

纤维金属层板的开发和应用现状

汪 伟¹ 赵 宗² 江峰峰¹ 郑兴伟^{3*}

(1. 上海飞机制造有限公司, 上海 201324; 2. 上海华力集成电路制造有限公司, 上海 201314; 3. 东华大学, 上海 201620)

摘 要: 随着我国航空航天领域器械的飞速发展, 对该领域中结构件所用材料的综合性能及轻量化提出了新的要求。在过去几十年里, 大型客机的市场需求不断扩大, 刺激了新型材料的兴起, 使材料向着高性能、轻量化发展。纤维金属层板是由铝合金与纤维预浸料交替铺层固化而成的层间混杂复合材料。纤维金属层板结合了金属与复合材料的优良特性, 具有密度小、损伤容限优良、抗冲击和疲劳性能, 越来越受到航天航空和轨道交通领域的关注。目前用于商业生产的金属纤维层压板(FMLs)多以基于芳纶纤维(ARALL)与基于高强玻璃纤维(GLARE)的层板为主。概括了纤维金属层板的制备前表面处理工艺, 对其弯曲测试、拉伸测试、冲击测试和疲劳测试等力学性能的测试方法进行综述, 同时对未来新型纤维金属层板的开发进行探究, 为纤维金属层板的开发提供参考信息。

关键词: 纤维金属层板; 制备工艺; 测试方法; 应用

中图分类号: TB333

文献标识码: A

OSID:



0 引言

20 世纪 50 年代以来, 飞机材料主要朝着提高结构材料抗损伤容限性能的方向发展^[1]。这就要求材料具有低密度、高比强度以及更好的抗疲劳特性, 一些具有优异性能的新型铝合金与复合材料具有很大的发展潜力。总的来说, 合金类材料疲劳强度比较差, 而复合材料与合金材料不同, 热膨胀系数具有各向异性特点, 其对疲劳损伤不敏感但耐冲击性以及材料韧性比较差。这使得材料的开发聚焦于合金类材料与复合材料优良性能的结合。从最开始金属层之间的粘接到后来粘接中纤维的加入, 这之间经历了漫长的探索过程, 第一代芳纶纤维增强铝合金层板的成功研制拉开了纤维增强金属层板的研发序幕, 引发了学术界的广泛关注。

纤维金属层板结合了金属材料与纤维复合材料的优点, 不仅具有金属材料低成本、高强度等特性,

又具有纤维材料抗疲劳等特点。作为航空航天领域中的新型材料极具发展潜力, 其力学性能应当满足飞机服役期间的要求, 这就使得对纤维金属层板进行力学性能测试显得尤为重要。本文通过对国内外关于研究纤维金属层板的文献进行梳理, 对纤维金属层板的分类、纤维金属层板制备中表面处理工艺以及纤维金属层板力学性能的多种测试方法及其应用现状进行综述, 并展望了新型纤维金属层板的开发前景。

1 纤维金属层板的开发

纤维金属层板(Fiber reinforced polymer, 简称 FMLs)是由交替铺敷的金属层和纤维复合材料层组成的层合板^[2], 其复合技术的运用使纤维金属层板具备了抗冲击、耐疲劳等优异性能, 与同体积合金类材料相比密度更小, 是理想的飞机结构材料, 其结构如图 1 所示。纤维层金属层板以不同的金属层和不同的纤维层进行组合, 可生产不同类型的纤维金属层板。

* 通信作者: E-mail: zhengxingwei@dhu.edu.cn

引用格式: 汪伟, 赵宗, 江峰峰, 等. 纤维金属层板的开发和应用现状[J]. 民用飞机设计与研究, 2022(1):118-126. WANG W, ZHAO Z, JIANG F F, et al. Development and application of fiber metal laminates[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2022(1):118-126(in Chinese).

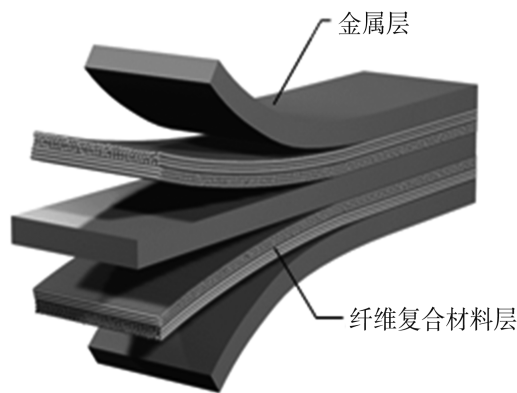


图 1 纤维金属层板结构示意图^[3]

1.1 纤维金属层板的分类

1.1.1 芳纶增强铝层压板(Araid Aluminum Laminate, 简称 ARALL)

在 20 世纪中期,许多学者开展了在铝合金层板粘接中加入纤维来提高材料性能的研究,这些研究促进了后续纤维金属层板的成功研制。代尔夫特理工大学通过对材料的薄板进行层压和粘接处理后,其相对于仅使用金属板而言,粘接薄板材料的疲劳裂纹扩展速率得到了抑制。在此基础上,初步探索使用芳纶增强金属纤维复合材料,1978 年,芳纶增强金属层压板被代尔夫特理工大学成功研制^[1],芳纶增强金属层压板由交替的薄铝合金层($0.2 \pm 0.4\text{ mm}$)和单轴或双轴芳纶纤维预浸料组成,被称为第一代纤维金属层板^[4]。之后,代尔夫特理工大学与Fokker 公司分别对 ARALL 的疲劳性能、冲击损伤等力学性能以及层板的加工、成形工艺进行了研究^[5]。ARALL 具有强度高、疲劳特性好等优点,同时保留了铝合金的低成本、易于加工以及可观的延展性等特性^[6]。1982 年,美国铝业(ALCOA)推出了第一款商品 ARALL,之后该公司又相继推出了四种商用 ARALL 产品,并成为美国铝业公司的注册商标。起初,ARALL 是为前福克尔 F-27 飞机的下翼蒙皮板和波音 C-17 军用运输飞机的货舱门开发的。ARALL 中铝合金和芳纶纤维具有不同的热膨胀系数,其在加工固化之后容易产生残余应力,芳纶纤维断裂应变小使得 ARALL 不易成形,这就使得 ARALL 在航空航天领域中相对复杂的双曲率构件的使用上受到了限制。不同种类的商业化 ARALL 层合板如表 1 所示,ARALL 层压板的生产参数如表 2 所示。

表 1 ARALL 层压板结构参数^[7]

种类	金属类型	金属厚度/mm	纤维层/mm	纤维方向/°	特性
ARALL 1	7075-T6	0.3	0.22	0/0	优越的抗疲劳强度,高强度
ARALL 2	2024-T3	0.3	0.22	0/0	优越的抗疲劳强度,高的成形性、损伤容限性
ARALL 3	7475-T76	0.3	0.22	0/0	优越的抗疲劳强度,可控的韧性
ARALL 4	2024-78	0.3	0.22	0/0	优越的抗疲劳强度,耐高温

表 2 ARALL 层压板的制备工艺参数^[5]

种类	金属类型	固化树脂	固化温度/℃	延伸率
ARALL 1	7075-T6	AF-163-2	120	0.4%
ARALL 2	2024-T3	AF-163-2	120	0.4%
ARALL 3	7475-T76	AF-163-2	120	0.4%
ARALL 4	2024-78	AF-191	175	0.4%

1.1.2 GLARE

90 年代,使用玻璃纤维取代芳纶纤维从而开发出玻璃纤维增强铝合金层板(Glass Reinforced Aluminum Laminates,简称 GLARE),被称为第二代纤维金属层板。GLARE 是荷兰代尔夫特理工大学和其国家航空航天实验室一起研究的成果^[8],其交替铺敷的铝合金层板和玻璃纤维预浸料的厚度分别为 $0.3\text{ mm} \sim 0.5\text{ mm}$ 和 $0.2\text{ mm} \sim 0.3\text{ mm}$,最后用真空袋密封在热压罐中固化成形^[9]。与 ARALL 相比,GLARE 中玻璃纤维之间具有更好的附着力,这也使得 GLARE 铺层制作时纤维可以多方向铺敷^[1]。此外,GLARE 的其他优点是其较高的抗拉、压强度,更好的耐冲击性能。由于玻璃纤维较芳纶纤维更抗压缩载荷,即使在疲劳载荷的作用下,GLARE 中玻璃纤维比芳纶纤维更不容易断裂^[10]。后来,阿克苏诺贝尔公司和美国铝业公司为了生产商业 GLARE 在 1991 年开始合作^[11]。表 3 突出了芳纶纤维与玻璃纤维用于纤维金属层板的优缺点。通过改变玻璃纤维铺层顺序,调节铝层厚度以及对金属表面进行预处理等,可以使 GLARE 满足不同的使用要求。表 4 给出了可商业化生产的不同纤维堆叠的 GLARE 层板^[9]。因其优异的性能,受到航空航天领域的广泛关注。

表 3 芳纶纤维与玻璃纤维用于纤维金属层板的优缺点^[12]

FMLs	纤维	优点	缺点
ARALL	芳纶纤维	优秀的韧性, 良好的抗拉、抗弯疲劳性能, 高的杨氏模量	较弱的弯曲、压缩载荷和横向张力, 易受潮
GLARE	玻璃纤维	密度小, 高抗拉强度和破坏应变	刚性低

表 4 可商业化生产的 GLARE 分类^[9]

种类	铝层		纤维层		密度/ $\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$
	铝材	单层厚度/mm	方向	单层厚度/mm	
GLARE 1	7475-T6	0.3 ~ 0.4	单向	0.25	2.52
GLARE 2	2024-T3	0.2 ~ 0.5	单向	0.25	2.52
GLARE 3	2024-T3	0.2 ~ 0.5	0°/90° 正交	0.25	2.52
GLARE 4	2024-T3	0.2 ~ 0.5	0°/90° /0°正交	0.375	2.45
GLARE 5	2024-T3	0.2 ~ 0.5	0°/90°/90° /0°正交	0.50	2.38
GLARE 6	2024-T3	0.2 ~ 0.5	+45°/ -45°正交	0.25	2.38

1.1.3 其它 FMLs

纤维金属层板中纤维的种类不同, 其对应的层板性能也有差异, 除了上述应用相对广泛的纤维金属层板 ARALL 和 GLARE 之外, 还有使用碳纤维(一种高强度纤维)来替代芳纶纤维从而开发出的碳纤维增强铝合金层板即 CFRP/AL-FML, 简称 CARALL, 碳纤维具有比模数更高, 抗冲击性更好的特性, 强度比 GLARE 更高^[13], 此外, 碳纤维可以降低裂纹增长率^[14]。虽然碳纤维的性能较好, 但其与铝合金会发生电化学腐蚀使得层板受损, 性能下降^[15], 目前仍没有好的方法克服其电化学腐蚀, 这也使得该层板未被广泛使用。

美国伊利若斯大学于 2003 年研发出了由钛合金和石墨纤维树脂基复合材料构成的 Ti Gr 层板^[16]。虽然其力学性能优异, 但 Ti Gr 层板成本高且制备工艺不成熟, 并未商业应用。南航杜丹丹等人研究了一种利用钛箔、碳纤维增强聚醚醚酮预浸料和聚醚醚酮薄膜(界面粘结层)通过热压工艺制备的热塑性纤维金属层压板^[17], 该层板力学性能优异但其应用领域尚缺乏探究。

综上所述, 依照纤维金属层板中不同的金属种类对纤维金属层板进行分类, 如图 2 所示。

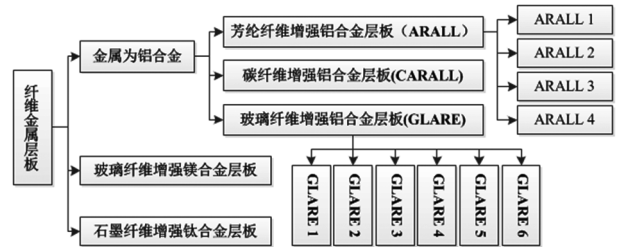


图 2 纤维金属层板的分类(基于不同的金属层)

1.2 纤维金属层板的制备

纤维金属层板制备与传统的机械紧固件相比着重于粘接工艺, 使用胶黏剂粘接结构部件具有以下优点: 结构部件重量轻、成本低、更好的损伤容限^[18]。胶黏剂的使用会影响粘接性能, 适当添加胶黏剂会提高金属层/纤维层界面的结合强度^[19]。另外金属表面状态对粘接性能也有影响, 层板在粘接之前金属表面一般需要如下处理: 对金属表面进行砂纸打磨、除油、水洗、酸洗/碱洗、水洗、阳极氧化、水洗等, 从而提高金属表面与纤维预浸料的粘接性能。关于阳极氧化一般采用铬酸阳极氧化(chromic acid anodizing, 简称 CAA) 或磷酸阳极氧化(Phosphoric acid anodizing, 简称 PAA) 来处理, 铬酸阳极氧化(CAA)使金属生成较薄且具有延展性的氧化层, 是一种有效的粘接预处理方法, 具有良好的耐久性, 欧洲航空业仍在使用这种方法^[19]。另外波音公司在此基础上改进了先前使用重铬酸钠/硫酸腐蚀(FPL 工艺)工艺, 开发了磷酸阳极氧化工艺(PAA), 可以使金属表面氧化膜层更致密, 使得金属的硬度和耐磨性得到提高^[5]。常见的铝合金、镁合金以及钛合金的表面阳极氧化预处理工艺如表 5 所示。纤维金属层板制作流程图如图 3 所示。

表 5 阳极氧化预处理工艺参数

金属材料	电解液	电压/(V)/ 电流密度 (mA/cm ²)	时间 /min	温度 /℃	参考文献
铝合金	10% wt (H ₃ PO ₄)	10 V(交流电)	20	20	[19]
	2.5% ~ 3.0% wt(C ₁ O ₃)	40 ± 1 /50 ± 1 V (交流电)	35 ~ 45	40 ± 2	[5]

续表 5					
金属材料	电解液	电压/(V)/ 电流密度 (mA/cm ²)	时间 /min	温度 /℃	参考 文献
铝 锂 合 金	磷酸 (120 g/L ~140 g/L)	10 V (交流电)	20	20	[20]
	铬酸 (120 g/L ~150 g/L) + 硼酸 (3 g/L ~5 g/L)	5 V ~ 50 V (交流电)	15	18 ~ 25	[21]
钛 合 金	磷酸 (50 g/L ~200 g/L) + 有机酸 (20 g/L ~100 g/L)	5 V ~ 9 V (交流电)	20		
镁 合 金	NaOH (40 g/L) + Na ₂ SiO ₃ (85g/L) + Na ₂ CO ₃ (40g/L) + Na ₃ C ₆ H (50g/L)	15 mA/cm ² (不限)	20	30	[22]

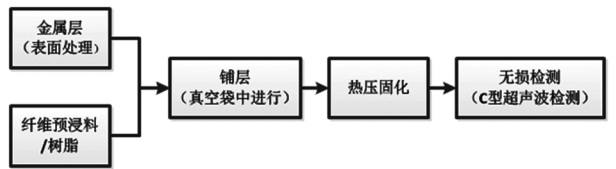


图 3 纤维金属层板制作流程图

2 纤维金属层板的试验方法

2.1 弯曲测试

复合材料的力学性能由纤维与基体之间的附着
力决定,这种黏附性的测定并非易事,文献中提出用
层间剪切测试方法来测试其附着力,层间剪切试验
用于确定 FMLs 的层间剪切强度(Inter Laminar
Shear Strength,简称 ILSS)^[22]。根据文献调研,一般
使用压缩加载、短梁法(又称为三点弯曲)、双缺口
剪切试验(double-notch shear test,简称 DNS)等测试
方法来评价层间剪切性能^[23]等。图 4 为三点弯曲
示意图,图 5 为双缺口剪切示意图。

STEPHAN 等^[23]按照 ASTM D3846 标准在室温

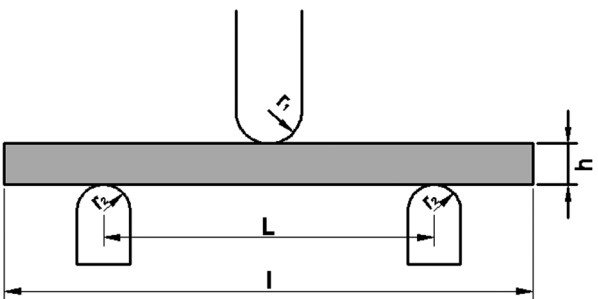


图 4 三点弯曲示意图

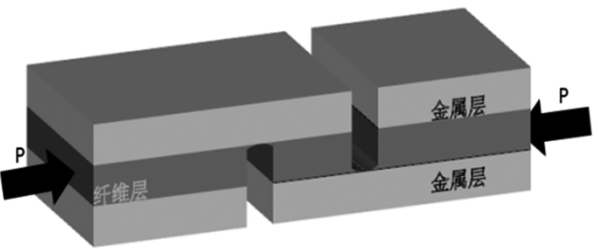


图 5 双缺口剪切示意图

下采用双缺口剪切试验(DNS)研究了 FMLs 的层间
剪切特性。PARK 等人采用短梁法研究层板界面所
受老化的影响^[24],短梁法的层间剪切试验按照
ASTM-D2344 标准,试验中不同跨厚比(L/h)的选取
将直接影响层间剪切强度和失效模式^[25]。CEPEDA
等人^[26]利用三点弯曲试验分析了铝卷材层合板
(ALH19)和 GLARE 的损伤容限。LAWCOCK 等人^[27]
通过对跨度为 10 mm、下载速度为 1.3 mm/min 的
三点弯曲试验和五点弯曲试验确定了 FMLs 的层间
剪切强度。并由式(1)来计算三点弯曲和五点弯曲
的 ILSS。

$$ILSS = (33P_c)/4Wt$$

(1)

其中, P_c 为层间破坏初始荷载; W 为试样的宽
度; t 为试样的厚度。

南航刘成等^[28]使用压头加载速率为 1 mm/min
剪切试验力学试验机,分别采用短梁法和双梁法对
不同结构 GLRAE 层板试样尺寸进行研究。分析了
不同的跨厚比以及不同的纤维铺敷方式对 GLARE
层间剪切破坏行为的影响,确定了冲头半径(r_1)支
撑半径(r_2)对弯曲性能测试的影响,以确定其失效
行为。

研究结果表明 GLARE 层板表现层间剪切强度
值与跨厚比(L/h)的关系,GLARE 层板短梁法层间
剪切失效行为,包括失效模式和力学行为。确定了

适合 GALRE 层板层间剪切性能评价的跨厚比,并研究了铺层方式对层间剪切失效行为的影响,分析了不同铺层的失效机制。另一方面,也分析了双梁法用于评价 GALRE 层板层间剪切性能的可行性。

2.2 拉伸测试

纤维金属层板主要应用于机身的蒙皮,其在服役时容易受到拉力作用,对层合板进行拉伸测试以检测其是否符合服役要求就显得尤为重要。通过查阅文献,一些文献中按照 ASTM D3039 标准对 FMLs 的拉伸行为进行了研究^[27,29-30]。KAWAI 和 ARAI 等根据 JIS K7073 和 ASTM D3039 测试标准,确定了 GLARE-3 试样的几何尺寸,试件总长 $L = 200$ mm,标段长 $LG = 100$ mm,宽 $W = 20$ mm,厚度 $t = 1.44$ mm,用环氧树脂胶将铝合金制成的矩形附片(长为 50 mm)粘在试件两端用来保护试件夹紧部分,附片厚度为 1.0 mm^[31],拉伸试样尺寸示意图如图 6 所示。在所有涉及 FMLs 拉伸性能的文献中试样的形状和尺寸有所不同,试样类型大致采用矩形拉伸试样和犬骨样拉伸试样。纤维金属层板不同于金属板材材料,因其制作犬骨拉伸试样相比矩形拉伸试样而言相对复杂,所以矩形拉伸试样的使用较为广泛。

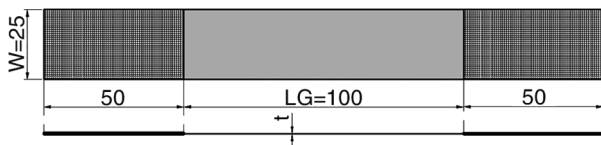


图 6 拉伸试样尺寸示意图

拉伸测试通常在室温下使用力学拉伸试验机进行测试,Khalili 等人使用 Instron 8502 试验机进行拉伸试验,加载速度为 5 mm/min^[29]。LAWCOCK 等人也以 5 mm/min 的加载速度使用 100 kN MTS 伺服液压试验机进行拉伸试验^[27]。Gonzalez-Canche 等人采用带测压元件 100 kN 的万能试验机,并使用岛津 SG-25-10 伸长计以 2 mm/min 的加载速度进行拉伸试验^[30]。杨栋栋等人参照国家标准 GB/T3354 以 2 mm/min 的加载速率使用 SANS CMT 5105 型万能试验机对纤维金属层板进行拉伸实验^[33]。佟安时等人对纤维金属层板以 2 mm/min 的加载速度在岛津静力拉伸试验机上进行拉伸测试^[34]。

2.3 冲击测试

在飞机的各种损伤类型中,飞机容易遭受鸟撞而造成冲击损伤,根据报道中 71 架波音 747 机身的

688 次修理中,至少有 13% 与撞击损伤有关^[3],这就使得了解动态加载对 FMLs 造成的冲击损伤影响显得十分重要。冲击测试试验可分为低速与高速加载试验。

1) 低速冲击试验采用落锤冲击试验机进行,图 7 为落锤冲击试验机夹具及弹头示意图。不同文献中落锤的质量略有不同,弹头均为相似的半球形,纤维金属层板试件表面均为方形,试件被夹在两个方形框架之间并固定,框架中间留有圆形通孔以让弹头落下冲击试件,这里对参考文献中涉及到的试验用具规格进行了汇总,如表 6 所示。

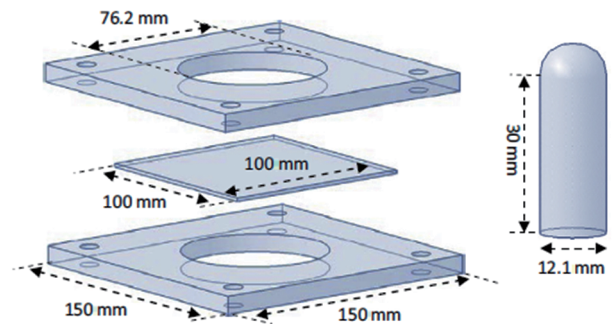


图 7 落锤冲击试验机夹具及弹头示意图^[35]

表 6 试验用具规格

落锤质量 /kg	弹头直径 /mm	试件规格 /mm × mm	框架尺寸 /mm × mm	圆框内径 /mm	参考文献
0.35 ~ 0.6	5	75 × 75	70 × 70	50	[36]
2	10	75 × 75	100 × 100	75	[30]
8.25	12.1	100 × 100	150 × 150	76.2	[37]

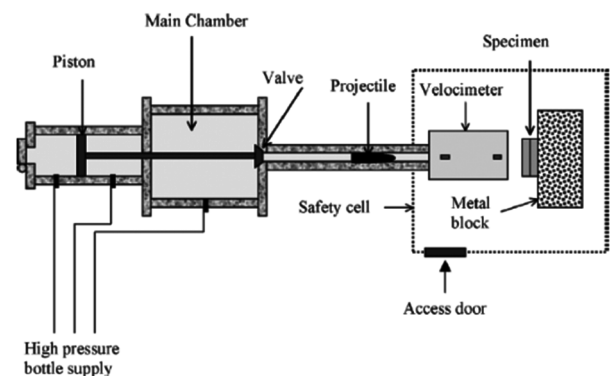


图 8 高速冲击试验装置示意图^[39]

2) 高速冲击试验一般采用由压力容器组成的氮气枪来对 FMLs 的高速冲击响应进行测试^[36-39]。图 8 为研究中使用的气枪试验装置示意图^[39]。为

了使冲击器能够击中试样的中心,试验中一般将方板夹在钢支架的方孔内。利用发光二极管光伏电池对,当两束距离已知的激光束中断时,可以测量出冲击器在撞击前的速度。通过调节气枪膛内压力来控制弹丸速度,弹道极限被定义为完全穿透试样的最低速度。冲击试验在一定的冲击能范围内进行,直至把纤维金属层板完全穿孔为止。试验结束后,对试样进行切片、抛光,然后在光学显微镜下观察,以阐明冲击过程中的破坏机理^[39]。

纤维金属层板在受到冲击后,其主要面临着层板的分层、基体间的开裂以及纤维的断裂等冲击损伤形式,由于纤维层具备较大的破坏应变,使其在低速和高速冲击载荷冲击下具有较小的损伤区域^[40-42],通过上述抗冲击测试,纤维金属层板与以往使用在客机上的铝合金层板相比,其优异的抗冲击性能可以满足抗鸟撞要求。

2.4 疲劳测试

飞机在服役过程中,其机身蒙皮等部位易遭到交变载荷作用,容易产生疲劳裂纹。如果损伤一直积聚容易使整体遭到破坏,影响其飞行安全。这就需要对其进行疲劳性能测试和评估来判别纤维金属层板是否满足长期应用的要求^[2]。纤维金属层板中纤维层和金属层的厚度、纤维层的体积分数以及其铺叠方式会影响其疲劳性能^[43-44],层板中纤维的桥接作用可以抑制裂纹的传播^[45]。纤维裂纹桥接和层间分层示意图如图 9 所示。

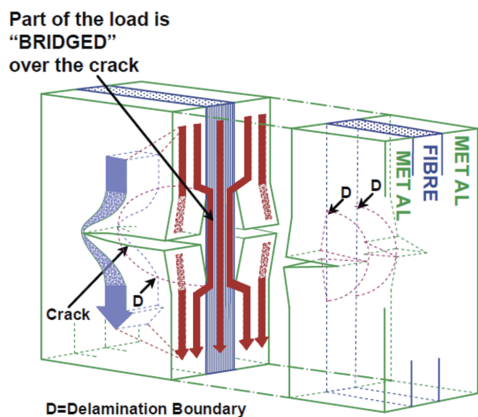


图 9 纤维的裂纹桥接和层间的分层^[45]

疲劳寿命的试验一般采用中心开孔试样,以便制作裂纹,一些文献中疲劳测试中试样的尺寸为长 200 mm,轨距 100 mm,宽度 25 mm,采用 ASTM D3479 试验标准进行测试^[11,46]。除此之外,REYES

和 KANG 按照 ASTM E466 试验标准对纤维金属层板进行疲劳性能分析^[47],北航马宏毅等人^[5]根据国家标准 GB/T6398-2000 采用 MTS810-250KN 型疲劳裂纹扩展试验机,试验采用载荷控制法,正弦波的载荷谱周期性加载,所有恒幅疲劳试验均在室温下以 10 Hz 频率对纤维金属层板进行张拉或张压加载^[5],在一些文献中还对频率为 5 Hz 的正弦波进行了疲劳试验^[48]。最后利用 C-扫描和扫描电镜、实体显微镜等,对纤维金属层板的疲劳裂纹进行观察。

3 纤维金属层板的试验方法

基于上述优点,纤维金属层板在飞机上的应用主要集中于机身和机翼蒙皮。原福克尔 F-27 翼板的研制是真正采用纤维金属层压板制备飞机部件的第一个开发项目,之后在军用运输飞机 C-17 多个部位采用 ARALL 层板进行研究中,但只有采用 ARALL 3 制造的舱门项目取得成功^[6],采用 ARALL 制作的 C-130 下蒙皮相比铝合金更抗疲劳^[50]。第一次大规模使用 GLARE 层压板是在 A380 客机上, GLARE 使用部位如图 10 所示。A380 客机上 GLARE 层板使用总面积多达 470 多平方米,最长部位已达 11 m,相较铝合金的使用重量减轻约 800 kg^[2]。

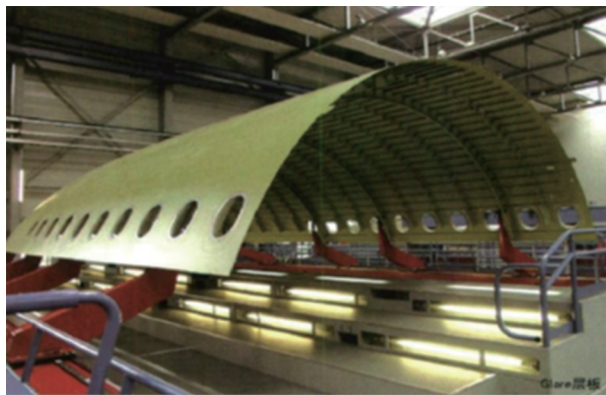


图 10 用 GLARE 制造的 A380 机身桶段上拱顶^[49]

但由于国内纤维金属层板制造技术成熟度还没有达到市场化程度,国产大型 C919 客机仅使用碳纤维复合材料,其用量约为飞机结构重量的 12%^[51]。综上所述,纤维金属层板以自身优异的性能在飞机构件中应用最为广泛,未来随着纤维金属层板复杂曲面零件的成形问题得到解决,同时伴随着新型纤维金属层板得到开发,纤维金属层板的使用领域会更为广泛。

4 结论

纤维金属层板作为一种具有高强度、高损伤容限等优异性能的新型复合材料,第二代 GLARE 层板相对于第一代 ARALL 层板其综合性能更优越,而且 GLARE 层板技术已比较成熟,得到广泛的商业应用。与目前已经广泛应用的纤维金属层板相比,镁基层板在静态和疲劳性能方面显著偏低,但国内外已成功开发高强度稀土镁合金,其抗拉强度已经接近甚至超过 2024 铝合金。此外,稀土镁合金同样具有优异的比强度、比刚度、良好的塑性、耐热和耐腐蚀性能,并且密度更低,未来使用稀土镁合金替代铝合金从而开发出新型纤维金属层板也成为可能。

纤维金属层板不同于普通板材材料,成形条件较为复杂;在成形工艺前应对金属表面进行处理,制备流程相对繁琐;在成形过程中层板容易产生分层等缺陷。因此,对纤维金属层板构件的成形工艺研究还需要对材料的成形过程进行有限元仿真、优化成形设备及工艺路线、服役性能测试多角度来考虑,应着重放在成形机理的研究使其向着性能最优、效率最高、环境友好方向发展。由于纤维增强金属层板粘接面的固化周期长,增加了整个生产周期,生产率低。同样,对于纤维增强金属层板开发出加工复杂曲面的成形工艺也显得尤为重要。这些改进将有益于超混杂层板在各种工业方面的应用。

参考文献:

- [1] ASUNDI A, ALTA Y N C. Fiber metal laminates: an advanced material for future aircraft[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 1997, 63(1): 384-394.
- [2] SADIGHI M, ALDERLIESTEN R C, BENEDICTUS R. Impact resistance of fiber-metal laminates: a review[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2012, 49: 77-90.
- [3] 杜丹丹. GLARE 层板力学性能的数值模拟与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
- [4] TAMER S, EGEMEN A, MUSTAFA B, et al. A review: fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods[J]. *Materials & Design*, 2011(7), 32(7): 3671-3685.
- [5] 马宏毅. 玻璃纤维-铝合金层板的制备和性能研究[D]. 北京:北京航空材料研究所,2006.
- [6] SUN C T, DICKEN A, WUT H F. Characterization of impact damage in ARALL laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 1993;49(2):139-144.
- [7] KHAN S U, ALDERLIESTEN R C, BENEDICTUS R. Post-stretching induced stress redistribution in Fibre Metal Laminates for increased fatigue crack growth resistance[J]. *Composites Science and Technology*, 2009, 69(3-4): 396-405.
- [8] VLOT A, VOGESANG L B, VRIES T J. Towards application of fibre metal laminates in large aircraft[J]. *Aircraft Engineering Aerospace Technology*, 1999: 71(6): 558-570.
- [9] 陈琪,关志东,黎增山. GLARE 层板性能研究进展[J]. *科技导报*, 2013, 31(7): 50-56.
- [10] 杨文珂. Glare 纤维金属层合板的机械性能仿真分析及其实验验证[D]. 吉林:吉林大学,2016.
- [11] KAWAI M, HACHINOHE A. Two-stress level fatigue of unidirectional fiber-metal hybrid composite: GLARE 2[J]. *International Journal of Fatigue*, 2002, 24(5): 567-580.
- [12] EBRAHIM S, MOUSSAVI T, SOHEIL D, et al. A study on tensile properties of a novel fiber/metal laminates[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2010, 527(18-19): 4920-4925.
- [13] YUAN L, YAXIN H, TENG H, et al. Characterization of progressive damage behaviour and failure mechanisms of carbon fibre reinforced aluminium laminates under three-point bending[J]. *Thin-Walled Structures*, 2019, 135: 494-506.
- [14] 薛佳,汪文学,徐元铭,等. 碳纤维增强铝合金层合板的残余热应力分析[J]. *飞机设计*, 2008, 28(5): 22-26.
- [15] 赵祖虎. 航天用纤维增强金属层合板[J]. *航天返回与遥感*, 1996(1): 42-51.
- [16] BURIANEK D A, GIANNAKOPOULOS A E, SPEARING S M. Modeling of facesheet crack growth in titanium-graphite hybrid laminates. Part II: Experimental results[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2003, 70(6): 799-812.

- [17] TAO J, LI H G, CHENG D, et al. Open-hole tensile progressive damage and failure prediction of carbon fiber-reinforced PEEK-titanium laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2016, 91:65-74.
- [18] GUO Y J, WU X R, ZHANG Z L. Characterization of delamination growth behaviour of hybrid bonded laminates[J]. *Fatigue Fract Eng Mater Struct*, 2008, 20(12):1699-1708.
- [19] ASTRID B, FABRICE L, JOHN W, et al. Anodising as pre-treatment for structural bonding[J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2003, 23(5):401-412.
- [20] 李华冠. 玻璃纤维-铝锂合金超混杂复合层板的制备及性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
- [21] 刘天国,张海金. 钛及钛合金阳极氧化[J]. *航空精密制造技术*, 2004(4):17-18, 22.
- [22] 孟杰. 镁合金阳极氧化工艺与性能研究[D]. 沈阳:沈阳化工大学, 2018.
- [23] STEPHAN H, TOSHIHIRO O, MASAKI H, et al. Damage characterisation of fibre metal laminates under interlaminar shear load[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2009, 40(6-7):925-931.
- [24] SANG Y P, WON J C, HEUNG S C. The effects of void contents on the long-term hygrothermal behaviors of glass/epoxy and GLARE laminates[J]. *Composite Structures*, 2010, 92(1):18-24.
- [25] MING X, DONALD F, ADAMS. Study of three-and four-point shear testing of unidirectional composite materials[J]. *Composites*, 1995, 26(9):653-659.
- [26] CEPEDA C M, ALDERLIESTEN R C, RUANO O A, et al. Damage tolerance assessment by bend and shear tests of two multilayer composites: Glass fibre reinforced metal laminate and aluminium roll-bonded laminate[J]. *Composites Science and Technology*, 2009, 69(3-4):343-348.
- [27] LAWCOCK G D, YE L, MAI Y W, et al. Effects of fibre/matrix adhesion on carbon-fibre-reinforced metal laminates—I: Residual strength[J]. *Composites Science and Technology*, 1998, 57(12):1609-1619.
- [28] HUAGUAN L, YIWEI X, XIAOGE H, et al. Bending failure mechanism and flexural properties of GLARE laminates with different stacking sequences[J]. *Composite Structures*, 2018, 187:354-363.
- [29] KHALILI S, MITTAL R, GHARIBI S. A study of the mechanical properties of steel/aluminium/GRP laminates[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2005, 412(1-2):137-140.
- [30] GONZALEZ N, FLORES E, CARRILLO J. Mechanical characterization of fiber metal laminate based on aramid fiber reinforced polypropylene[J]. *Composite Structures*, 2017, 172:259-266.
- [31] KAWAI M, ARAI Y. Off-axis notched strength of fiber-metal laminates and a formula for predicting anisotropic size effect[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2009, 40(12):1900-1910.
- [32] HAO X W, NIE H H, YE Z, et al. Mechanical properties of a novel fiber metal laminate based on a carbon fiber reinforced Zn-Al alloy composite[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2018, 740-741:218-225.
- [33] 杨栋栋,潘蕾,徐凤娟,等. Ti/APC-2 纤维金属层板的制备及拉伸性能研究[J]. *纤维复合材料*, 2013, 30(1):8-11.
- [34] 佟安时,谢里阳,白鑫,等. 纤维金属层板的拉伸性能研究[J]. *东北大学学报(自然科学版)*, 2017, 38(12):1736-1739, 1779.
- [35] YU G C, WU L ZH, MA L, et al. Low velocity impact of carbon fiber aluminum laminates[J]. *Composite Structures*, 2015, 119:757-766.
- [36] LAWCOCK G, YE L, MAI Y, et al. Effects of fibre/matrix adhesion on carbon-fibre-reinforced metal laminates—II. impact behaviour[J]. *Composites Science and Technology*, 1998, 57(12):1621-1628.
- [37] CARRILLO J G, CANTWELL W J. Mechanical properties of a novel fiber-metal laminate based on a polypropylene composite[J]. *Mechanics of Materials*, 2009, 41(7):828-838.
- [38] MICHELLE S, HOO F, CHUNFU L, et al. Ballistic impact of GLARE fiber-metal laminates[J]. *Composite Structures*, 2003, 61(1-2):73-88.
- [39] ABDULLAH M R, CANTWELL W J. The impact resistance of polypropylene-based fibre-metal laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2006, 66(11-12):1682-1693.
- [40] RAFAEL C S, WESLEY J C, NOMAN J, et al. The modelling of impact loading on thermoplastic fibre-metal laminates[J]. *Composite Structures*, 2018, 189:228-238.
- [41] VLOT A, KRULL M. Impact damage resistance of various fibre metal laminates[J]. *Le Journal De Physique IV*, 1997, 7:1045-1050.
- [42] SADIGHI M, SAYEFTABI M, PAMANEN T. Experimental and numerical investigation of metal type and thickness effects on the impact resistance of fiber metal

- laminates[J]. Applied Composite Materials, 2012, 195(12):1565-73.
- [43] SEN I, ALDERLIESTEN R C, BENEDICTUS R. Lay-up optimisation of fibre metal laminates based on fatigue crack propagation and residual strength[J]. Composite Structures, 2015, 124:77-87.
- [44] 郭亚军, 吴学仁. 纤维金属层板分层扩展的优化分析[J]. 航空材料学报, 1999, 19(2):8-12.
- [45] KHAN S U, ALDERLIESTEN R C, BENEDICTUS R. Delamination growth in fibre metal laminates under variable amplitude loading[J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(15-16):2604-2615.
- [46] KAWAI M, KATO K. Effects of R-ratio on the off-axis fatigue behavior of unidirectional hybrid GFRP/Al laminates at room temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(10):1226-1238.
- [47] REYES G, KANG H. Mechanical behavior of lightweight thermoplastic fiber-metal laminates[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2007, 186:284-290.
- [48] TOHRU T, TAKASHI M, NORIO O, et al. Fatigue crack growth properties of a GLARE3-5/4 fiber/metal laminate[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999, 63(3):253-272.
- [49] 王永贵. 纤维金属层板技术与大型飞机[C]//第十八届玻璃钢/复合材料学术年会论文集. 北京:《玻璃钢/复合材料》杂志社:中国硅酸盐学会, 2010:5.
- [50] HANSEN N E, JANNERUP O. Modelling of elastic-plastic bending of beams using a roller bending machine[J]. Journal of Engineering for Industry, 1978, 101(3):304-310.
- [51] 杨洋. 却顾所来径, 苍苍横翠微——国产大型客机 C919 复合材料发展侧记[J]. 科技中国, 2017(7):53-55.

作者简介

汪 伟 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构装配。E-mail: 1679802920@qq.com

赵 宗 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 高性能轻质材料。E-mail: 627985747@qq.com

江峰峰 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构装配。E-mail: jiangfengfeng@comac.cc

郑兴伟 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 高性能轻质材料开发及其力学行为研究。E-mail: zhengxingwei@dhu.edu.cn

Development and application of fiber metal laminates

WANG Wei¹ ZHAO Zong² JIANG Fengfeng¹ ZHENG Xingwei^{3*}

(1. Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201324;

2. Shanghai Huali Integrated Circuit Corporation, Shanghai 201314;

3. Donghua University, Shanghai, 201620)

Abstract: With the rapid development of aerospace equipment in China, new requirements have been put forward for the comprehensive properties and lightweight of the materials used in the structural parts in the above fields. In the past decades, the market demand for large passenger aircraft has been expanding, which has stimulated the rise of new materials, and made materials develop towards high strength and light weight. The fiber metal laminate is an interlayer hybrid composite material made of aluminum alloy and fiber prepreg. Fiber metal laminates combine the excellent properties of metal and composite materials, with low density, excellent damage tolerance, impact resistance and fatigue performance, and have attracted more and more attention in the aerospace and rail transit fields. At present, most of the metal fiber laminates (FMLs) used in commercial production are mainly ARALL based on aramid fibers and glass reinforced aluminum laminates (GLARE) laminates based on high-strength glass fibers. This paper summarizes the preparation process of fiber metal laminates, summarizes the test methods of mechanical properties such as bending test, tensile test, impact test and fatigue test, and explores the development of new fiber metal laminates in the future so as to provide reference information for the development of fiber metal laminates.

Keywords: fiber metal laminates, preparation technology, test methods, applications

* Corresponding author. E-mail: zhengxingwei@dhu.edu.cn