

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.05.002

纤维金属层板的研究与发展趋势

陶杰 李华冠 潘蕾 胡玉冰

(南京航空航天大学材料科学与技术学院,南京,211106)

摘要:纤维金属层板(Fiber metal laminates, FMLs)因其优良的疲劳性能以及高损伤容限,成为航空航天领域重要的结构材料,并愈加受到汽车、轨道交通等领域的关注。本文在综述 FMLs 发展概况的基础上,重点介绍了新型铝锂合金 GLARE 层板、热塑性 Ti/Cf/PEEK 层板及新一代聚酰亚胺 FMLs 层板的研究工作。同时针对 FMLs 的失效行为复杂、一些性能评价方法还不够完善等现状,评述了深入开展 FMLs 失效行为研究、采用计算机仿真技术进行其综合性能预测研究的重要性。最后,回顾了 FMLs 传统成形方法,如自成形技术和滚弯成形技术,并探讨了喷丸成形和液压成形在 FMLs 构件制造中的应用。

关键词:复合材料;纤维金属层板;性能预测;成形技术

中图分类号: TB333 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2015)05-0626-11

Review on Research and Development of Fiber Metal Laminates

Tao Jie, Li Huaguan, Pan Lei, Hu Yubing

(College of Material Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 211106, China)

Abstract: Fiber metal laminates (FMLs) have been regarded as an important structural material in aerospace and are getting more attention from the fields of automobile, rail transportation and other industries, owing to their excellent fatigue and high damage tolerance. Based on the introduction of the development of FMLs, this paper focuses on the research status of novel GLARE with aluminum-lithium alloy, titanium sheets and carbon-fibre reinforced PEEK laminates (Ti/Cf/PEEK), and novel FMLs with carbon fibre reinforced polyimide (Ti/Cf/PMR). Subsequently, the importance of further recognizing their damage mechanism and performance prediction through computer simulation is reviewed, considering the complicated failure behaviors of FMLs and the lack of reasonable evaluation methods on some mechanical properties. Moreover, conventional forming technologies of FMLs, including the roll bending and the self-forming, are summarized. Finally, the shot peen forming and the hydro-forming to be used in the manufacture of complicated FML components are discussed.

Key words: composite; fiber metal laminates; performance prediction; forming technology

纤维金属层板(Fiber metal laminates, FMLs)^[1-2]是一种由金属薄板和纤维复合材料交替铺层后,在一定的温度和压力下固化而成的层间混杂复合材料,也称为超混杂层板。FMLs 综合了

基金项目:国家自然科学基金(51503099,51475231)资助项目;国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金(SAMC13-JS-15-032)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2013307)资助项目;南京航空航天大学基本科研业务费专项科研基金(NS2014059)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2015-08-20; **修订日期:**2015-09-30

作者简介:陶杰,男,1963年生,教授,博士生导师。主要研究方向:复合材料,功能涂层等。

通信作者:陶杰, E-mail: taojie@nuaa.edu.cn。

传统纤维复合材料和金属材料的特点,具有高的比强度和比刚度,优良的疲劳性能以及高损伤容限,在航空航天工业中具有巨大的应用潜力^[3-4]。其中,作为第二代 FMLs,玻璃纤维-铝合金层板(Glass reinforced aluminum laminate, GLARE)^[5]是由 0.3~0.5 mm 的铝合金薄板与玻璃纤维/环氧预浸料(0.2~0.3 mm)交替层压而成,具有突出的抗拉-压疲劳性能及较高的缺口断裂性能,可使飞机结构减重 25%~30%,抗疲劳寿命提高 10~15 倍。GLARE 层板在空客 A380 上机身蒙皮、垂直和水平尾翼前缘、整流板、整流罩、上机身壁板及上壁板长桁中的应用使飞机减重约 800 kg^[6-7]。

近年来,国内外仍持续开展 FMLs 的研究工作^[8-9]。首先,多种材料体系的新型 FMLs 正在不断发展^[10-11],其中,基于 GLARE 层板的改进、新一代碳纤维-钛合金 TiGr 层板的研制以及热塑性树脂的应用成为主要的研究热点^[12-13]。GLARE 层板是目前发展最为成熟、应用最广泛的 FMLs,但 GLARE 层板的刚度偏低、使用温度不高,限制了它的应用范围。采用碳纤维代替玻璃纤维可显著改善传统 GLARE 层板的综合性能,但由于铝合金和碳纤维存在的电位腐蚀,碳纤维-铝合金层板(Carbon reinforced aluminum laminate, CARE)一直未得到工程应用^[14]。而选择性能更为优异的铝锂合金或先进铝合金代替传统 GLARE 所使用的 2024 铝合金,发展新型 GLARE 层板是一个可行的思路^[15]。另一方面,为了防止碳纤维和铝合金的电位腐蚀,在采用碳纤维作为增强体时,选择轻质高强的钛合金作为金属基板,研制 TiGr 层板是新一代材料发展的必然趋势。此外,热塑性树脂^[16]因其可设计性大、回收利用方便及成形效率高等诸多优点受到更多的青睐,而以热塑性树脂为基体的 FMLs 也成为该类材料发展的重要方向。聚醚醚酮(PEEK)、聚醚酰亚胺(PEI)等热塑性树脂开始逐步应用于 FMLs,使该类材料在可设计性、成形复杂构件、提高生产效率及回收再利用方面具有更多的优势^[17]。

FMLs 的研究除了新材料体系的开发外,还集中在失效机制与损伤理论不断丰富与完善上^[18-19]。FMLs 作为一种超混杂复合材料,在不同受载条件下其损伤过程和失效机理都不尽相同,因此从 20 世纪 80 年代 FMLs 产生至今,对其损伤理论的研究一直在进行^[20]。不仅如此,作为航空航天中重要的结构材料,FMLs 在应用之前都需要完

成系统的性能研究与评定。而针对不同结构和铺层的 FMLs,进行全面的性能评价,耗时长且成本高昂。在这种需求背景下,如何利用复合材料的力学理论,结合 FMLs 的性能与结构特点,开展该类材料的性能预测,成为众多学者关注的又一问题^[21]。该项研究既可以深入认识超混杂复合材料的失效理论,又可以减少庞大且复杂的试验工作,具有重要的科学意义和工程价值。其中,基本力学性能^[22]、疲劳扩展行为及机理^[23]、低速冲击^[24]及鸟撞损伤^[25]等都是目前研究的热点。

虽然 FMLs 在加工、装配、拼接和修补等方面的研究已较为成熟^[26],但该类材料的成形技术仍是制约其广泛应用的重要因素^[27]。FMLs 的成形方法与金属材料相近,但由于纤维的破坏应变小,致使该类材料的成形极限远小于相应的金属材料,也易产生层间破坏。通常,FMLs 单曲率件一般采用滚弯工艺成形,而双曲率件一般采用拉伸成形。对于曲率较小的机身蒙皮等 FMLs 构件,可在有曲率的模具中进行铺贴、热压罐加压固化,最后制得构件,该方法称为自成形技术^[28]。随着近年来汽车、轨道交通等领域的发展,对材料的损伤容限能力及轻量化程度的要求越来越高,这可能成为 FMLs 拓展应用的重要机遇。要实现 FMLs 在多领域的应用,前提必须解决好构件的成形技术难题,包括结构复杂化、低成本化、高效及高精准化。伴随着塑性加工技术的发展,液压成形^[29]、喷丸成形^[30]等高效成形方法也开始应用于 FMLs,相关的研究将会为 FMLs 的发展和應用提供重要的支撑。

1 新型纤维金属层板

1.1 铝锂合金在 FMLs 上的应用

俄罗斯全俄研究院在国际上首次采用 1441 铝锂合金代替 2024 铝合金制造新型 GLARE 层板,但其制备的新型 GLARE 层板仅获得了与传统 GLARE 相近的力学性能^[31]。铝锂合金薄板制造工艺的不完善使该种新材料的性能未达到理想的结果^[32]。近年来,作者在系统地开展了铝锂合金薄板轧制、固溶及时效强化等相关研究后^[33-34],也进行了新型铝锂合金 GLARE 层板(New FMLs, NFMLs)的制备及性能研究,获得了较为理想的试验结果。

基于选用的 2 mm 铝锂合金 T8 态板材,采用图 1 所示的工艺获得 T3 态 0.3 mm 薄板。相比于 2024 铝合金,所选用的新型铝锂合金对时效温度更为敏感,时效响应速度快,且在变形过程中存在

较为显著的组织及性能变化,故预处理工艺需要精确控制。研究表明,采用该铝锂合金制备的 NFMLs,较相同条件下制备的传统 GLARE 层板具有更为优异的力学性能。以 3/2 结构层板为例, NFMLs 获得了更好的强度和模量,如图 2 所示。其中,拉伸和弯曲强度均略有提高,而模量则有 8%~12% 的显著改善^[35]。

在 FMLs 中纤维的桥接作用是其疲劳性能优异的主要因素,金属层仅起到次要作用。尽管如此,凭借铝锂合金优异的疲劳性能, NFMLs 表现出了优良的抗疲劳裂纹扩展 (Fatigue crack growth, FCG) 的能力,如图 3 所示。而对于金属层起决定作用的抗冲击性能, NFMLs 的性能更佳。

此外,铝锂合金成本的降低以及其成形和热处理强化工艺的日趋完善,必将为铝锂合金在 FMLs 上的应用创造更有利的条件。

1.2 热塑性 FMLs

芳纶纤维-铝合金层板 (Aramid reinforced aluminum laminate, ARALL) 和 GLARE 层板均采用环氧等热固性树脂为基体^[36],而传统热固性树脂材料的固化成形过程中需要对材料进行保温保压,严重制约了生产效率。相比之下,以热塑性树脂为基体制备的 FMLs 可在较短的时间内完成制备及成形,可显著提高层板的制备效率,降低其生产成本。同时,热塑性材料的应用使 FMLs 的回收利用成为可能,提高了材料的使用效率、降低了

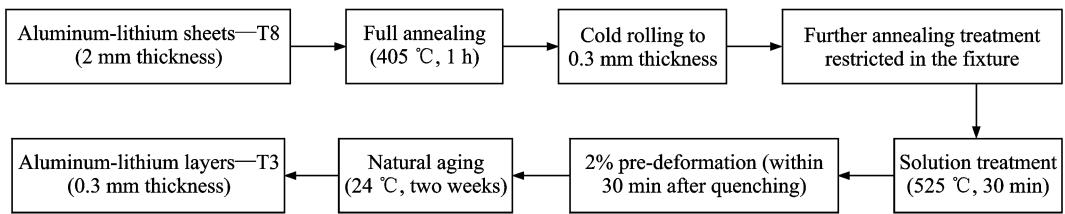


图 1 铝锂合金的预处理工艺

Fig. 1 Pre-treatments of aluminum-lithium layers

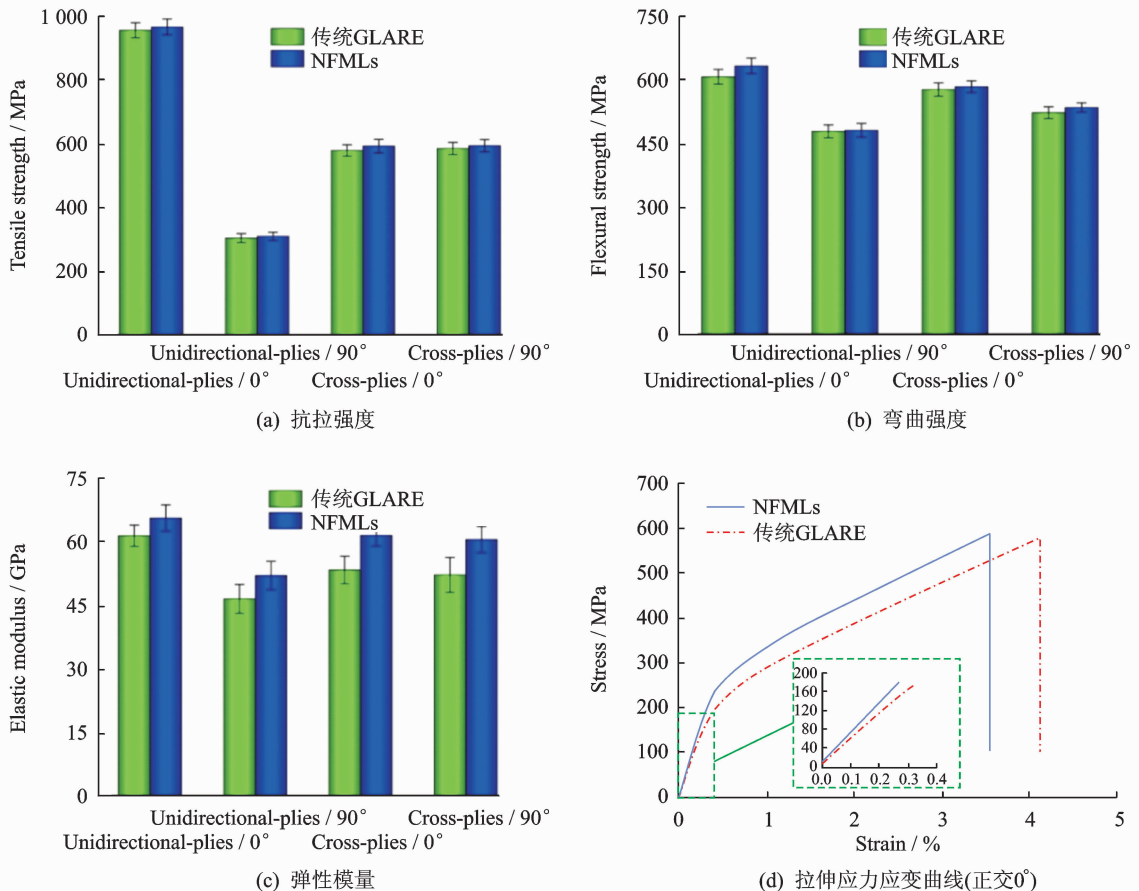


图 2 新型铝锂合金层板及传统 GLARE 层板拉伸及弯曲力学性能

Fig. 2 Tensile and flexural properties of NFMLs and conventional GLARE

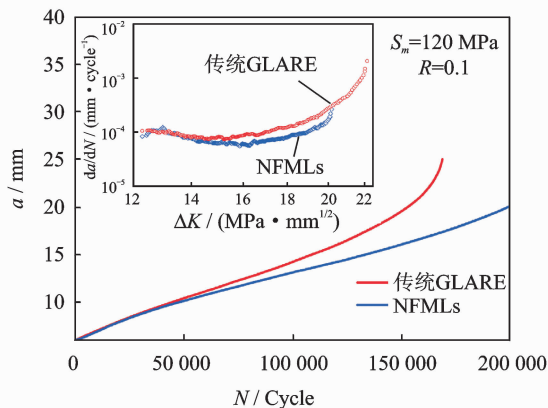


图 3 新型铝锂合金层板及传统 GLARE 层板疲劳裂纹扩展曲线

Fig. 3 FCG curves of NFMLs and conventional GLARE

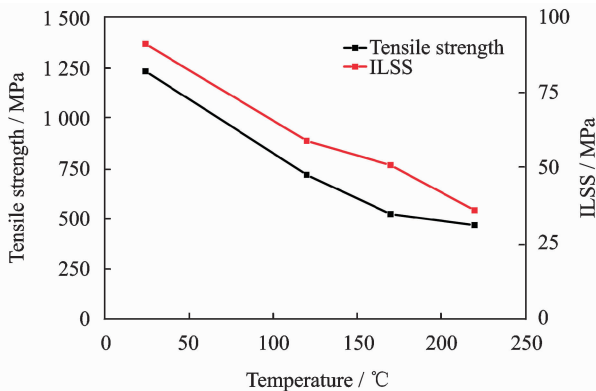
对环境的破坏^[37]。此外,热塑性 FMLs 更易于实施损伤修复。

作者在此前的工作中,以热塑性 PEEK 为基体,采用模压法制备了 TA2/碳纤维增强聚醚醚酮 FMLs——Ti/Cf/PEEK 层板,通过对其制备工艺的研究,获得了优化的钛板表面处理工艺及稳定高效的层板制备工艺参数。性能研究结果表明,Ti/Cf/PEEK 层板与传统热固性 FMLs 一样具有优良的力学性能及疲劳性能,其室温抗拉强度(Tensile strength)可达 1 200 MPa,层间剪切强度(Interlaminar shear strength, ILSS)达 85 MPa,并在 200 MPa 应力水平下获得了疲劳裂纹扩展速率低于 10^{-5} mm/循环,如图 4 所示。

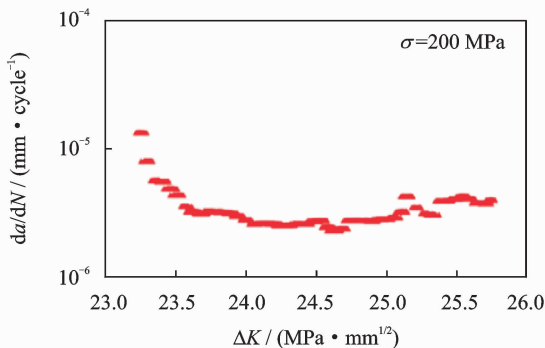
1.3 新一代耐高温 TiGr 层板

随着航空航天领域对复合材料提出更高的要求,例如 20 世纪 80 年代,美国 HSCT 设计提出要在飞机时速达到 2.4 马赫(2 570 km/h),飞机表层温度达到 177 °C 的条件下继续运行 600 000 h,这对传统的复合材料提出了极大的挑战。传统的 FMLs 所采用的树脂基体多为环氧树脂,无法在此高温下长期服役^[38],且铝合金作为金属基板,高温下发生的时效行为会使其断裂韧性和疲劳性能严重下降。以钛合金为金属基板、碳纤维增强树脂基复合材料作为增强体的第四代 TiGr 层板则可以很好地解决材料的耐高温问题,且进一步提高了综合性能。

作者采用耐高温聚酰亚胺树脂代替传统环氧树脂,以 TC4 为金属基板,研发了新型 TiGr 层板,并系统开展了其制备工艺及耐高温性能研究^[39]。结果表明,钛合金/碳纤维增强聚酰亚胺 FMLs——Ti/Cf/PMR 层板,较相同结构的 GLARE 及 ARALL 层板,具有更为优异的力学性能,尤其是



(a) 拉伸及层间剪切性能



(b) 疲劳裂纹扩展性能

图 4 Ti/Cf/PEEK 层板的力学性能

Fig. 4 Mechanical properties of Ti/Cf/PEEK laminate

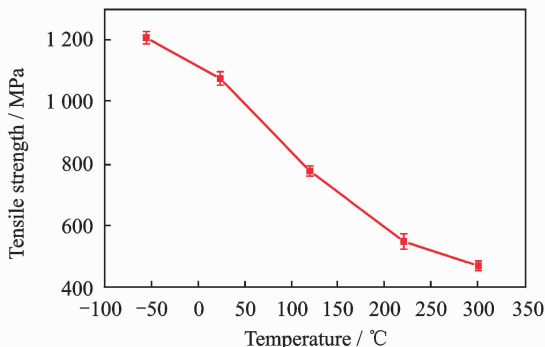


图 5 不同环境温度下 Ti/Cf/PMR 层板抗拉强度

Fig. 5 Tensile strength of Ti/Cf/PMR laminate tested under different temperatures

其优良的耐高温性能。图 5 所示为 Ti/Cf/PMR 层板抗拉强度随温度的变化曲线,新一代耐高温层板室温抗拉强度可达 1 200 MPa,并在 300 °C 下具有约 40% 的保持率。

新一代耐高温层板经受室温至 300 °C 热冲击后具有优良的热稳定性,可以经历至少 1 000 次热冲击而不发生分层破坏,直至 1 500 次热冲击时,该层板才出现局部分层失效现象。不同冲击次数下金属层板扫描电子显微镜(Scanning electron microscope, SEM)图片如图 6 所示。

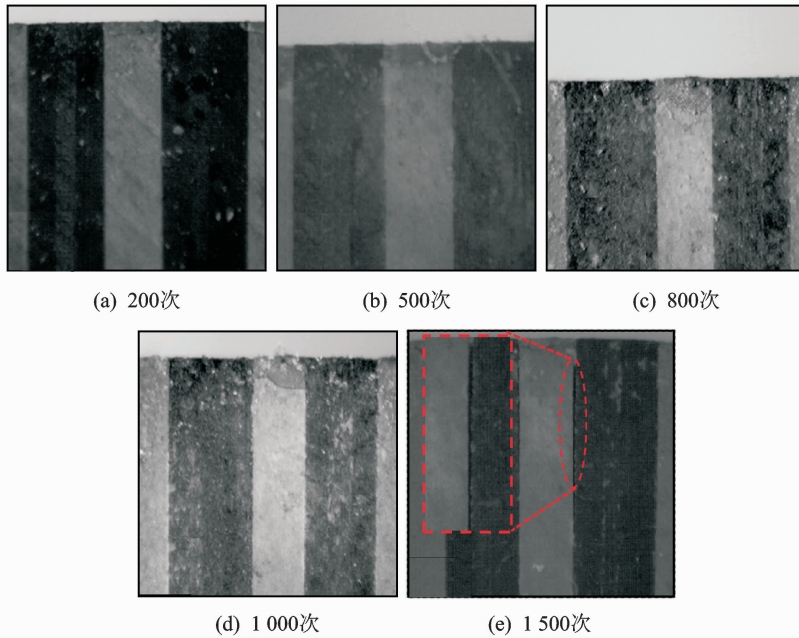


图 6 经不同循环次数热冲击后的纤维金属层板 SEM 照片

Fig. 6 Cross-sectional SEM pictures of specimens after thermal shock

2 纤维金属层板的失效理论及性能预测

2.1 FMLs 的失效行为及评价方法

超混杂层状复合材料 FMLs 具有复杂的失效特征,包括纤维-基体脱粘、劈裂、纤维断裂、基体开裂、基体-金属分层等^[40-41],且不同的失效存在多种次序和作用关系。目前,对该类材料进行失效行为分析及性能评价时,包括一些常规的力学性能测试,国内外尚未有统一的标准或公认的测试方法。

作者在前期的工作中,一直致力于 FMLs 的失效行为及评价方法研究,取得了一定的研究成果,但其复杂的损伤过程仍使该项研究具有很大的挑战性。

以最为简单的三点受载下的失效行为为例,材料的弯曲性能、层间剪切性能等都可以在三点受载的条件下进行分析与评价^[42-44]。但尽管如此,在该种受载条件下,FMLs 依然表现出复杂多变的失效行为。作者所开展的相关研究工作表明,短梁三点弯曲受载时,FMLs 失效行为的变化主要受跨距和铺层的影响。根据经典梁理论,随着跨距的改变,作用在层板上的应力也将发生改变,进而导致 FMLs 失效行为的变化。在较小跨距时,层板主要受层间切应力的作用,而随着跨距的增加,弯曲应力逐渐占主导作用,其失效模式及名义层间剪切强度也随之发生改变,如图 7 所示。

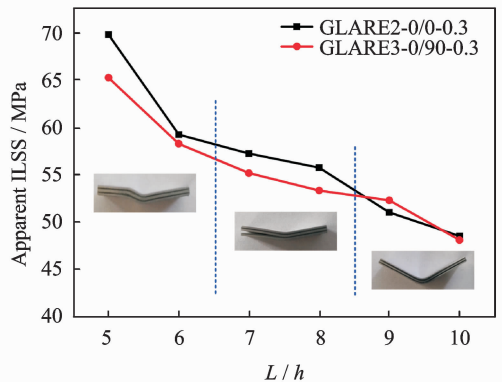


图 7 GLARE2 与 GLARE3 在不同跨距下的名义层间剪切强度

Fig. 7 Apparent ILSS of GLARE2 and GLARE3 tested under different spans

跨厚比对三点受载下的层板失效行为有显著影响,随着比值增加,失效模式将发生改变。由于 FMLs 在承受剪切力时很容易发生屈曲,小跨距下的失效模式为挤压-剪切,且获得的层间剪切强度值偏大,这也说明传统的短梁法(跨厚比为 4~5)并不适用于 GLARE 的层间的剪切性能评价。当跨厚比增大时,层板发生有效的层间剪切失效,名义层间剪切强度值也较为合理,可用来评价层板的层间剪切性能。但随着跨距的进一步增加,名义层间剪切强度值由于受弯曲应力的影响将发生大幅降低。

研究还发现,铺层方向会影响 FMLs 的失效行为。由于纤维的桥接作用,与剪切应力一致的纤维能更好地传递应力。对于不同材料体系的 FMLs,其刚度的不同将带来载荷分布的变化,也会对其失效方式产生一定的影响;此外,FMLs 的结构改变会带来纤维体积分数的变化,从而影响力量的分布规律,这也是影响失效行为的一个重要因素。

由此可见,FMLs 的失效行为较为复杂,需系统开展其失效及损伤机理的研究,获得其不同受载条件下科学的评价方法。这也让作者考虑,是否可以通过理论解析或借助计算机仿真来辅助该类工作的进行。实际上,通过计算机有限元仿真不仅可以帮助认识 FMLs 的失效过程,还可以实现材料性能的预测。

2.2 性能预测方法

如 2.1 节所述,金属材料 and 纤维增强树脂基复合材料 (Fiber reinforced polymer/plastic, FRP) 的强度理论及失效机理研究都比较多且相对较为成熟,而 FMLs 的失效行为研究还处于起步阶段。因其复杂的材料组分和结构,现有的经典层合板理论 (Classic laminate theory, CLT) 不能直接用于 FMLs 的性能预测。

目前,FMLs 的性能预测主要分为解析法和有限元法。解析法中,金属体积分数理论 (Metal volume fraction, MVF)^[45-46] 可简单预测 FMLs 在平面应力下的极限强度,但因未考虑各组分残余应力和界面分层,用该理论所预测的结果比实际值偏大。同时,考虑金属层的弹塑性应力-应变关系与 FRP 本构关系的差异,对 CLT 扩展为含金属的层合板刚度矩阵^[47],可得到 FMLs 的失效应变和失效强度,并较为准确地预测了不同纤维角度对拉伸模量和强度的影响。有学者根据线应变硬化模型建立了 CARE 层板在不同应变率下的本构关系^[48],但此模型对其他层板的适用性有待论证。

有限元模拟可对损伤破坏过程进行实时存档记录和查看应力应变分布状况等,是现在预测材料力学性能的主流手段^[49-50]。作者基于损伤力学原理,利用 ABAQUS 对金属、纤维复合材料和界面层分别建模。金属层采用等向硬化模型和延性损伤准则,纤维复合材料采用自编的三维渐进损伤子程序,界面则采用内聚力模型;以损失变量的形式表征各层的失效,基本流程如图 8 所示。基于以上模型,作者开展了多种 FMLs 性能预测,包括开孔拉伸、三点弯曲、层间剪切、冲击及疲劳裂纹扩展等^[51]。其中,图 9 为 GLARE3 层间剪切模拟和实

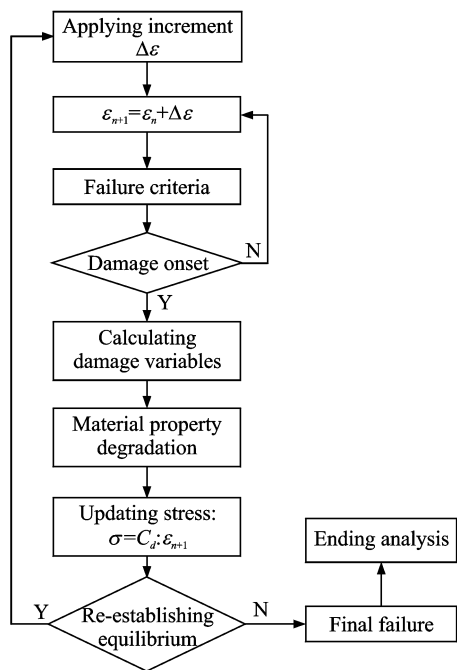


图 8 渐进损伤破坏分析流程

Fig. 8 Progressive failure analysis

验的对比结果。

3 纤维金属层板成形技术的发展

3.1 传统成形方法

自成形技术一直作为航空用 FMLs 的重要成形方法^[52]。由于 FMLs 的每个金属层一般仅为 0.25~0.3 mm,利用其自重就可以在有曲率的模具中顺利贴膜,固化后即可得到目标构件,故该方法也被波音、空客等公司采用。在之前的研究中,作者也尝试采用该技术成形曲率较大且变曲率的机翼前缘蒙皮构件(图 10)。研究表明,采用该技术成形的机翼前缘构件,尽管曲率大且为变曲率构件,其回弹率依然较小,成形精度高且纤维取向无明显改变。但对于大曲率构件,树脂在固化过程中因自重流淌而出现分布不均匀的现象,且曲率较大时,层板尽管保持优异的尺寸精度,但内部存在一定的回弹应力。此外,模具加工导致的高成本制约了自成形技术的应用。

作者也开展了 FMLs 的成形性能研究。由于目前尚无 FMLs 成形性能测试的相关标准,因此采用金属薄板成形性能的测试与试验方法^[53],测试了不同结构 FMLs 的 n 值、 r 值、最小弯曲半径等成形性能参数。研究发现,纤维的铺层方向对 FMLs 的强度及模量具有显著影响,沿纤维方向时,FMLs 具有更高的抵抗变形能力。

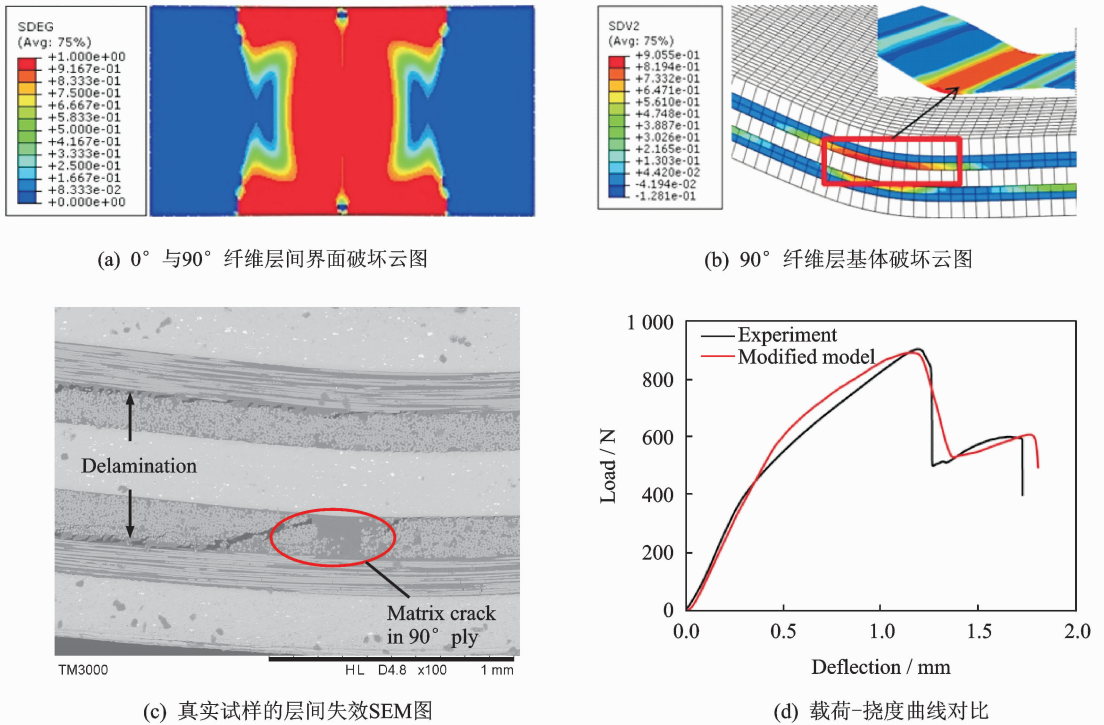


图9 GLARE 3层间剪切模拟和实验结果对比

Fig. 9 Comparison of FEM and experiment on interlaminar shear features of GLARE 3

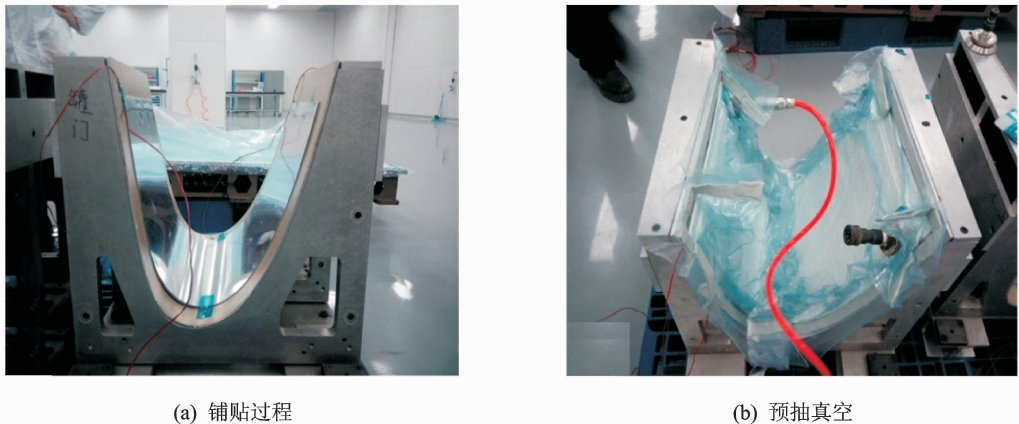


图10 机翼前缘典型件的自成形

Fig. 10 Self-forming process of typical wing leading edge

滚弯成形是FMLs最常用的单曲率成形方法,而对于双曲率成形则一般采用拉伸成形。作为传统的单曲率成形方法,Palkowski^[54]、Carey^[55]和Ke^[56]等人在FMLs的研究中均涉及到滚弯成形技术。作者在3/2结构GLARE层板的滚弯成形工艺研究中发现,当成形曲率半径大于120 mm时,纤维破坏几率很小。以正交层板为例,当曲率半径小于118 mm时,开始发生纤维拉伸断裂,曲率继续增大将导致基体开裂,但无分层现象,滚弯成形对GLARE层板的界面破坏较小。

滚弯成形工艺原理简单,生产效率高、成本低,

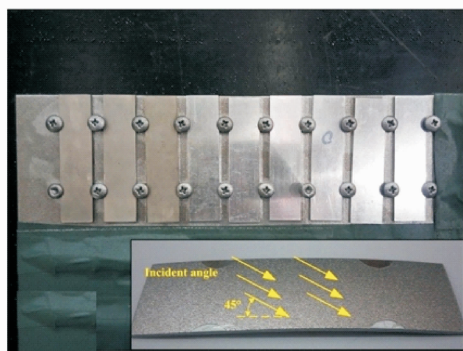
但仅适用于单曲率构件的成形,且成形曲率不能过大。因此,FMLs单曲率件已无法满足诸多航空航天及汽车构件的应用需求,除了发展可以进行多曲率构件成形的柔性滚弯技术外,其他先进成形技术值得更多的关注。

3.2 喷丸成形技术的应用

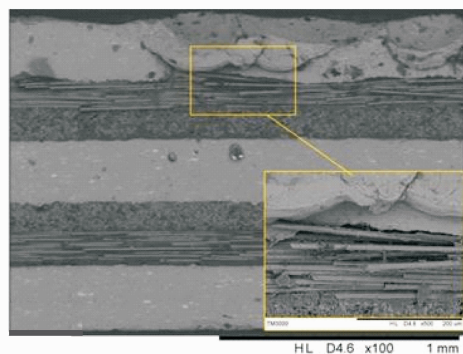
喷丸成形是一种借助高速弹丸流撞击金属构件表面,使构件产生变形的金属成形方法^[57]。作为一种无模成形工艺,喷丸成形是大中型飞机金属机翼整体壁板首选的成形方法^[58]。近年来,国内外学者也开始探讨将喷丸成形技术应用于FMLs

的可能性^[59]。

针对分别以铝合金和钛合金为金属基板的GLARE和TiGr层板,作者开展了喷丸成形工艺研究,如图11(a)所示。研究中发现,由于FMLs的金属层较薄,更适合于尺寸较小的陶瓷丸。若采用大尺寸铸钢丸^[60]将会使表层金属产生缺陷,并引起树脂基体与金属间的分层及纤维的断裂,如图11(b)所示。FMLs在喷丸成形后,其残余应力的分布特点同金属材料较为一致,但纤维的铺层方向对其喷丸成形性能有较大影响。除了受喷丸面外,与之对称的金属层也将发生塑性变形,而中间层的金属则仅发生弹性变形;同时,相对于金属材料,FMLs喷丸成形过程发生的失效行为更为复杂,包括受喷丸面金属层与纤维层的分层失效、受喷丸面周围纤维的断裂和取向变化等。总体而言,GLARE层板在纤维方向的喷丸曲率可达到300~400 mm, TiGr层板也可达到500~700 mm,该成形极限已可以满足飞机机身、机翼蒙皮除前缘外的曲率要求。然而,由于FMLs存在多个界面,作者在研究中发现,喷丸后完好的大曲率典型件在长时间存放后会出现局部分层失效的现象。所以,对于FMLs在喷丸后的层间损伤分析、应力松弛行为都还需要更深入的研究和探讨。



(a) 喷丸试件



(b) GLARE喷丸失效后的界面SEM

图11 GLARE及TiGr层板的喷丸成形

Fig. 11 Shot peen forming of GLARE and TiGr

喷丸面的压应力作为一种强化措施,往往有利于该种材料疲劳性能的进一步改善,但相对厚度仅为0.25~0.3 mm的金属层而言,喷丸后的粗糙表面也可能成为裂纹的起裂源。故在该种矛盾因素的制约下,如何优化喷丸工艺并实现成形、强化的共同作用效果,是目前需要解决的问题。

3.3 先进液压技术的应用

无论是传统的滚弯、拉伸成形,还是喷丸成形,都无法实现FMLs复杂构件的成形。目前,对于传统金属材料而言,先进液压成形技术^[61]是实现其板、管等复杂构件成形的一种重要方法。利用流体介质来代替模具传递力以实现金属塑性加工成形称为液压成形,它可分为两类:一类是内高压成形,即在金属管内充满高压液体,并利用模具施压使其成形^[62];另一类是金属板料的液压成形,它利用高压液体代替一般模具,使板料成形,获得工件^[63]。在前期的研究中,作者发现内高压成形和板料的液压成形都可应用于FMLs层板/复合管复杂构件的成形。

纤维金属复合管,可应用于飞行器的着陆缓冲、飞机耐撞结构、汽车前/侧向的撞击防护以及道路和桥梁护栏等,具有广泛的应用前景^[64]。然而,国内对这一领域的应用研究仍为空白,且国外目前已研制的复合管,均采用内旋压技术,存在成形效率低、管材易失稳及内外管壁厚分布不均等问题。采用内高压胀接技术,则可以很好地解决这些问题。以GLARE复合管为例,将铝合金内外管叠合,并将预浸料铺设于外管内表面,对内管进行内侧密封并进行液压胀形,使内外管胀接后贴合于模具表面,再加热使预浸料完全固化则可实现复合管的制备。在该过程中,通过控制内、外管的原始间隙和胀接变形量,使外管的理论回弹量大于内管,形成向内的残余变形应力,即可较好完成胀接^[65]。胀接应力可为复合管的固化过程提供粘接所需要的压力,并有利于在服役条件下进一步提高材料的层间性能,防止分层失效。同金属管件的內高压成形不同,纤维金属复合管所需的胀接压力小,GLARE复合管仅为5~25 MPa, TiGr层板复合管其最大压力也不超过50 MPa,这也对內高压装备在精度控制上提出了更为严格的要求。此外,由于纤维金属复合管的每层金属管较薄,其胀接过程的密封装置需要特殊的设计,在保障其密封的同时,还需防止金属管起皱、破裂等缺陷的发生。通过合理的模具设计,还可考虑对纤维金属异型管件实施內高压胀接,该技术效率高、成形质量好,将为

纤维金属层板复合管的成形提供理想的解决方案。

对于FMLs板状复杂构件,同样可采用板料液压成形技术实施其塑性成形。同时,可在塑性成形过程中叠加温度场,在完成构件成形的同时,完成其树脂的固化和合金的时效强化。该方法是FMLs复杂构件制备-成形一体化的可行方法。

4 结束语

以GLARE为代表的FMLs已在飞机机身、机翼蒙皮等部位获得了成功的应用,并成为先进复合材料的典型代表,受到国内外众多学者的关注。随着近年来汽车、轨道交通等领域对材料的损伤容限能力及轻量化程度的要求越来越高,FMLs因其性能优势必将具有更广泛的应用前景。同时,对FMLs的损伤理论研究的不断深入和性能评价体系的进一步完善,将使FMLs具备更好的设计性和预测性;伴随着成形技术的不断发展,FMLs构件也将实现复杂化、高效及低成本制造,从而使得FMLs朝着高性能化、功能化、绿色化及低成本化方向发展。

参考文献:

[1] Sinmazçelik T, Avcu E, Bora M Ö, et al. A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods[J]. *Materials & Design*, 2011,32(7):3671-3685.

[2] Fu Y, Zhong J, Chen Y. Thermal postbuckling analysis of fiber-metal laminated plates including interfacial damage[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014,56:358-364.

[3] Moriniere F D, Alderliesten R C, Benedictus R. Low-velocity impact energy partition in GLARE[J]. *Mechanics of Materials*, 2013,66:59-68.

[4] Sugiman S, Crocombe A D, Katnam K B. Investigating the static response of hybrid fibre-metal laminate doublers loaded in tension[J]. *Composites Part B*, 2011,42(7):1867-1884.

[5] Park S Y, Choi W J, Choi H S. A comparative study on the properties of GLARE laminates cured by autoclave and autoclave consolidation followed by oven postcuring[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2010,49(5/6/7/8):605-613.

[6] Huang Y, Liu J, Huang X, et al. Delamination and fatigue crack growth behavior in fiber metal laminates (Glare) under single overloads[J]. *Int J Fatigue*, 2015,78:53-60.

[7] Frizzell R M, McCarthy C T, McCarthy M A. An experimental investigation into the progression of

damage in pin-loaded fibre metal laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2008,39(6):907-925.

[8] Lee B E, Park E T, Kim J, et al. Analytical evaluation on uniaxial tensile deformation behavior of fiber metal laminate based on SRPP and its experimental confirmation[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014,67(1):154-159.

[9] Alderliesten R C. Designing for damage tolerance in aerospace: A hybrid material technology[J]. *Materials & Design*, 2015,66:421-428.

[10] Sexton A, Cantwell W, Kalyanasundaram S. Stretch forming studies on a fibre metal laminate based on a self-reinforcing polypropylene composite[J]. *Composite Structures*, 2012,94(2):431-437.

[11] Vo T P, Guan Z W, Cantwell W J, et al. Modelling of the low-impulse blast behaviour of fibre-metal laminates based on different aluminium alloys[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2013,44(1):141-151.

[12] Pan L, Yapici U. A comparative study on mechanical properties of carbon fiber/PEEK composites[J]. *Advanced Composite Materials*, 2015 (ahead-of-print): 1-16.

[13] Xue J, Wang W X, Takao Y, et al. Reduction of thermal residual stress in carbon fiber aluminum laminates using a thermal expansion clamp[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2011,42(8):986-992.

[14] Song S H, Byun Y S, Ku T W, et al. Experimental and numerical investigation on impact performance of carbon reinforced aluminum laminates[J]. *Journal of Materials Science & Technology*, 2010,26(4):327-332.

[15] Gurao N P, Adesola A O, Odeshi A G, et al. On the evolution of heterogeneous microstructure and microtexture in impacted aluminum-lithium alloy[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2013,578:183-187.

[16] Tannous F, Steiner M, Shahin R, et al. Retentive forces and fatigue resistance of thermoplastic resin clasps[J]. *Dental Materials*, 2012,28(3):273-278.

[17] Kuboki T, Uematsu S, Murata M. Composite structure composed of overlapped fibre bundles, thermoplastic resin and metal plate for secondary forming process[J]. *Composites Science and Technology*, 2010,70(9):1338-1345.

[18] Fan J, Guan Z W, Cantwell W J. Numerical modelling of perforation failure in fibre metal laminates subjected to low velocity impact loading[J]. *Composite Structures*, 2011,93(9):2430-2436.

[19] Moriniere F D, Alderliesten R C, Benedictus R. Modelling of impact damage and dynamics in fibre-metal laminates—A review[J]. *International Journal*

- of Impact Engineering, 2014, 67:27-38.
- [20] Frizzell R M, McCarthy C T, McCarthy M A. Simulating damage and delamination in fibre metal laminate joints using a three-dimensional damage model with cohesive elements and damage regularisation [J]. *Composites Science and Technology*, 2011, 71(9):1225-1235.
- [21] 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.
- [22] Moussavi-Torshizi S E, Dariushi S, Sadighi M, et al. A study on tensile properties of a novel fiber/metal laminates[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2010, 527(18):4920-4925.
- [23] Khan S U, Alderliesten R C, Rans C D, et al. Application of a modified Wheeler model to predict fatigue crack growth in fibre metal laminates under variable amplitude loading[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2010, 77(9):1400-1416.
- [24] Payeganeh G H, Ghasemi F A, Malekzadeh K. Dynamic response of fiber-metal laminates (FMLs) subjected to low-velocity impact[J]. *Thin-Walled Structures*, 2010, 48(1):62-70.
- [25] Zhu S, Wang Y, Tong M, et al. Numerical simulation of bird impact on fibre metal laminates[J]. *Polymers & Polymer Composites*, 2014, 22(2):147.
- [26] Bienias J. Fibre metal laminates-some aspects of manufacturing process, structure and selected properties[J]. *Kompozyty*, 2011, 11(1):39-43.
- [27] Sexton A, Cantwell W, Kalyanasundaram S. Stretch forming studies on a fibre metal laminate based on a self-reinforcing polypropylene composite [J]. *Composite Structures*, 2012, 94(2):431-437.
- [28] Ibarra-Castanedo C, Avdelidis N P, Grinzato E G, et al. Delamination detection and impact damage assessment of GLARE by active thermography[J]. *International Journal of Materials and Product Technology*, 2011, 41(1/2/3/4):5-16.
- [29] Gresham J, Cantwell W, Cardew-Hall M J, et al. Drawing behaviour of metal-composite sandwich structures[J]. *Composite Structures*, 2006, 75(1): 305-312.
- [30] Miao H Y, Demers D, Larose S, et al. Experimental study of shot peening and stress peen forming[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2010, 210(15):2089-2102.
- [31] Antipov V V. Efficient aluminum-lithium alloys 1441 and layered hybrid composites based on it[J]. *Metallurgist*, 2012, 56(5/6):342-346.
- [32] Antipov V V, Senatorova O G, Beumler T, et al. Investigation of a new fibre metal laminate (FML) family on the base of Al-Li-Alloy with lower density [J]. *Materialwissenschaft und Werkstofftechnik*, 2012, 43(4):350-355.
- [33] Li H, Guo X, Wang W, et al. Forming performance of an as-quenched novel aluminum-lithium alloy[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2015, 78(1/2/3/4):659-666.
- [34] Li H, Ling J, Xu Y, et al. Effect of aging treatment on precipitation behavior and mechanical properties of a novel aluminum-lithium alloy[J]. *Acta Metallurgica Sinica (English Letters)*, 2015, 28(6):671-677.
- [35] Li H, Hu Y, Xu Y, et al. Reinforcement effects of aluminum-lithium alloy on the mechanical properties of novel fiber metal laminate[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2015, 82(1):72-77.
- [36] Alderliesten R C. Designing for damage tolerance in aerospace: A hybrid material technology[J]. *Materials & Design*, 2015, 66:421-428.
- [37] Zhang L, Miao M. Commingled natural fibre/polypropylene wrap spun yarns for structured thermoplastic composites[J]. *Composites Science and Technology*, 2010, 70(1):130-135.
- [38] Akonda M H, Lawrence C A, Weager B M. Recycled carbon fibre-reinforced polypropylene thermoplastic composites[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2012, 43(1):79-86.
- [39] Hu Y B, Li H G, Cai L, et al. Preparation and properties of fibre-metal laminates based on carbon fibre reinforced PMR polyimide[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2015, 69:587-591.
- [40] 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.
- [41] Wu G, Yang J M. Analytical modelling and numerical simulation of the nonlinear deformation of hybrid fibre-metal laminates[J]. *Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering*, 2005, 13(3): 413.
- [42] Cepeda-Jiménez 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):343-348.
- [43] Afaghi-Khatibi A, Lawcock G, Ye L, et al. On the fracture mechanical behaviour of fibre reinforced metal laminates (FRMLs) [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2000, 185(2): 173-190.
- [44] Park S Y, Choi W J, Choi H S. 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.
- [45] 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.
- [46] Moussavi-Torshizi S E, Dariushi S, Sadighi M, et al. A study on tensile properties of a novel fiber/metal laminates[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2010,527(18):4920-4925.
- [47] Iaccarino P, Langella A, Caprino G. A simplified model to predict the tensile and shear stress-strain behaviour of fibreglass/aluminium laminates [J]. *Composites Science and Technology*, 2007, 67(9): 1784-1793.
- [48] Xia Y, Wang Y, Zhou Y, et al. Effect of strain rate on tensile behavior of carbon fiber reinforced aluminum laminates[J]. *Materials Letters*, 2007,61(1): 213-215.
- [49] Chen J F, Morozov E V, Shankar K. Progressive failure analysis of perforated aluminium/CFRP fibre metal laminates using a combined elastoplastic damage model and including delamination effects [J]. *Composite Structures*, 2014,114:64-79.
- [50] Xue J, Wang W X, Zhang J Z, et al. Progressive failure analysis of the fiber metal laminates based on chopped carbon fiber strands[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2015, 34(5): 364-376.
- [51] Pan L, Cao J, Yapici U, et al. Fracture toughness of a corrugate interface between two dissimilar materials [J]. *Materials Research Innovations*, 2015,19(S6): S6-65-S6-68.
- [52] Russig C, Bambach M, Hirt G, et al. Shot peen forming of fiber metal laminates on the example of GLARE[J]. *International Journal of Material Forming*, 2014,7(4):425-438.
- [53] 中国国家标准化管理委员会. GB/T 15825—2008, 金属薄板成形性能与试验方法[S]. 北京:中国标准出版社,2008.
- [54] Palkowski H, Stanic V, Carradò A. Multilayer roll-bonded sandwich: Processing, mechanical performance, and bioactive behavior[J]. *JOM*, 2012,64(4): 514-519.
- [55] Carey C, Cantwell W J, Dearden G, et al. Towards a rapid, non-contact shaping method for fibre metal laminates using a laser source[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2010,47(5/6/7/8):557-565.
- [56] Ke J. Forming technology for composite/metal hybrids[J]. *Composites Forming Technologies*, 2014: 197.
- [57] Wang T, Platts M J, Levers A. A process model for shot peen forming[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2006,172(2):159-162.
- [58] 曾元松,黄遐. 大型整体壁板成形技术[J]. *航空学报*,2008,29(3):721-727.
Zeng Yuansong, Huang Xia. Forming technologies of large integral panel[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008,29(3):721-727.
- [59] Hu Y, Zheng X, Wang D, et al. Application of laser peen forming to bend fibre metal laminates by high dynamic loading[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2015,226:32-39.
- [60] Mylonas G I, Labeas G. Numerical modelling of shot peening process and corresponding products: Residual stress, surface roughness and cold work prediction [J]. *Surface and Coatings Technology*, 2011, 205(19):4480-4494.
- [61] Hashemi R, Faraji G, Abrinia K, et al. Application of the hydroforming strain-and stress-limit diagrams to predict necking in metal bellows forming process [J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2010,46(5/6/7/8):551-561.
- [62] Yuan S, He Z, Liu G, et al. New developments in theory and processes of internal high pressure forming[J]. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2011,21(10):2523-2533.
- [63] Rohatgi A, Stephens E V, Soulamia A, et al. Experimental characterization of sheet metal deformation during electro-hydraulic forming[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2011,211(11):1824-1833.
- [64] Alaswad A, Benyounis K Y, Olabi A G. Tube hydroforming process: A reference guide[J]. *Materials & Design*, 2012,33:328-339.
- [65] Liu F, Zheng J, Xu P, et al. Forming mechanism of double-layered tubes by internal hydraulic expansion [J]. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 2004,81(7):625-633.

