

玻璃纤维-铝锂合金层板机翼前缘结构的成型工艺研究*

华小歌¹, 李华冠^{1,2}, 陆一¹, 陈虞杰¹, 孙邓辉², 陶杰¹

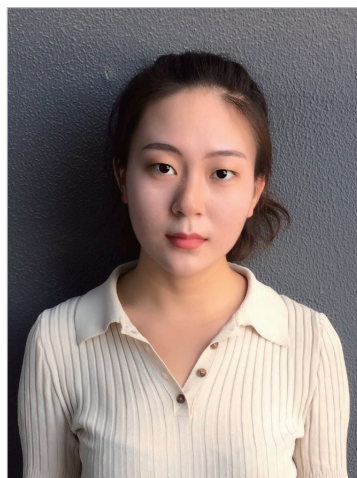
(1. 南京航空航天大学材料科学与技术学院, 南京 210016;

2. 南京工程学院材料工程学院, 南京 211167)

[摘要] 以机翼前缘典型件为成型目标, 研究了玻璃纤维-铝锂合金超混杂复合层板(NFMLs)大曲率构件的自成型工艺。研究发现, 自成型工艺可实现 NFMLs 机翼前缘等大曲率构件的成型, 贴膜度高、厚度均匀性好、无显著分层缺陷、成型过程未形成较大的残余应力, 为超混杂复合材料在飞机机翼蒙皮结构中的应用研究提供参考。

关键词: 超混杂复合层板; 铝锂合金; 自成型; 机翼前缘

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.16.058



华小歌

硕士研究生, 致力于纤维金属层板制备及 Glare 层板的性能评价工作, 开展 Glare 层板的力学性能的有限元分析和试验研究。

* 基金项目: 江苏省自然科学基金项目(BK20170790); 中国博士后科学基金项目(2017M611758); 2017 年产学研合作项目江苏省轨道交通车辆门系统重点实验室开放课题(KN17-13); 中央高校基本科研业务费专项资金项目(NZ2013307); 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

大型客机的研发及制造, 对轻质、高强的先进复合材料具有迫切的应用需求。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。FMLs 综合了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的损伤容限, 这些优势使得 FMLs 在航空航天工业中获得了广泛的应用^[3]。作为第二代 FMLs, Glare 层板是由 0.3~0.5mm 的铝合金薄板与玻璃纤维增强环氧树脂预浸料(0.2~0.3mm)交替层压而成, 密度低且具有突出的抗拉-压疲劳性能及较高的缺口断裂性能^[4]。Glare 层板因其优良的疲劳性能及高的损伤容限, 而且减重效果突出, 成为大型飞机机身、机翼蒙皮结构的重要选材^[5]。然而, Glare 层板的失效机制复杂、成型难度高、刚度较低等问题限制了该材料的应用^[6-7]。基于碳纤维发展新型 TiGr 层板是提高

FMLs 刚度的重要手段。本团队长期开展了钛-碳纤维增强聚酰亚胺体系、钛-碳纤维增强聚醚醚酮等体系 TiGr 层板制备与性能研究^[8-9], 发现尽管 TiGr 层板的性能优异、耐温性好, 但制造成本高, 无法完全替代现有的 Glare 层板。

采用新型铝锂合金替代传统 2024-T3 铝合金, 研制了玻璃纤维-铝锂合金层板(NFMLs)^[10], 这是改善 Glare 层板刚度的可行方法。利用新型铝锂合金低密度、高比强度、高比刚度、低疲劳裂纹扩展速率等特点^[11-12], 可进一步提高 Glare 层板的刚度及损伤容限。研究表明, NFMLs 较传统 Glare 层板, 其刚度可提高 8%~12%, 疲劳性能显著改善^[13]。同时, 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, 将为铝锂合金在 FMLs 上的应用创造更有利的条件^[14]。

除了材料体系的设计, FMLs 因其复杂的界面及其纤维层有限的破坏应变成型难度大, 是限制此类材料

广泛应用的另一重要因素^[15],也是FMLs研究的热点问题^[16-18]。陶杰等^[19]在Glare层板的成型方法方面已开展了大量研究工作。在成型性能方面,Glare层板的成型窗口小,纤维的铺层方向对FMLs的强度及模量有显著影响,沿纤维方向时FMLs具有更高的抵抗变形能力^[20]。在滚弯成型方面,以3/2结构Glare层板为例,当成型曲率半径大于120mm时,纤维破坏几率很小;曲率继续增大将导致基体开裂,但无分层现象,滚弯成型对Glare层板的界面破坏较小。同时,本文作者还与Russig等^[21]、Hu等^[22]等团队同步开展了Glare层板的喷丸成形方法研究。研究中发现,由于Glare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。尽管Glare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^[23]。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300~400mm,TiGr层板也可达到500~700mm,该成型极限已可以满足飞机机身、机翼蒙皮除前缘外的曲率要求^[24]。

上述成型方法,均针对已制备的Glare层板,考虑的是后续成型问题。事实上,Glare层板简单曲率构件可通过自成形方法进行成型和制造。自成形技术是将Glare层板在具有目标形状尺寸的模具中铺贴、热压罐固化,以在Glare层板制备的同时获得有曲率的形状^[25-26],目前已广泛应用于飞机机身、机翼壁板等构件的成型。而对于Glare目前最具应用价值的机翼前缘等构件,其曲率更大、成型难度更高、残余应力的分布或更加复杂,并易

于导致显著的回弹及分层失效。同时,对于采用的铝锂合金基板,也具有不同于传统铝合金的成形特性,增加了NFMLs自成形的复杂性。因此,本文针对NFMLs最具工程应用价值的机翼前缘典型构件,开展自成形技术研究,探索自成形工艺的可行性,并揭示成型特性及回弹规律。

试验材料及方法

1 试验材料

选用的试验材料为面向我国大型商用飞机最新研制的新型铝锂合金,由美国Alcoa公司研制。该材料属于广泛应用于航空航天器的Al-Cu-Li系合金^[27]。

试验选取0.3mm厚,T3态的新型铝锂合金作为金属基板,合金的元素成分见表1。

选用由新万兴碳纤维复合材料有限公司提供的E302-2高温环氧树脂为基体,其密度为 $1.21\text{g}/\text{cm}^3$,拉伸强度为 75.06MPa ,弹性模量为 3.25GPa ,延伸率为2.60%。选用南京玻璃纤维研究设计院提供的HS4高强玻璃纤维作为预浸料的增强体,其基本性能为:密度 $2.53\text{g}/\text{cm}^3$,拉伸强度 4.60GPa ,弹性模量 86.42GPa ,延伸率5.30%。

2 NFMLs成型工艺

试验选取某大型飞机平尾前缘1:1典型件作为本试验的目标构件,对3/2结构正交铺层NFMLs进行阴模成型。所设计的模具如图1所示,构件展开尺寸为 $750\text{mm}\times 350\text{mm}$ 。图2所示为3/2结构正交铺层层板铺层设计。

NFMLs的铺贴如图3所示。首

表1 铝锂合金元素成分表

组分	含量	组分	含量
Li	0.70	Zr	0.11
Cu	3.71	Mn	0.29
Mg	0.70	Zn	0.32
Ag	0.34	Al	余量

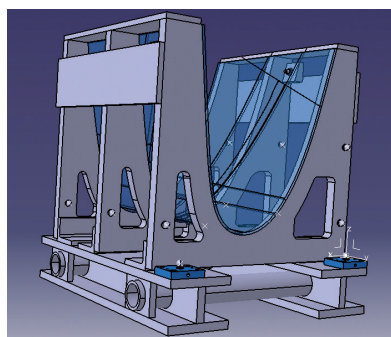


图1 NFMLs自成形模具示意图

Fig.1 Self-forming mould of NFMLs

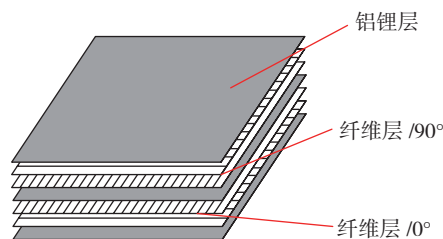


图2 3/2结构正交层板的铺层设计

Fig.2 Laminating designs of 3/2 cross-ply laminate

先在模具中铺脱模布,以易于脱模并避免溢胶导致的工装污染;成型曲率大的部位,用柔性的芯棒进行按压;最上层铺设透气毡和真空袋,以保障抽真空系统的实施;热电偶端部接触层板边缘,以保证固化温度的准确性。由图3(a)可知,尽管成型曲率较大,但铺贴后,金属层与模具基本贴合。

在抽真空过程中,铝锂合金基板在垂直层板方向严重阻碍空气的抽出,故每铺2层预浸料后需进行预抽真空处理(-0.092MPa, 10min)。铺贴完成后,再次抽真空至-0.092MPa,检查真空袋的密封性。利用真空袋对层板预抽真空后可完全贴膜,如图3(b)所示。最后在ASC Econo-clave 9×3热压罐中热压固化,首先以3℃/min匀速升温至环氧树脂的预固化温度125℃,保温15min,使树脂充分、均匀流动;通过压缩空气加压至0.8MPa,并继续以3℃/min升高温度至环氧树脂的固化温度180℃,保温150min,使树脂完全固化;最后,随炉降温至80℃后停止加压并取出层板。在整个热压过程中,始终保持真空袋内的负压不小于0.092MPa。采用自成形制备的NFMLs构件如图4所示。

3 NFMLs自成形构件的检测分析方法

对成型后的NFMLs需进行无损检测,以探测其内部可能存在的缺陷,包括最易发生的分层、脱粘及纤维断裂等。C型超声波扫描检测技术的自动化程度高、检测速度快、检测结果直观可靠、可定量分析并具有良好的穿透性,特别是对分层、脱粘类缺陷具有较高的灵敏度和可靠性,可作为该类材料无损探伤的重要手段。

本文采用CCSMX-01 C型超声波扫描仪(图5)检测成型后构件的内部缺陷。由于该材料具有复杂的界面,故采用透射法直观探测其分层、脱粘等缺陷。由待测层板一侧的

探头通过水柱发射超声波,另一侧探头接收穿透波(中心频率为20MHz)。

试验结果与讨论

1 C型超声波扫描分析

图6为本文试验选取的7500mm×350mm NFMLs自成形构件的C型超声波扫描图像,信号无显著衰减,说明未有明显分层、脱粘及气孔等缺陷存在。

2 成型质量分析

宏观上,所制备的自成形构件,其表面光洁度及平整度好,无显著分层或其他缺陷(图4)。分别截取3个剖面以分析NFMLs自成形构件的厚度均匀性,如图7(a)所示。结果

表明,构件各处的厚度差在±0.1mm以内,未出现树脂因自重流动而导致的厚度不均匀现象(图7(b))。

基于截取的剖面2,采用SEM观察构件不同曲率处的界面形貌。图8为构件曲率最大处的截面形貌,金属/纤维层间结合较好,未出现显著的分层等缺陷。

3 残余应力分析

在NFMLs构件自成形前,未对铝锂合金基板预成型,主要通过合金自重及真空负压使NFMLs各层完全贴膜。在此条件下,铝锂合金会产生一定的残余应力并影响NFMLs构件的回弹及服役性能,故需开展残余应力的分析。

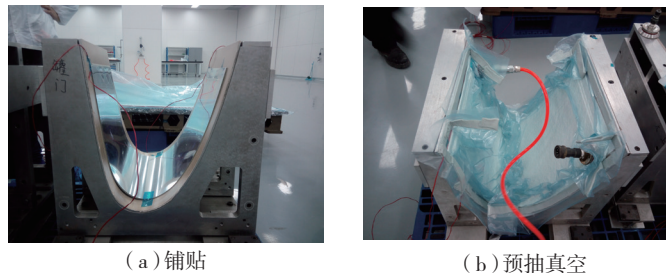


图3 NFMLs自成形过程

Fig.3 Self-forming process of NFMLs



图4 NFMLs自成形构件实物

Fig.4 Selfing-forming practicality diagram of NFMLs

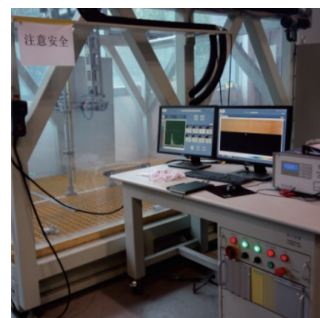


图5 C型超声波设备

Fig.5 C-SAM equipment

采用 $\mu\text{-x360n}$ X 射线残余应力分析仪测试 NFMLs 构件的残余应力,如图 9 所示。X 射线照射到样品后,通过全二维探测器收集来自样品 360° 全方位衍射信息,并在探测器上形成德拜环;因无应力的德拜环是标准的圆形,受残余应力作用的样品所产生的德拜环则发生变形,通过德拜环的变化并采用 $\cos \alpha$ 方法计算出残余应力。尽管 X 射线法仅能测试铝锂合金表面深度约 $10\mu\text{m}$ 处的残余应力,但可作为直观定性分析手段。

基于通过 X 衍射获得各点的德拜环非常完整(图 10),说明铝锂合金经过一系列处理工艺后,晶粒尺寸依然较为均匀。根据各点的德拜环,计算其残余应力,均介于 $-18\sim 50\text{MPa}$,但无显著规律;将构件放置一周后,其残余应力依然介于该范围内。在 NFMLs 自成形构件中,其残余应力主要来自两个方面:一个方面,由于铝锂合金与玻璃纤维热膨胀系数的差异,在树脂固化并冷却后产生金属层受拉、纤维层受压的残余应力;另一方面,在通过真空负压使 NFMLs 贴膜的过程中,铝锂合金发生的弹性变形也会使材料具有一定的压力。通过以上试验的结果可见,铝锂合金弹性形变产生的残余应力并不十分显著, NFMLs 自成形构件中的残余应力在可接受的范围内;但残余应力在 NFMLs 中分布复杂,残余应力数值较小且这种测试方法存在一定的离散性,本试验并未获得该构件残余应力分布的规律性结果。

4 回弹分析

尽管 NFMLs 自成形构件在各个部位的残余应力数值不大,但作为薄壁结构件,其回弹问题仍需重点关注。

本文采用 ATOS Compact Scan 5M 蓝光三维扫描仪对 NFMLs 自成形构件放置不同时间后的形状尺寸进行测试,以分析其回弹行为,如图 11 所示。首先,根据该构件可能的变形情况,确定用于后期数据处理时

所参照的基准点,并在基准点处粘贴标准铝合金样块作为标记物;然后,在构件外表面喷涂显影剂,使被测物体表面呈现良好的漫反射状体,提高扫描质量;同时,均匀粘贴定位

点,以利于扫描定位;最后,通过扫描仪获取构件的形状信息后,采用 Geomagic Studio 软件进行数据处理。

将刚制备的 NFMLs 构件再次放置至模具中,依然可以完全贴膜,说明

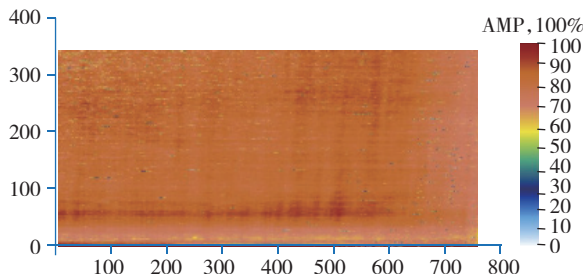


图6 NFMLs自成形构件的C型超声波扫描图像

Fig.6 C-SAM diagram of self-forming practicality of NFMLs

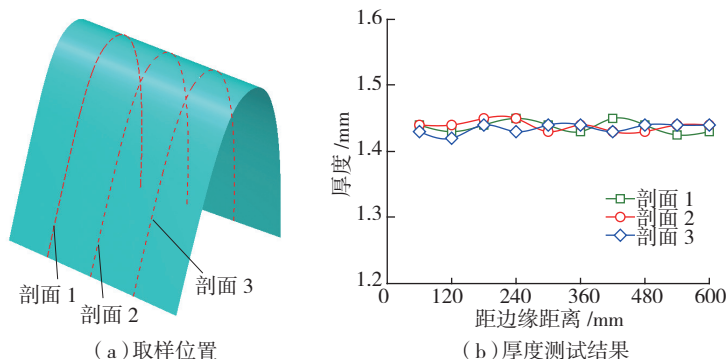


图7 NFMLs自成形构件的厚度均匀性分析

Fig.7 Thickness uniformity analysis of NFMLs self-formed component

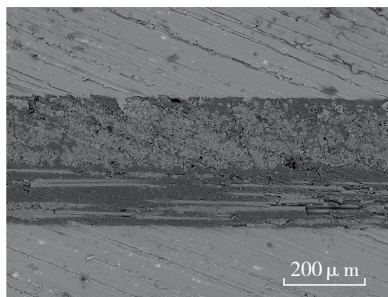


图8 NFMLs自成形构件曲率最大处的截面形貌

Fig.8 Sectional morphology of NFMLs self-formed component with maximum curvature

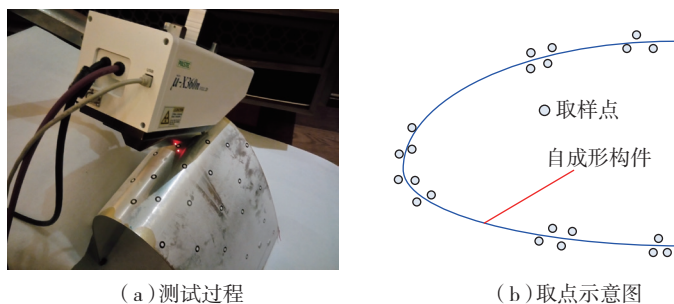


图9 NFMLs自成形构件的残余应力测试

Fig.9 Residual stress test of NFMLs self-formed component

在固化后的冷却过程中,构件的回弹并不显著,如图 12 (a)所示。随后,将此构件在常温下自由放置,随着放置时间的延长,回弹现象出现,其“张开”式变形趋势如图 12 (b)所示。在放置 1 周后,构件的回弹现象已十分显著,由 12 (c)可知,个别部位的变形最大可达 15~20mm。将该构件继续放置至 4 周时,回弹现象依然存

在,但构件回弹量较小,大部分位置的位移量均在 1mm 以内(图 12 (d))。综合以上,说明 NFMLs 自成形构件的应力释放和回弹变形基本在一周内完成。考虑飞机的实际装配,构件放置一周以上时间很难避免,而显著的回弹变形将影响到飞机的装配精度,并对其整体强度产生不利影响。

依靠自成形工艺本身解决回弹

问题具有一定的难度。NFMLs 自成形构件中的残余应力极为复杂,很难通过解析计算或有限元仿真精确预测其回弹变形量。目前,对于此类情况,只能结合 NFMLs 回弹特性的系统研究,并依靠经验性修模予以解决,而该过程效率低下且成本过高。

结论

(1) 采用自成形工艺可实现 NFMLs 机翼前缘等大曲率构件的成型,且贴模度高、厚度均匀性好、无显著分层缺陷。

(2) 在未进行铝锂合金预成形的条件下,自成形后的构件未发现较大残余应力的存在,成形后金属表面的残余应力仅为 -18~50MPa。

(3) NFMLs 前缘构件在常温下放置时存在显著的“张开式”回弹现象,依靠自成形工艺本身解决回弹变形的问题难度较大,可以考虑在自成形后采用其他成型方式对 NFMLs 进行校形。

参考文献

- [1] 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.
- [2] VAN ROOIJEN R G J, SINKE J, DE VRIES T J, et al. The bearing strength of fiber metal laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2006, 40(1): 5-19.
- [3] VOGELANG L B, VLOT A. Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2000, 103(1):1-5.
- [4] KAWAI M, HACHINOHE A, TAKUMIDA K, et al. Off-axis fatigue behaviour and its damage mechanics modelling for unidirectional fibre-metal hybrid composite: GLARE 2[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2001, 32(1):13-23.
- [5] SHIM D J, ALDERLIESTEN R C, SPEARING S M, et al. Fatigue crack growth prediction in GLARE hybrid laminates[J]. Composites Science and Technology, 2003, 63(12):1759-1767.
- [6] WU G, YANG J M. The mechanical

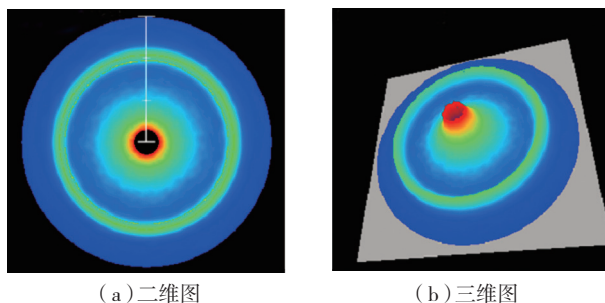


图10 铝锂合金的德拜环
Fig.10 Debye ring of Al-Li alloy

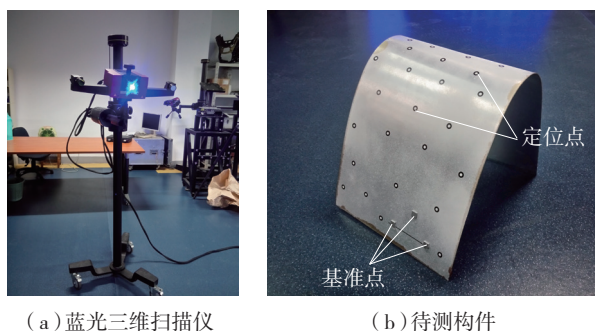


图11 NFMLs自成形构件的形状尺寸测量
Fig.11 Shape and dimension measurement of NFMLs self-formed component

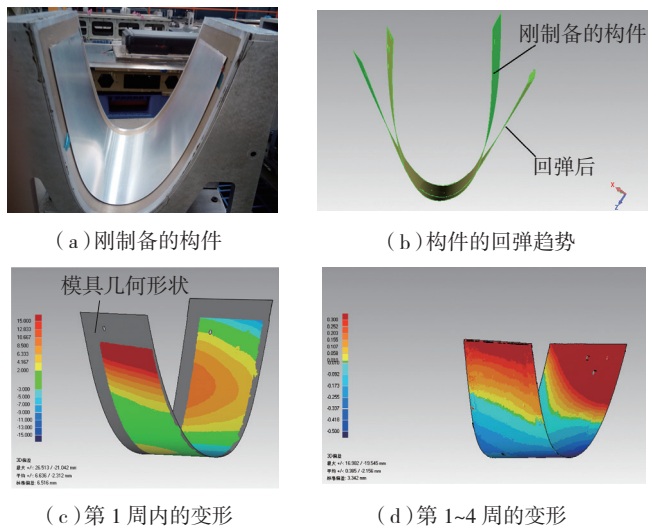


图12 NFMLs自成形构件放置过程的回弹变形
Fig.12 Springback of self-formed NFMLs component

behavior of GLARE laminates for aircraft structures[J]. JOM, 2005, 57(1):72-79.

[7] VOGELANG L B, VLOT A. Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2000, 103(1):1-5.

[8] 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, 2015, 69:587-591.

[9] HU Y B, LI H G, TAO J, et al. The effects of temperature variation on mechanical behaviors of poly-etheretherketone-based fiber metal laminates[J]. Polymer Composites, 2016, DOI: 10.1002/pc.24085.

[10] LI H G, HU Y B, FU X L, et al. Effect of adhesive quantity on the failure behavior and mechanical properties of novel fiber metal laminates based on aluminum-lithium alloy[J]. Composite Structures, 2016, 152:687-692.

[11] DURSUN T, SOUTIS C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys[J]. Materials & Design, 2014, 56:862-871.

[12] 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(1): 183-187.

[13] LI H G, HU Y B, LIU C, et al. The influence of thermal fatigue on the mechanical properties of the novel fiber metal laminates based on aluminum-lithium alloy[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016, 84:36-42.

[14] LI H G, HU Y B, XU Y W, et al.

Reinforcement effects of aluminum-lithium alloy on the mechanical properties of novel fiber metal laminate[J]. Composites Part B: Engineering, 2015, 82:72-77.

[15] 陶杰, 李华冠, 潘蕾, 等. 纤维金属层板的研究与发展趋势[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(5): 626-636.

TAO Jie, LI Huaguan, PAN Lei, et al. Research and development trend of fiber metal laminate[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 47(5):626-636.

[16] KIM S Y, CHOI W J, PARK S Y. Spring-back characteristics of fiber metal laminate (GLARE) in brake forming process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2007, 32(5-6):445-451.

[17] LU B, FANG Y, XU D K, et al. Investigation of material deformation mechanism in double side incremental sheet forming[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2015, 93: 37-48.

[18] GARIÉPY A, LAROSE S, PERRON C, et al. On the effect of the peening trajectory in shot peen forming[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2013, 69: 48-61.

[19] 陶杰, 李华冠, 胡玉冰. 纤维金属层板的力学性能及成形技术[M]. 北京: 科学出版社, 2017.

TAO Jie, LI Huaguan, HU Yubing. Mechanical properties and forming technology of fiber metal laminate[M]. Beijing: Science Press, 2017.

[20] 田精明, 李华冠, 刘成, 等. Glare层板基本成形性能研究与实验验证[J]. 航空材料学报, 2017, 37(1): 86-92.

TIAN Jingming, LI Huaguan, LIU Cheng, et

al. Study on basic forming performance of Glare laminates and experimental verification[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2017, 37(1):86-92.

[21] 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.

[22] HU Y B, ZHANG X W, WANG D Y, 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.

[23] HU Y B, ZHANG W, JIANG W, et al. Effects of exposure time and intensity on the shot peen forming characteristics of Ti/CFRP laminates[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016, 91: 96-104.

[24] 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.

[25] ALFARO C. Multiscale analyses of fibre metal laminates[D]. Delft: Delft University of Technology, 2008.

[26] DE JONG T W. Forming of laminates[D]. Delft: Delft University of Technology, 2004.

[27] LI H G, HU Y B, LING J, et al. Effect of double aging on the toughness and precipitation behavior of a novel aluminum-lithium alloy[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2015, 24(10):3912-3918.

通讯作者: 陶杰, 教授, 博士生导师, 研究方向为先进复合材料、金属材料成型加工、金属表面功能涂层等, E-mail: taojie@nuaa.edu.cn。

Forming Process of Glass Fiber/Aluminum-Lithium Laminates Leading Edge Structure

HUA Xiaoge^{1,2}, LI Huaguan^{1,2}, LU Yi¹, CHEN Yujie¹, SUN Denghui², TAO Jie¹

(1. College of Material Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

Nanjing 210016, China;

2. School of Material Engineering, Nanjing Institute of Technology, Nanjing 211167, China)

[ABSTRACT] Aiming at the large curvature leading edge component, the self-forming characteristic of glass fiber/aluminum-lithium super hybrid laminates (NFMLs) was studied. The results demonstrated that self-forming technology was feasible to manufacture the large curvature NFMLs component such as the leading edge parts. The investigated component exhibited no obvious interlaminar defect, presenting good fittability and thickness uniformity. Meanwhile, the forming process hardly resulted in the generation of large residual stress, which provided a reference for the application of super hybrid composites in the aircraft wing skin structure.

Keywords: Super hybrid laminate; Aluminum-lithium alloy; Self-forming; Leading edge component (责编 逸飞)