

# GLARE层压板力学性能试验研究

杨梦粤, 杨胜春

中国飞机强度研究所, 陕西 西安

Email: 277299329@qq.com

收稿日期: 2020年10月6日; 录用日期: 2020年10月21日; 发布日期: 2020年10月28日

## 摘要

新型纤维金属层板GLARE因其优异的静强度、抗疲劳和抗冲击等性能,已经广泛应用于飞机的机身蒙皮、水平尾翼和垂直尾翼前缘以及货舱地板。本文对国产GLARE层板力学性能进行试验研究,获得国产GLARE材料的基本力学性能及失效模式,并与国外GLARE层板力学性能进行对比。结果表明,国产GLARE性能优越,可以应用于我国飞机机身蒙皮、尾翼等部位。

## 关键词

GLARE层板, 新型混合体复合材料, 基本力学性能

# Experimental Study on Mechanical Properties of GLARE Composite Laminates

Mengyue Yang, Shengchun Yang

Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an Shaanxi

Email: 277299329@qq.com

Received: Oct. 6<sup>th</sup>, 2020; accepted: Oct. 21<sup>st</sup>, 2020; published: Oct. 28<sup>th</sup>, 2020

## Abstract

Due to its excellent static strength, fatigue resistance and impact resistance, glass has been widely used in fuselage skin, leading edge of horizontal and vertical tail and cargo floor. In this paper, the mechanical properties of domestic glare laminates were studied, and the basic mechanical properties and failure modes of domestic glare laminates were obtained, and the mechanical properties of domestic glare laminates were compared with those of foreign glare laminates. The results

show that the performance of domestic glare is superior, and it can be used in fuselage skin, tail wing and other parts of Chinese aircraft.

## Keywords

GLARE Laminates, New Mixed Composites, Mechanical Properties

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

玻璃纤维增强铝合金复合材料层合板(Glass Reinforced Aluminum Laminates, 简称 GLARE 层合板)由高强度铝合金和玻璃纤维在一定温度和一定压力条件下交替层压粘合而成, 因此具有金属和复合材料的双重优点, GLARE 层合板不仅具有极高的静强度, 更具有突出的疲劳阻抗、优异的冲击阻抗、良好的剩余强度、耐腐蚀以及容易制造和修理等特点。最早研究 Glare 层板的是荷兰代夫特科技大学和荷兰国家航空航天实验室[1]。与整体铝合金相比, GLARE 能够减重 10% [2], 因而在航空领域有着广阔的前景和应用潜力[3]。Glare 层板首次应用于民用飞机的是波音 B777 的货舱地板[4], 大规模应用则是空客 A380-800 机身蒙皮、水平尾翼和垂直尾翼前缘[5]。

国外学者通过试验研究已经取得了 GLARE 层板的大量性能参数, 而国内对 GLARE 层板力学性能的研究报道的较少。本文对国产 GLARE 层板力学性能进行试验研究, 获得国产 GLARE 材料的基本力学性能及失效模式, 并与国外 GLARE 层板力学性能进行对比。

## 2. 试验

针对 GLARE 材料的特点及使用要求, 本项试验主要研究拉伸试验、压缩试验和面内剪切试验三个方面的基本力学性能。拉伸试验的测试内容包括拉伸模量、波松比、拉伸屈服强度、拉伸极限强度; 压缩试验的测试内容包括压缩模量、压缩屈服强度、压缩极限强度; 面内剪切试验的测试内容包括剪切模量、剪切屈服强度、剪切极限强度。

试验件共两种结构形式, 分别如图 1(a)的结构形式 I 和图 1(b)的结构形式 II, 即 Al/glass/Al (3 层)和 Al/glass/Al/glass/Al (5 层), 其中复合材料层分别包含 3 种铺层形式。

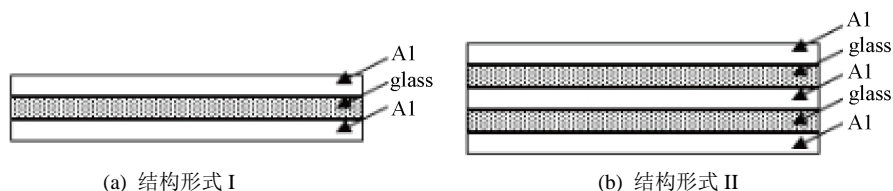


Figure 1. Structural diagram of glass laminate  
图 1. GLARE 层压板结构示意图

结构形式 I 层压板代号为 2/1~1、2/1~2 和 2/1~3, 材料及铺层形式依次为: [Al/(0/0) g/Al]、[Al/(90/90) g/Al]和[Al/(0/90) g/Al]; 结构形式 II 层压板代号为 3/2-1、3/2-2 和 3/2-3, 材料及铺层形式依次为: [Al/(0/0)

g/Al/ (0/0) g/Al]、[Al/(90/90) g/Al/(90/90) g/Al]和[Al/(0/ 90) g/Al/ (90/0) g/Al]。

试件编号规则为 L3A 代表 I 型试件拉伸, L5A 代表 II 型试件拉伸; Y3A 代表 I 型试件压缩, Y5A 代表 II 型试件压缩; V3A 代表 I 型试件面内剪切, V5A 代表 II 型试件面内剪切。

### 2.1. 拉伸试验

拉伸试验在 INSTRON 1195 试验机上进行, 测试依照 ASTM D 3039 [6]进行。其操作方法为, 将试件夹持于试验机上下夹头之中, 预加载至约破坏载荷的 30%, 检查载荷、应变无误, 及试弯曲百分比符合 ASTM D 3039 标准对系统对正度的要求后正式试验。正式试验时, 以 1 mm/min 分级加载到约 30% 破坏载荷, 测出试件弹性模量和泊松比; 再以 2 mm/min 的加载速率连续加载到试件破坏, 记录试件的破坏载荷及试件破坏模式。图 2 给出 GLARE 层压板拉伸试验状态, 图 3 给出 GLARE 层压板拉伸试件破坏模式, 图 4 给出拉伸试验应力 - 应变曲线。



Figure 2. Tensile test state  
图 2. 拉伸试验状态

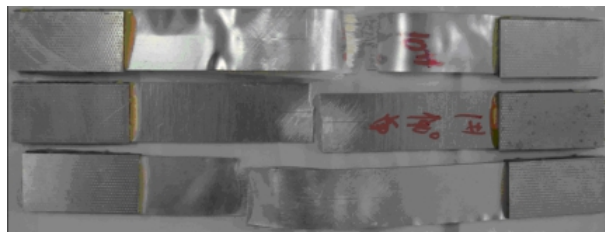


Figure 3. Failure mode of glass laminate tensile specimen  
图 3. GLARE 层压板拉伸试件破坏模式

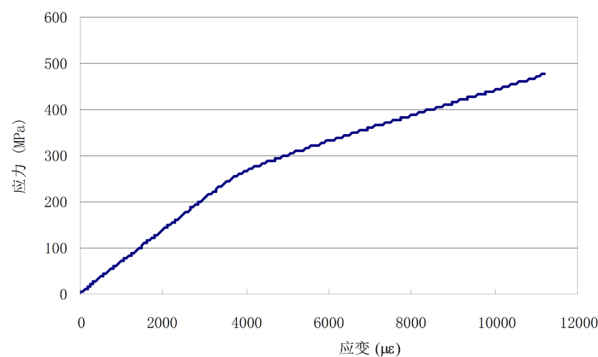


Figure 4. Stress strain curve of tensile test (specimen: 2/1-1)  
图 4. 拉伸试验应力 - 应变曲线(试件: 2/1-1)

拉伸试验数据处理理论[7]:

屈服强度:

$$\sigma_{st} = \frac{P_s}{bt} \quad (1)$$

极限强度:

$$\sigma_{bt} = \frac{P_b}{bt} \quad (2)$$

拉伸模量:

$$E_{xt} = \frac{\Delta P}{bh\Delta\varepsilon} \quad (3)$$

泊松比:

$$\nu_{12} = \frac{\varepsilon_{横}}{\varepsilon_{纵}} \quad (4)$$

式中,  $P_s$  为拉伸屈服载荷, N;  $P_b$  为拉伸破坏时的最大载荷, N;  $\Delta P$  为应力 - 应变曲线上(1000  $\mu\varepsilon$ ~3000  $\mu\varepsilon$ ) 应变区间内的载荷增量, N;  $\Delta\varepsilon$  为与  $\Delta P$  载荷增量对应的应变增量,  $\mu\varepsilon$ ;  $\varepsilon_{纵}$  为与  $\Delta P$  载荷增量对应的纵向应变,  $\mu\varepsilon$ ;  $\varepsilon_{横}$  为与  $\Delta P$  载荷增量对应的横向应变,  $\mu\varepsilon$ ;  $b$  为试样宽度, mm;  $t$  为试样厚度, mm。表 1 给出 GLARE 层压板拉伸基本力学性能。

**Table 1.** Tensile properties of glass laminates

**表 1.** 给出 GLARE 层压板拉伸基本力学性能

试件编号	弹性模量 $E_{xt}$ (GPa)	泊松比 $\nu_{xy}$	屈服强度 $\sigma_{st}$ (MPa)	极限强度 $\sigma_{bt}$ (MPa)
L3A	64.5	0.314	239	1014
L3B	47.3	0.235	214	268
L3C	55.0	0.271	243	641
L5A	62.0	0.315	238	1118
L5B	45.4	0.228	168	242
L5C	53.6	0.263	216	679

## 2.2. 压缩试验

压缩试验在 INSTRON 1195 试验机上进行。按照 ASTM D 6641 [6] 试验标准的要求, 将试验件安装于试验夹具 JJ6641 之中, 再将试验夹具放置于试验机压缩平台之上, 调整夹具位置, 使试验件处于试验机加载中心。对试件预加载至约破坏载荷的 30%, 检查载荷、应变无误后正式试验。正式试验时, 先以 1 mm/min 的速度分级加载至约 30% 破坏载荷, 测量试件的压缩弹性模量; 再以 2 mm/min 的加载速率连续加载到试件破坏, 记录试件的破坏载荷及试件破坏模式。图 5 给出 GLARE 层压板压缩试验状态, 图 6 给出 GLARE 层压板压缩试件破坏模式, 图 7 给出压缩试验应力 - 应变曲线。

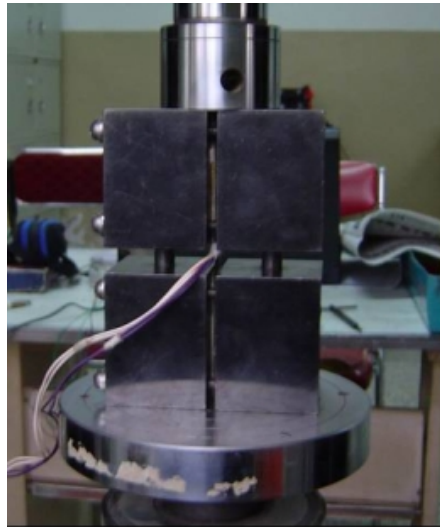


Figure 5. Compression test status  
图 5. 压缩试验状态

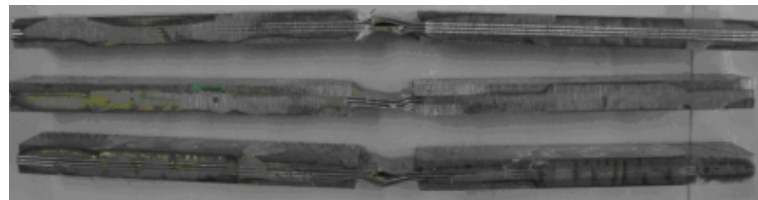


Figure 6. Failure mode of glass laminate compression specimen  
图 6. GLARE 层压板压缩试件破坏模式

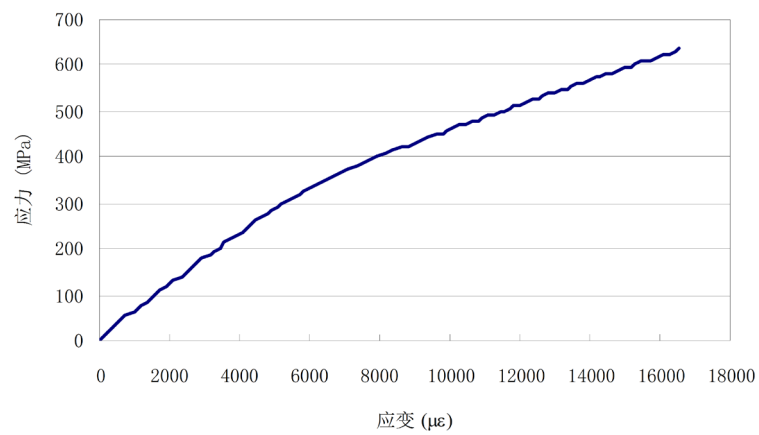


Figure 7. Stress strain curve of compression test (specimen: 3/2-1)  
图 7. 压缩试验应力 - 应变曲线(试件: 3/2-1)

压缩试验数据处理理论[7]:

屈服强度:

$$\sigma_{sc} = \frac{P_s}{bt} \quad (5)$$

极限强度:

$$\sigma_{bc} = \frac{P_b}{bt} \quad (6)$$

压缩模量:

$$E_c = \frac{\Delta P}{bh\Delta\varepsilon} \quad (7)$$

式中,  $P_s$  为压缩屈服载荷, N;  $P_b$  为压缩破坏时的最大载荷, N;  $\Delta P$  为应力 - 应变曲线上(1000  $\mu\varepsilon$ ~3000  $\mu\varepsilon$ ) 应变区间内的载荷增量, N;  $\Delta\varepsilon$  为与  $\Delta P$  载荷增量对应的应变增量,  $\mu\varepsilon$ ;  $b$  为试样宽度, mm;  $t$  为试样厚度, mm。表 2 给出 GLARE 层压板压缩基本力学性能。

**Table 2.** Basic mechanical properties of glass laminates under compression

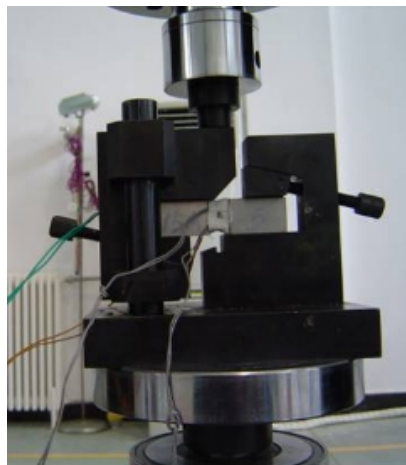
**表 2.** GLARE 层压板压缩基本力学性能

试件编号	弹性模量 $E_{xc}$ (GPa)	屈服强度 $\sigma_{sc}$ (MPa)	极限强度 $\sigma_{bc}$ (MPa)
Y3A	64.3	314	452
Y3B	48.8	184	264
Y3C	53.1	241	400
Y5A	60.3	315	719
Y5B	44.9	162.3	300
Y5C	52.4	237	594

### 2.3. 面内剪切试验

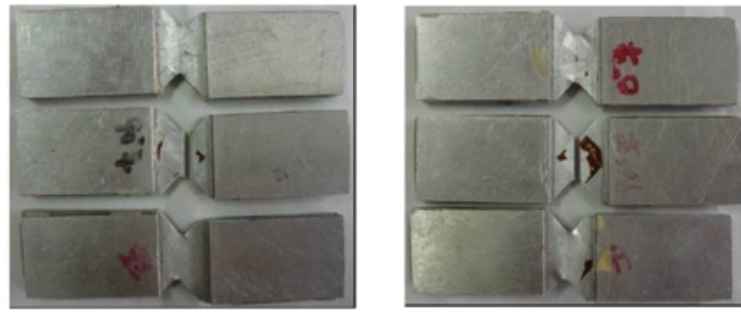
面内剪切试验在 INSTRON 1195 试验机上进行。按照 ASTM D 5379 [6] 试验标准的要求, 将试验件安装于试验夹具 JJ5379 之中, 再将试验夹具放置于试验机压缩平台之上, 调整夹具位置, 使试验件处于试验机加载中心。对试件预加载至约破坏载荷的 30%, 检查载荷、应变无误后正式试验。先以 1 mm/min 的速度分级加载至约 30% 破坏载荷, 测量试件的剪切弹性模量; 再以 2 mm/min 的加载速率连续加载到试件破坏, 记录试件的破坏载荷及试件破坏模式。

图 8 给出 GLARE 层压板面内剪切试验状态, 图 9 给出 GLARE 层压板面内剪切试验破坏模式, 图 10 给出面内剪切试验应力 - 应变曲线。

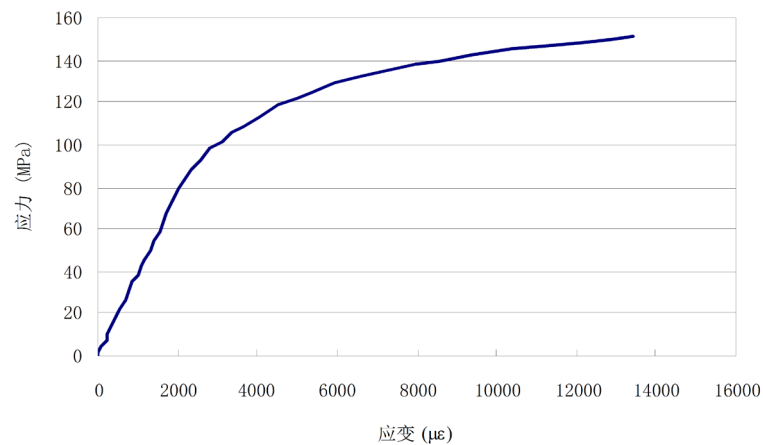


**Figure 8.** In plane shear test state

**图 8.** 面内剪切试验状态



**Figure 9.** Failure mode of in-plane shear specimens of glass laminates  
**图 9.** GLARE 层压板面内剪切试件破坏模式



**Figure 10.** Stress strain curve of in-plane shear test (specimen: 3/2-3)  
**图 10.** 面内剪切试验应力 - 应变曲线(试件: 3/2-3)

面内剪切试验数据处理理论[7]:

屈服强度:

$$S_{sxy} = \frac{P_s}{bt} \quad (8)$$

剪切模量:

$$G_{xy} = \frac{\Delta P}{bt\Delta\gamma} \quad (9)$$

剪应变:

$$\gamma_i = |\varepsilon_{+45}| + |\varepsilon_{-45}| \quad (10)$$

式中,  $P_s$  为屈服载荷, N;  $P_b$  为剪切破坏时的最大载荷, N;  $\Delta P$  为应力 - 应变曲线上(1000  $\mu\epsilon$ ~3000  $\mu\epsilon$ ) 应变区间内的载荷增量, N;  $\Delta\gamma$  为与  $\Delta P$  载荷增量对应的应变增量,  $\mu\epsilon$ ;  $\gamma_i$  为第  $i$  个数据点的剪应变,  $\mu\epsilon$ ;  $b$  为试样宽度, mm;  $t$  为试样厚度, mm。表 3 给出 GLARE 层板面内剪切基本力学性能。

### 3. 结果与讨论

GLARE 层压板基本力学性能汇总如表 4 所示, 表中还列出了外文资料部分 GLARE 力学性能数据[8] 和 2024-T3 铝合金的性能数据[9]。

**Table 3.** Basic mechanical properties of glass laminates under in-plane shear  
**表 3.** GLARE 层板面内剪切基本力学性能

试件编号	剪切模量 $G_{xy}$ (GPa)	屈服强度 $S_{sxy}$ (GPa)	极限强度 $S_{bxy}$ (GPa)
V3A	20.8	109.7	212
V3B	18.2	0.9	185
V3C	17.1	84.6	205
V5A	17.5	98.1	212
V5B	16.8	84.6	184
V5C	17.2	81.9	235

**Table 4.** Summary of basic mechanical properties of glass laminate  
**表 4.** GLARE 层压板基本力学性能数据汇总表

基本力学性能		I 型结构			II 型结构			Al 2024 - T3		
		2/1-1	2/1-2	2/1-3	3/2-1	3/2-2	3/2-3			
拉伸	拉伸模量 $E_{tr}$ (GPa)	试验数据	64.5	47.3	55.0	62.0	45.4	53.6		
		文献数据	67	55	60	66	50	58	72	
		误差(%)	-3.73	-14.0	-8.33	-6.06	-9.20	-7.59		
	泊松比 $\nu_{xy}$	试验数据	0.314	0.235	0.271	0.315	0.228	0.263		
		0.2% 屈服强度 $\sigma_{sr0.2\%}$ (MPa)	试验数据	354	247	305	378	225	299	
			文献数据	347	244	315	360	228	305	324~359
		误差(%)	2.02	1.23	-3.17	5.00	-1.32	-1.97		
	极限强度 $\sigma_{br}$ (MPa)	试验数据	1014	268	641	1118	242	679		
		文献数据	992	331	662	1214	317	717	448~455	
		误差(%)	2.22	-19.0	-3.17	-7.91	-23.7	-5.30		
	压缩	弹性模量 $E_{sc}$ (GPa)	试验数据	64.3	48.8	53.1	60.3	44.9	52.4	
			文献数据	69	56	63	67	52	60	74
误差(%)			-6.81	-12.7	-15.7	-10.0	-13.7	-12.7		
0.2% 屈服强度 $\sigma_{sc0.2\%}$ (MPa)		试验数据	434	236	341	512	227	360		
		文献数据	390	253	319	414	236	309	304~345	
		误差(%)	11.28	-6.72	6.90	23.7	-3.81	16.5		
屈曲强度 $\sigma_{bc}$ (MPa)	试验数据	452	264	400	719	300	594			
面内 剪切	剪切模量 $G_{xy}$ (GPa)	试验数据	20.8	18.2	17.1	17.5	16.8	17.2	28	
	0.2% 屈服强度 $S_{sxy0.2\%}$ (GPa)	试验数据	149	114	123	124	118	119	207	
	剪切强度 $S_{bxy}$ (GPa)	试验数据	212	185	205	212	184	235		

注: 误差% = (试验数据 - 文献数据)/文献数据。

通过试验数据分析对比可知, 国产 GLARE 层压板试验结果和文献[8]的数据基本一致, 即除 2/1-2 和 3/2-2 层压板拉伸极限强度的误差较大外(分别为-19.0%和-23.7%), 其它试验数据和文献[8]的误差保持



均在 15% 以内, 表明本项研究所确定的试验方法是合理的。

#### 4. 结论

(1) 增强纤维的铺层形式对 GLARE 层压板的力学性能具有显著的影响, 其影响趋势与复合材料层压板相同, 即  $0^\circ$  纤维增强层压板的模量和强度最高,  $90^\circ$  纤维增强层压板的模量和强度最低; 对于具有相同铺层形式增强纤维的 Glare 层压板, 两种结构形式(3 层和 5 层)的力学性能差异不大;

(2) 对于  $0^\circ$  和  $0^\circ/90^\circ$  纤维增强的 GLARE 层压板, 其应力 - 应变相应曲线明显不同于 Al 合金和复合材料层压板。从曲线上可以看出, GLARE 层压板的失效过程可以分为两个阶段, 即第一阶段为线弹性变形阶段, 此时铝合金和玻璃纤维共同承受外载荷, 且铝合金未发生屈服; 而当铝合金到达其屈服强度并产生塑性变形后, 铝合金的模量降低, 从而导致 GLARE 层压板的模量也相应降低, 此时应力 - 应变曲线出现拐点, 同时随着载荷的继续增大, GLARE 层压板所承受的载荷逐步转移到增强纤维, 直到增强纤维断裂, 此时, 层压板丧失承载能力, 其最终的破坏强度介于 Al 合金和 Glass 层压板的极限强度之间。

#### 参考文献

- [1] Vlot, A., Vogelesang, L.B. and de Vries, T.J. (1999) Towards Application of Fibre Metal Laminates in Large Aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, **71**, 558-570. <https://doi.org/10.1108/00022669910303711>
- [2] Segall, M.D., Lindan, P.J.D., Probert, M.J., *et al.* (2002) First-Principles Simulation: Ideas, Illustrations and the CASTEP Code. *Journal of physics: Condensed Matter*, **14**, 2417. <https://doi.org/10.1088/0953-8984/14/11/301>
- [3] Wu, G.C. and Yang, J.M. (2005) The Mechanical Behaviour of GLARE Aminates for Aircraft Structures. *Journal of the Minerals, Metals and Materials*, **57**, 72-73. <https://doi.org/10.1007/s11837-005-0067-4>
- [4] Volt, A. (1996) Impact Loading on Fibre Metal Laminates. *International Journal of Impact Engineering*, **18**, 291-307. [https://doi.org/10.1016/0734-743X\(96\)89050-6](https://doi.org/10.1016/0734-743X(96)89050-6)
- [5] Frizzell, R.M., McCarthy, C.T. and McCarthy, M.A. (2008) An Experimental Investigation into the Progression of Damage in Pin-Loaded Fibre Metal Laminates. *Composites Part B: Engineering*, **39**, 907-925. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2008.01.007>
- [6] 沈真. 国外复合材料试验标准汇编[M]. 西安: 中国飞机强度研究所, 2011.
- [7] 白光辉. 先进复合材料力学性能测试标准图解[M]. 北京: 化学工业出版社, 2015.
- [8] Volt, A., Vogelesang, L.B. and de Vries, T.J. (1999) Towards Application of Fiber Metal Laminates in Larger Aircraft. *Aircraft Eng. & Aerospace Technol.*, **71**, 558-570. <https://doi.org/10.1108/00022669910303711>
- [9] Castro, M.R.S., Nogueira, J.C., Thim, G.P., *et al.* (2004) Adhesion and Corrosion Studies of a Lithium Based Conversion Coating Film on the 2024 Aluminum Alloy. *Thin Solid Films*, **457**, 307-312. <https://doi.org/10.1016/j.tsf.2003.10.024>