimentally. Taking the actual aircraft composite components as a research object, the ground static explosion test of the warhead of laminate and laminate reinforced structure is carried out. The real damage of composite materials under high-speed impact is detected and analyzed by nondestructive testing method. The test results show that the main damage forms for laminate structure subjected to high-speed impact of a single fragment serve as a broken hole + peripheral delamination + surface fiber tearing, the size of broken hole is equivalent to the size of fragment's shrapnel, and the expansion area of peripheral delamination is 1.13~5.00 times larger than that of the broken hole. Finally, the repair suggestions in combination with the repair demand and strength analysis results are put forward. Under the same impact conditions, the residual strength of the laminate structure decreases more obviously than that of the stiffened composite structure, but, from the point of service, the residual carrying capacity of the stiffened composite structure may be lower than the ultimate strength, and the laminate structure can be used with-

收稿日期: 2022-09-01

作者简介: 郭孝欢(1985-), 女, 河南信阳人, 副教授, 硕士, 研究方向为飞机战伤检测。E-mail: 434506563@qq.com

引用格式: 郭孝欢, 孙法亮, 卿华, 等. 破片群作用下复合材料结构损伤特性及抢修需求分析[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(3): 121-126.
GUO Xiaohuan, SUN Faliang, QING Hua, et al. An Analysis of Damage Characteristics and Emergency Repair Demand of Composite Structural under the Action of Fragment Group[J]. Analysis of Damage Characteristics and Emergency Repair Demand of Composite Structural under the Action of Fragment Group, 2024, 25(3): 121-126.

out repair or simply repair after the structural integrity is restored.

Key words fragment group; composite structural; damage characteristics; emergency repair

复合材料结构的用量已经成为衡量现代战机是否先进的重要指标,而且正逐步由次承力结构向主承力的框、梁结构转变。现代导弹的精确制导能力和机动突防能力大增,飞机复合材料结构不可避免地会受到战斗部破片近距离高速冲击。相比金属结构,复合材料结构的抗冲击性能较差,研究表明,当冲击载荷造成目视可见的损伤时,复合材料结构的剩余强度已不足 40%^[1-3]。

飞机战伤抢修是迅速恢复飞机战斗力的重要手段,通常需要根据结构的剩余承载能力和载荷使用要求,选择合适的抢修方法。然而,由于复合材料力学性能的复杂性,复合材料结构高速冲击后损伤预测难度很大。杨娜娜团队利用近场动力学理论建立了复合材料近场动力学冲击模型,探讨了舰船复合材料层压板结构、加筋结构在破片群联合作用下的抗弹性能^[4-8];李典等也对破片群侵彻舰船复合材料结构的侵彻效应进行了研究,得出破片群的穿甲能力可与增大长度的单破片穿甲能力等效的结论^[9-10]。这些研究通过数值模拟方法,分析不同影响因素下复合材料结构的损伤模式和规律,研究成果对提高复合材料结构的抗高速冲击性能和相应武器的威力有一定的指导,但缺乏试验验证。文献[11~12]利用弹道枪开展了侵彻实验,并对单个破片的侵彻作用进行了研究,得出侵彻破坏特征与冲击过程中应力波传播有关的结论。由于多破片作用下应力波的传播存在叠加效应,因此破片群作用下靶板的破损情况并不是单个破片的叠加。文献[13]开展了实弹爆炸试验,获得了真实的毁伤结果;文献[14]基于爆炸力学相关经验公式,提出采用等效缩比战斗部进行等效试验的方法,总体来说,对破片群侵彻实验的研究并不多。

本文基于开展的真实飞机复合材料结构件战斗部地面静爆实验,从飞机战伤后抢修的角度,利用无损检测设备,对遭受导弹战斗部攻击的真实飞机复合材料部件的真实损伤进行无损检测,探索破片群作用下飞机复合材料结构的损伤规律。

1 试验介绍

1.1 战斗部参数

战斗部为破片杀伤型战斗部,战斗部装药当量 23 kg TNT;破片为 10 mm 立方体,质量 8 g,破片数量 2 100~2 200 片,初速约 2 000 m/s,有效威力

半径 20 m。

1.2 试验布局

试验件共 3 块,均为飞机实际使用复合材料结构件,1# 试验件为单纯层压板结构,2# 试验件为层压板加筋结构,3# 试验件含蜂窝结构。试验时,将 1 枚战斗部放置在距地面高 1.5 m 的木架上,试验件迎面放置在试验架上,四周不固定,试验架布置在距爆心 20 m 的圆周上。试验时,模拟破片从机体外部入射到内部的情况进行试验,此时试验件主要遭受战斗部破片的侵彻作用,受爆轰波的影响较小,图 1 为试验件遭受实弹打击后的情形。



(a) 1# 层压板试验件背面



(b) 2# 加筋板试验件背面



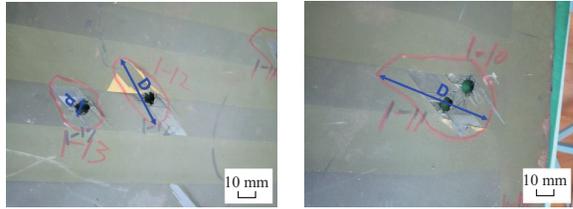
(c) 3# 蜂窝板试验件背面

图 1 试验件遭实弹打击后实物图

1.3 检测方法与设备

利用无损检测手段,对层压板区域(含 1# 试验件全部、2# 试验件非加筋区域以及 3# 试验件非蜂窝区域)和加筋区域造成的穿透性损伤进行分析。其中,针对穿透性破孔,采用钢板尺直接测量可见破孔的最大直径,记为 d ;针对破孔周边分层损伤,利用 SMART-2005KK 超声波 A 型探伤仪,采用半波高度法确定孔边分层区域,如图 2 所示,用红色记号笔标记周边分层损伤区域,取损伤区域最大直径,记

为 D ;若相邻破孔周边的分层损伤毗连,则按一处损伤处理。为避免表面纤维撕裂的影响,检测从表面撕裂相对较轻的一侧进行。因破片破碎或周边环境中的小石子等冲击造成的未穿透性损伤不在检测范围,蜂窝芯区域损伤另做研究。



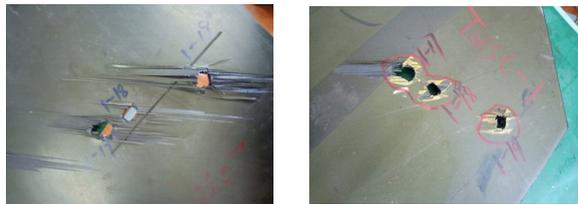
(a) 周边分层未毗连 (b) 周边分层毗连

图 2 损伤标记图

2 试验结果与讨论

2.1 层压板区域损伤分析

试验共造成层压板区域 31 处穿透性破孔损伤,其中损伤互相毗连的 5 对损伤形貌如图 3 所示,损伤检测结果如表 1 所示。



(a) 冲击正面 (b) 冲击背面

图 3 层压板区域典型损伤形貌

表 1 层压板区域实弹打击后的损伤检测结果

试件编号	穿透性破孔 d_1/mm	孔边分层 D_1/mm	$\frac{D_1-d_1}{d_1}$	试件编号	穿透性破孔 d_1/mm	孔边分层 D_1/mm	$\frac{D_1-d_1}{d_1}$
1#	17	90	4.29	1#	17	48	1.82
	18	47	1.61		16	90	4.63
	18	70	2.89		20	70	2.50
	15	32	1.13		17	52	2.06
	17	40	1.35		18	61	2.33
	15	90	5.00		16	71	3.44
	18	75	1.14		18	110	2.14
	17	75	1.57		17	110	1.65
	17	90			17	90	
	18	90			17	90	
2#	14	58	3.14	2#	15	39	1.60
3#	17	45	1.65	3#	15	59	2.93
	17	39	1.29		15	53	2.53
	13	39	2.00		17	75	1.27
	20	51	1.55		16	75	
	17	41	1.41				

如图 4 所示,当两破孔中心间距较小时,破片侵入时产生的应力波效应互相叠加,两破孔之间未见

单向带铺层复材结构高速冲击下呈穿透性破孔、孔边明显分层、上下表面伴有长条撕裂的典型模式。上下表面撕裂方向与所在铺层方向一致,且撕裂宽度与破孔孔径相当,深度约为 1~2 个铺层。由于层压板结构的主要受力方向为 0° 铺层方向,而撕裂的主要是表面的 $45^\circ/-45^\circ$ 方向铺层,因此表面撕裂对结构承载力的影响并不大。从结构设计的角度分析,表面的 $45^\circ/-45^\circ$ 方向铺层主要起保护 0° 铺层破坏的作用;但在胶接修理时,若不将表面 $45^\circ/-45^\circ$ 方向铺层处理掉,有可能发生层间剪切破坏。另外,当冲击正面为单向带铺层,冲击背面为编织布铺层时,层压板区域损伤并没有出现背面损伤比正面损伤严重的现象,分析是编织布铺层的抗撕裂性能优于正面的单向带铺层所致。

穿透性破孔形貌与破片相近,多呈椭圆形或方形,当破片产生的冲击载荷大于材料的极限强度时,材料发生压缩剪切破坏,是穿透性破孔形成的主要原因。此外,冲击载荷在层压板中以应力波的形式传播,应力波在传播至材料边界时会反射并改变性质,由压缩波变成拉伸波,导致孔边分层。孔边分层和可见破孔的对应关系如表 1 所示,在 10 mm 战斗部破片作用下,层压板区域穿透性破孔主要分布在 15~18 mm 之间,分层扩展范围约为穿透性破孔直径的 1.13~5.00 倍,不考虑毗连损伤情况,孔边分层直径在 32~90 mm 之间。

裂纹连接^[15],但破孔周边分层损伤互相毗连,造成损伤范围增大。结合前面单个破孔周边分层损伤情

况,可初步推断,当两破孔中心间距小于 32 mm 时,会发生毗连,毗连损伤范围在 75~110 mm。此外,本次试验也未出现着靶点相距过近,穿透破孔互相叠加的情况^[15],可能是距战斗部较远,破片群扩散的缘故。



图 4 毗连损伤

据此,从强度恢复的角度考虑,以强度恢复率较高的挖补法修理为例,单处损伤最大需要挖掉 $\Phi 90$ 孔,毗连损伤需要 $\Phi 110$ 孔。考虑飞机上层压板结构主要承受拉伸载荷,如图 5,进一步对含 $\Phi 90$ 破孔的层压板结构的剩余拉伸强度进行测试,试验得出,含 $\Phi 90$ 破孔层压板结构的剩余拉伸强度(258 MPa)仅为静强度(672 MPa)的 38%。

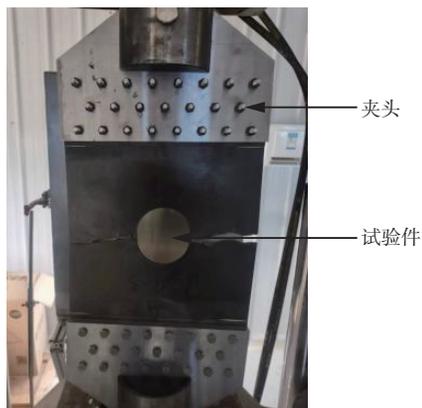
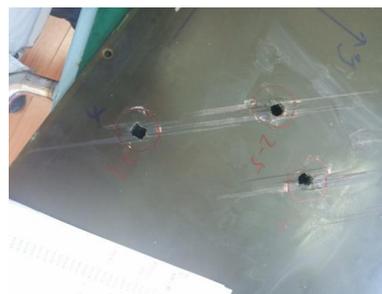


图 5 拉伸试验装置

以某机翼等厚度下壁板 116 MPa 的使用载荷乘以 1.5 倍安全系数,可知结构强度需高于 174 MPa。可见,10 mm×10 mm 战斗部破片高速冲击下,当两破片相距较近时,破孔周边分层损伤会发生毗连,导致损伤尺寸增大,但单个破孔的损伤容限基本在安全容限以内。因此,战时针对以承受拉应力为主的复合材料层压板结构单个破孔的损伤可不修或采取简单贴补等恢复结构完整性,但当损伤相互耦合时需另当别论。

2.2 加筋壁板结构损伤分析

筋条形式为“ τ ”型,除第 2.1 节讨论的层压板区域 2 处损伤,试验造成加筋区域 6 处穿透性破孔损伤,损伤形貌如图 6 所示。



(a) 冲击正面



(b) 冲击背面

图 6 加筋区域典型损伤形貌

表 2 实弹打击后的损伤检测结果

损伤编号	冲击位置	穿透性破孔孔边分层		$\frac{D_2-d_2}{d_2}$
		d_2/mm	D_2/mm	
2-3	下缘条边缘	17	48	1.82
2-4	下缘条边缘	16	52	2.25
2-5	筋条中心	18	51	1.83
2-6	下缘条边缘	15	49	2.27
2-8	筋条中心	18	55	2.06
2-9	下缘条边缘	17	51	2.00

高速冲击下加筋区域的损伤形式和单纯层压板结构的类似,呈现表面撕裂+穿透性破孔+孔边分层的典型损伤。相比之下,加筋区域冲击正面撕裂较层压板区域的小,孔边分层扩展范围也小,说明筋条的存在能够提高复合材料结构的抗高速冲击性能。此外,和低速冲击下加筋结构的主要损伤模式是面板和筋条之间的脱粘损伤不同^[16],高速冲击下筋条和面板之间并未出现明显的脱粘。

如图 7,对比不同冲击位置下的损伤情况可以发现,在战斗部破片作用下,加筋结构的损伤并不具有文献[4]所述正对筋条中心入射损伤程度较轻的特点,反而是正对筋条中心入射比偏离筋条的损伤严重,分析主要有两个原因:一是战斗部破片冲击速度、冲击角度具有随机性,且冲击速度与损伤尺寸的关系也是非单调的;二是从释能角度分析,越靠近筋条中心,刚度越大,形变越不易,能量集中通过动能释放,使损伤更严重。



(a)冲击背面,筋条中心



(b)冲击背面,筋条边缘



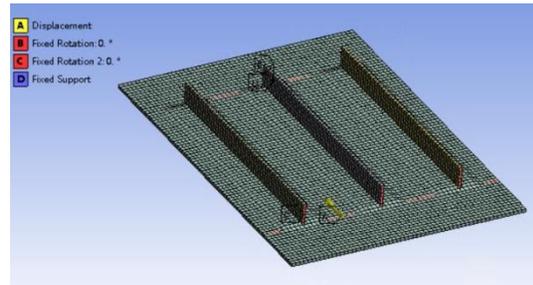
(c)冲击正面,筋条中心



(d)冲击正面,筋条边缘

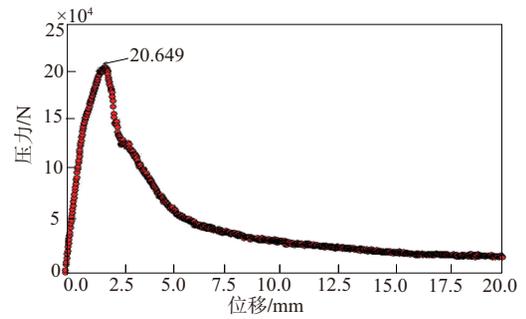
图 7 不同冲击位置下的损伤形貌对比

为进一步衡量冲击损伤对结构剩余强度的影响,利用 ANSYS 专业复合材料铺层软件 ACP 模块,建立了加筋板剩余强度仿真模型,如图 8 所示。求解时,结构一端施加固定约束,另外一端施加 20 mm 压缩位移,得出压力与位移的曲线,如图 9 和图 10 所示。

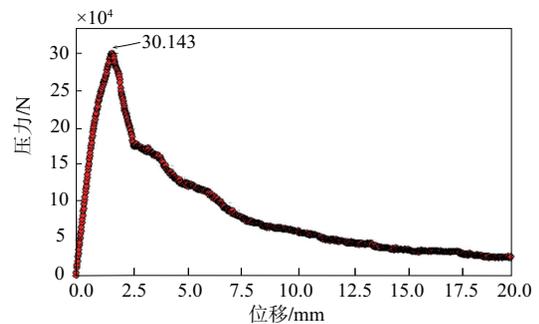


(b)边界施加

图 8 加筋板剩余强度仿真模型

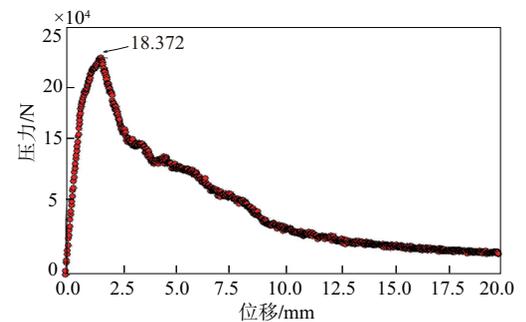


(a)含 70 mm × 30 mm 损伤件

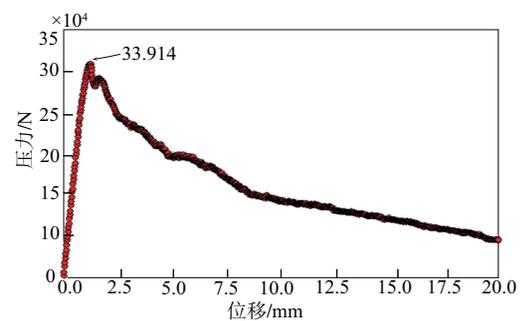


(b)完好件

图 9 三筋复合材料板承受压力与位移图

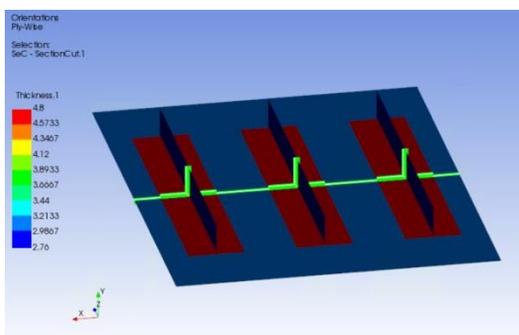


(a)含 120 mm × 30 mm 损伤件



(b)完好件

图 10 四筋复合材料板承受压力与位移图



(a)铺层模型

由以上分析可知,对于三筋条模型,完整模型最大受压载荷为 301.43 kN,中心损伤 70 mm×30 mm 时,其最大压缩载荷为 206.49 kN,为完整模型承压能力的 68.50%。对于四筋条模型,完整模型最大受压载荷为 339.14 kN,中心损伤 120 mm×30 mm 时,其最大压缩载荷为 187.32 kN,为完整模型承压能力的 55.23%。以某飞机机翼上壁板为例,等厚度区域的压应力为 156.8 MPa,取安全系数为 1.5,结构极限强度应高于 235.2 MPa。可见,筋条损伤会导致结构的承载力低于极限载荷,进而影响飞行安全。从抢修角度分析,对筋条损伤的情况不能简单恢复结构的完整性,还需恢复其压缩强度。

3 结论

为了研究飞机复合材料材料结构遭受战斗部高速冲击后的损伤规律和可修复性,本文开展了真实飞机复合材料结构件的地面静爆试验并进行了损伤检测,得出以下主要结论:

1)在 10 mm×10 mm 战斗部破片群高速冲击下,复合材料层压板结构单处损伤的剩余拉伸强度一般高于 1.5 倍的使用载荷,说明现有飞机复合材料体系具有较好的抗高速冲击性能。

2)在破片群的冲击下会出现破片周边分层损伤毗连的情况,导致损伤增大;不同位置破片造成的损伤具有互相耦合作用,应关注多点冲击损伤的研究。

3)与复合材料层压板结构相比,在战斗部破片高速冲击下,加筋壁板结构剩余强度占静强度的比值更大,但结构剩余承载能力可能低于极限强度。

参考文献

- [1] 陈普会,沈真,聂宏. 复合材料层压板冲击后压缩剩余强度的统计分析 with 可靠性评估[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 573-576.
- [2] CHEN P H, SHEN Z, WANG Y. A New Method for Compression after Impact Strength Prediction of Composite Laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(5): 589-610.
- [3] 沈真. 复合材料及其结构的力学进展(第二册)[M]. 广州:华南理工大学出版社,1992.
- [4] 马福临,杨娜娜,赵天佑,等. 冲击波-破片群联合作用下舰船复合材料结构近场动力学损伤模拟[J]. 爆炸与冲击, 2022, 42(3): 033304.
- [5] 马福临. 复合材料结构耐撞性及可控薄弱环节研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2021.
- [6] 杨娜娜,赵天佑,陈志鹏,等. 破片冲击作用下舰船复合材料结构损伤的近场动力学模拟[J]. 爆炸与冲击, 2020, 40(2): 023302.
- [7] 赵天佑. 基于近场动力学的舰船复合材料结构冲击损伤研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2019.
- [8] 陈志鹏,马福临,杨娜娜,等. 破片群作用下复合材料层合板近场动力学损伤模拟[J]. 爆炸与冲击, 2022, 42(3): 033303.
- [9] 李典,侯海量,朱锡,等. 破片群侵彻纤维增强层合板破坏机理及穿甲能力等效方法[J]. 兵工学报, 2018, 39(4): 707-716.
- [10] 李典,侯海量,朱锡,等. 战斗部近距爆炸下夹芯复合舱壁结构防护能力的理论评估模型[J]. 爆炸与冲击, 2019, 39(2): 022201.
- [11] 计晨,李素云. 石墨烯增强铝基 SiC 复合材料抗侵彻机理试验与数值仿真[J]. 中国舰船研究, 2018, 13(4): 16-23.
- [12] 彭刚,王绪财,刘原栋,等. 复合材料层板的抗贯穿机理与模拟研究[J]. 爆炸与冲击, 2012, 32(4): 337-345.
- [13] NIXON J D, VARGAS M M, MARCHAND K A. The Synergistic Effects of Combined Blast and Fragment Loadings [R]. San Antonio, USA: Southwest Research Institute, 1992.
- [14] 李茂,侯海量,李典,等. 模拟破片杀伤战斗部空爆冲击波与高速破片群联合作用的等效试验方法[J]. 振动与冲击, 2020, 39(1): 184-190.
- [15] BALL R E. The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design[M]. Reston, VA, US: AIAA, 2003.
- [16] 沈真. 含缺陷复合材料层压板的压缩破坏机理[J]. 航空学报, 1991, 12(3): 105-113.

(编辑:韩茜)