

国内外关于 Glare 的研究和应用

Study and Application of Glare at Home and Abroad

中航工业成都飞机设计研究所 熊晓枫 张庆茂

[摘要] 作为一种新型混合体复合材料, Glare 凭借其优异的静强度、抗疲劳和抗冲击性能, 在现代飞机结构设计中有着显著的优势。本文主要讨论了国内外关于 Glare 层压板的研究及应用情况。

关键词: Glare 层压板 新型混合体复合材料 结构设计

[ABSTRACT] Glare panel has better properties in static intensity, fatigue property and impact property because it is made from metal and glass fiber laminates. The study and application of glare at home and abroad domestic and overseas is discussed.

Keywords: Glare laminate New mixed composites Structure design

自第一代 Arall (铝合金和芳纶纤维交替铺层) 层板问世以来, 设计师们已经根据结构应用中不同的需求和目的研制了几种不同系列的 FML 层板。其中, Glare (铝合金和玻璃纤维) 层板^[1] 具有沿纤维方向优异的疲劳性能, CARE (铝合金和碳纤维) 层板^[2] 具有较高的强度和刚度, TiGr (钛合金和碳纤维) 层板^[3] 具有良好的耐高温性能。关注最多, 应用也最广泛的是 Glare 层板, 其在金属层和纤维层的单层厚度、层数、纤维层的铺层方向上的可设计性, 使它具有静力、疲劳、冲击等多方面的优异性能。鉴于国内大飞机的需求, 对于工程应用有重大意义。

1 Glare 层压板

Glare 层压板是由高强度铝合金和玻璃纤维在一定温度和压力条件下交替层压粘合在一起的, 又称为超混杂层板 (Super Hybrid Laminates)。根据铝合金的种类和纤维层铺层方向的差异, Delft 大学将 Glare 层板分为 6 大类^[4], 如表 1 所示。

2 国内外关于 Glare 层板研究状况

自 20 世纪以来国外对 Glare 层板性能研究从试验到数值计算涉及了多个方面。在 Glare 层板的疲劳性能方面, 研究者对 Glare 层板试验件的铺层方式、尺寸

表1 国外的Glare系列^[4]

Glare 类型	子类型	金属厚度与材料类型 /mm	纤维方向	主要优点
Glare 1	—	0.3–0.4 7475–T761	0/0	疲劳、强度屈服应力
Glare 2	Glare 2A	0.2–0.5 2024–T3	0/0	疲劳、强度
	Glare 2B	0.2–0.5 2024–T3	90/90	疲劳、强度
Glare 3	—	0.2–0.5 2024–T3	0/90	疲劳、冲击
Glare 4	Glare 4A	0.2–0.5 2024–T3	0/90/0	0° 方向强度、疲劳
	Glare 4B	0.2–0.5 2024–T3	90/0/90	90° 方向强度、疲劳
Glare 5	—	0.2–0.5 2024–T3	0/90/90/0	冲击
Glare 6	Glare 6A	0.2–0.5 2024–T3	+45/–45	剪切离轴特性
	Glare 6B	0.2–0.5 2024–T3	–45/+45	剪切离轴特性

大小、缺口形状、加载方式、载荷选取等方面做过大量试验, 并记录下试验数据^[5–7]。J.J.Homan^[8] 对 Glare 层板的裂纹萌生进行了研究, 考虑了层板的不同组成成分的材料属性、制造过程中产生的残余应力等多方面因素的影响, 得出在外加疲劳载荷作用下 Glare 层板的各层应力分配方法, 并探讨含孔层板应力集中系数的计算方法, 最终近似获得 Glare 层板裂纹萌生寿命的估算方法。在裂纹扩展的数值计算方面, 不少学者进行了研究^[9–17], 目前最典型的算法可以归结为 3 种, 即唯象法、解析法和有限元 / 边界元法。

而国内学者对 Glare 研究工作偏少, 近些年来, 鉴于大飞机对新型抗疲劳材料的需求, 国内学者对 Glare 层板的发展现状及力学性能展开了研究, 但研究工作偏少, 涉及的范围也较狭窄。顾志芬等^[17] 采用三维有限元方法, 计算了对称铺设的纤维 – 金属混杂层板在固化时产生的残余应力, 并给出了 Arall 层板在自由状态和施加预应力两种情况下, 不同温度变化时的残余应力计算值和 Glare 层板在自由状态下固化时的残余应力值。梁中全等介绍了 Glare 层板的静力、缺口强度、疲劳、冲

击等力学性能^[18],并与 Arall 层板进行比较分析,阐述其在空客 A380 上的应用情况。廖建等^[19]对纤维单向铺层和正交铺层的 Glare 层板的偏轴拉伸性能进行了研究。他指出,无论偏轴拉伸角度如何,当铝板屈服后,Glare 层板会从线性阶段进入非线性阶段。正交与单向纤维层板破坏的现象不同,破坏机理也不同。黄侠^[20]对 Glare 层板的零件可成型性进行分析,对此类层板的零件成型技术和零件装配技术进行了介绍,为将其应用到我国飞机结构做技术和生产能力准备。王帅^[21]针对 Glare 材料的无损检测要求,利用结构光投影三维扫描技术,提出一种新型快速无损检测方案,并对该方案的优缺点进行了讨论。姜舜^[22]基于经典层合板理论的分析方法,对纤维金属混杂层板的理论解进行了扩展,用有限元方法对纤维金属混杂对称铺设的层板进行数值分析,对比单向拉伸条件下的试验值,得到满足工程计算要求的结果;讨论了铺层方式、金属层厚度和材料属性对拉伸强度的影响。张嘉振等^[23]基于增量塑性损伤理论与纤维增强金属层板疲劳裂纹扩展唯象方法,推导了拉-压循环载荷下纤维增强铝合金层板的裂纹扩展速率预测模型。他指出,压载荷作用对纤维增强铝合金层板的疲劳裂纹扩展作用不可忽略。

郭亚军和吴学仁在玻璃纤维增强铝合金层板疲劳载荷下的裂纹扩展和分层扩展方面做了研究,首先他提出了纤维-金属层板的桥接应力计算模型^[24],认为纤维的桥接变形与铝层裂纹张开距离相等。并在桥接应力的基础上用权函数的方法得到应力强度因子;为了在工程应用中可以像金属材料一样方便的预测裂纹扩展速率和寿命,他又提出了一种等幅疲劳载荷下的疲劳裂纹扩展速率与寿命预测的唯象模型^[25]。这一模型以纤维-金属层板疲劳裂纹稳定扩展特性为基础,提出了纤维金属层板的等效裂纹长度的概念,导出有效应力强度因子的计算方程,并用该模型预测的结果与试验结果对比,得到了较为可靠的结果;对于更为复杂的变幅载荷的情况,他提出了疲劳寿命预测的等效裂纹闭合模型^[26],指出纤维金属层板有着与金属材料类似的疲劳过载延迟现象,其疲劳过载延迟行为受有效应力强度因子的控制;他还对分层扩展的影响因素进行了分析^[27],指出降低材料的单层厚度和改善层板的残余应力系统可以显著降低层板的分层扩展速率,而提高层间粘结强度和纤维的弹性模量对降低层板的分层扩展速率的作用较小。

总结郭亚军和吴学仁的工作,其对桥接

应力和疲劳裂纹扩展的研究给出了系列的方法,所得结果与试验结果吻合良好。然而其提出的疲劳裂纹扩展速率和寿命预测的唯象模型中应用的等效裂纹长度不仅仅是材料参数,还与裂纹长度、试验件宽度等诸因素有关,而他的预测模型中并没有很好的表达初始缺口长度的影响。并且等效裂纹长度对每一种铺层类型的层板都不同,需要大量的试验支持。

3 Glare 壁板的应用

1987 年 10 月,AKZO 公司申请了 Glare 的专利,1991 年 AKZO 和 ALCOA 开始合作生产和商业化 Glare。与 Arall 层板相比,Glare 层板除密度略高外,不但保持了其优越的静力性能,而且改善了它对缺口和冲击的过敏感等缺点,特别是改善了抗拉-压疲劳性能。1990 年,波音公司将 Glare5 层板用于波音 777 飞机货箱底板,与铝制货舱底板相比,减重了 23%^[28],综合经济效益更好。1993 年,波音公司及空中客车公司均开始研究将 Glare 层板应用于主机舱蒙皮。2004 年空客将 Glare 层板用于 A380 的上机身蒙皮、垂直和水平尾翼前缘^[29-30],并取得 FAA 和 EAA 全部适航认证证书。A380 飞机机体结构材料(按重量计算):铝合金占 61%,复合材料占 25%,钛合金和钢占 10%,表面涂层等占 4%。复合材料结构中有 3% 为新型的玻璃纤维增强铝合金层板(Glare)。与传统铝合金结构相比,减重高达 20%~30%,寿命增长 10~20 倍。如图 1 所示为 A380 的 Glare 整体蒙皮。同时,在波音 737 襟翼上应用的 Glare 层板还进行过飞行测试并验证了其良好的抗冲击性能。



图1 A380上的Glare整体蒙皮
Fig.1 Integrally stiffened skin of Glare on A380

1993年欧洲空客将 Glare 层合板主要用于主机舱蒙皮。空客率先与 2004 年将 Glare 层合板用于 A380 上机身蒙皮、垂直和水平尾翼前缘,减轻 800kg,并取得 FAA 和 EAA 全部适航认证证书。

Glare 的前身 Arall 在美国运输机 C-17 的舱门上和 C-130 的襟翼表面。而 Glare 比 Arall 的疲劳和抗冲击性能更好,波音公司于 1990 年将 Glare5 层合板用于波音 777 飞机货箱底板,这是 Glare 层合板的第一次商业化应用,与铝制货舱底板相比,减轻了 23%。因为好的抗冲击性能,Glare 用于波音 737 的襟翼上进行飞行测试。

4 结果与讨论

综上所述,国外在研制成功了 Glare 层合板后到应用于飞机结构之前,从疲劳性能、冲击后性能评价、静强度等方面进行了一系列的从性能到检测方法的研究。得到了很多的结论:

(1) Glare 层合板的性能具有可设计性;

(2) 因为纤维的桥接作用使得 Glare 层合板的疲劳性能为铝合金板高 10~100 倍;

(3) 提出了不同数值模型预测疲劳特性;

(4) Glare 冲击性能比复合材料高很多,不同 Glare 层合板铺层方式不同其抗冲击性能不同。

而国内在基础研究比较薄弱,很多研究尚未开展研究。另外,国内生产的纤维增强铝合金板的性能也没有得到验证,亟需开展相关研究。

参考文献

- [1] Alderliesten R C, Homan J J. Fatigue and damage tolerance issues of glare in aircraft structures. *International Journal of Fatigue*, 28(2006):1116-1123.
- [2] Roebroeks G H J J. Towards GLARE-The Development of a Fatigue Insensitive and Damage Tolerant Aircraft Material[D]. Delft: Delft University of Technology, 1991.
- [3] Vlot A, Gunnink J M. Fibre metal laminates, an introduction. Kluwer Academic Publishers, 2001.
- [4] Wu G C, Yang J M. The Mechanical Behaviour of GLARE Laminates for Aircraft Structures. *Journal of the Minerals, Metals and Materials*, 2005(57): 72-73.
- [5] Wu G C. Mechanical behavior, damage tolerance and durability of fiber metal laminates for aircraft structures[D]. California: University of California, 2005.
- [6] Plokker H M. crack closure in GLARE[D]. Delft: Delft University of Technology, 2005.
- [7] Toi R. An empirical crack growth model for fiber/metal laminates. *Proceedings of the 18th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue*, Melbourne, Australia, 1995.
- [8] Homan J J. Fatigue initiation in fibre metal laminates. *International Journal of Fatigue*, 2006(28): 366-374.
- [9] Cox B N. Life prediction for bridged fatigue cracks, *Life Prediction Methodology for Titanium Matrix Composites*. ASTM STP 1253, W.S. Johnson, J.M. Larsen, B.N. Cox, Eds. ASTM, 552-572(1996).
- [10] Takamatsu T, Shimokawa T, Matsumura T. Evaluation of fatigue crack growth behavior of GLARE3 fiber/metal laminates using compliance method. *Engineering Fracture Mechanics*, 2003(70):2603-2616.
- [11] Guo Y J, Wu X R. A theoretical model for predicting fatigue crack growth rates in fibre-reinforced metal laminates. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1998(21):1133-1145.
- [12] Guo Y J, Wu X R. Bridging stress distribution in center-cracked fiber reinforced metal laminates: modeling and experiment. *Engineering Fracture Mechanics*, 1999(63):147-163.
- [13] Alderliesten R C. Fatigue crack growth and delamination growth in glare[D]. Delft: Delft University of Technology, 2005.
- [14] Shim D J, Alderliesten R C, Spearing S M. Fatigue crack growth prediction in GLARE hybrid laminates. *Composite Science and Technology*, 2003(63):1759-1767.
- [15] Lapczyk I, Juan A. Hurtado. Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials. *Composites: Part A*, 2007(38):2333-2341.
- [16] Chang P Y, Yang J M. Modeling of fatigue crack growth in notched fiber metal laminates. *International Journal of Fatigue*, 2008(23):2165-2174.
- [17] 顾志芬, 崔德渝. 纤维铝合金胶接层板残余应力分布. *复合材料学报*, 1995, 12(1):75-80.
- [18] Gegory M A. *Proceedings of the 30th Annual CIM Conference of Metallurgists (Ottawa, Canada: CIM)*, 1991.
- [19] 廖建, 曹增强, 代瑛, 等. GLARE 层板偏轴拉伸性能. *塑性工程学报*, 2007, 14(5):67-70.
- [20] 黄侠, 袁红璇, 蔡鸣豪. GLARE 层板复合材料零件成形与装配技术浅析. *航空制造技术*, 2010(6):92-95.
- [21] 王帅. 空客 A380 先进 GLARE 复合材料蒙皮无损检测方案. *科协论坛*, 2010(9):78-79.
- [22] 姜舜, 赵耀. 纤维金属混杂层板拉伸强度分析. *船舶科学技术*, 2011, 33(5):33-37.
- [23] 张嘉振, 白世刚, 周振功. 拉-压加载下纤维增强铝合金层板疲劳裂纹扩展的压载荷效应与预测模型. *复合材料学报*, 2012, 29(4):163-169.
- [24] 郭亚军, 吴学仁. 纤维-金属胶接层板的桥接应力与应力强度因子研究. *材料工程*, 1996(6):22-26.
- [25] 郭亚军, 吴学仁. 纤维金属层板疲劳裂纹扩展速率与寿命预测的唯象模型. *航空学报*, 1998, 19(3):275-283.
- [26] 郭亚军, 郑瑞琪. 变幅载荷下纤维金属层板的疲劳与寿命预测. *中国工程科学*, 1999, 1(3):35-40.
- [27] Vašek A, Polák J, Kozák V. Fatigue crack initiation in fibre-metal laminate GLARE2. *Materials Science and Engineering*, 1997: A234-236.
- [28] Laurent F. NDT on A380. Presentation for the 48th Annual NDT Forum. Orlando, 2005.
- [29] 梁中全, 薛元德. GLAER 层板的力学性能及其在 A380 客机上的应用. *玻璃钢/复合材料*, 2005, 49(4):49-51.
- [30] Yeh J R. Fracture Mechanics of delamination in arall laminates. *Engineering Fracture mechanics*, 1988(30): 827-837.

(责编 小城)