

玻璃纤维 – 铝锂合金层板基于飞机服役环境的高低温性能研究^{*}

陆 一¹, 李华冠^{1,2,3}, 华小歌¹, 陈虞杰¹, 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;
3. 南京玻璃纤维研究设计院有限公司, 南京 210012)

[摘要] 为了探究玻璃纤维 – 铝锂合金层板(NFMLs)应用于飞机蒙皮结构时的服役性能,开展了该材料在 -55~120℃温度条件下的力学性能研究。采用浮辊剥离和层间剪切试验评价其层间性能,通过拉伸、弯曲及面内剪切试验评价其静力学性能,并基于混合理论对 NFMLs 在高低温下的屈服强度进行计算分析。结果表明, NFMLs 层间性能随温度升高整体呈下降趋势,拉伸弯曲强度具有优异的高低温性能,但刚度下降明显,屈服强度的变化规律较纯铝合金有所不同。NFMLs 在 -55~70℃范围内具有优异的高低温性能,120℃时性能明显恶化。

关键词: 铝锂合金; 玻璃纤维 – 铝锂合金层板; 高低温性能

Research on High and Low Temperature Performance of Glass Fiber/Aluminum-Lithium Laminates Based on Aircraft Service Environment

LU Yi¹, LI Huaguan^{1,2,3}, HUA Xiaoge¹, CHEN Yujie¹, 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;
3. Nanjing Fiberglass R & D Institute, Nanjing 210012, China)

[ABSTRACT] In order to investigate the service performance of novel fiber metal laminates (NFMLs) used in aircraft skin structure, the mechanical properties of NFMLs within -55~120℃ were studied. The interlaminar performance was evaluated by the method of floating roller peeling and interlaminar shear test. The static properties were evaluated by tensile, bend and interlaminar shear tests. The yield strength of NFMLs at high and low temperature was calculated and analyzed based on the mixing theory. The results showed that the interlaminar performance of NFMLs decreased with the increase of temperature, and the tensile or bending strength had excellent high and low temperature performance, but the stiffness decreased obviously, and the change of yield strength was different from that of pure aluminum alloy. Results indicated that the mechanical properties of NFMLs maintained well within -55~70℃ but deteriorated at 120℃.

Keywords: Aluminum-lithium alloy; Novel glass fiber/aluminum-lithium laminate; High-low temperature performance

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.20.090

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(图1),加温加压固化后形成的层间混杂复合材料。FMLs具有优异的疲劳性能,损伤容限高等优势,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,可使飞机结构减重25%~30%,抗疲劳寿命提升显著^[4]。Glare层板也因其优异的性能、稳定的制备工艺和显著的成本优势,在航空航天上广泛应用,并成为大型客机机身、机翼蒙皮和钣金零件的主要选材之一^[5]。

^{*} 基金项目: 江苏省自然科学基金(BK20170790); 中国博士后科学基金(2017M611758); 中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2013307); 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

然而,较传统铝合金, Glare 层板的低模量限制了其应用范围,同时,随着碳纤维复合材料等高性能复合材料在航空航天上的应用,大型飞机对选材提出了更高的要求,如何在传统 Glare 层板的基础上,进一步实现材料减重并提高损伤容限能力,是 FMLs 发展中亟待解决的问题。用碳纤维替代 Glare 层板中的玻璃纤维发展而来的 CARE 层板可显著改善材料的刚度,但铝合金和碳纤维间存在显著的电偶腐蚀,使该类材料迄今未得到商业化应用^[6]。在此基础上,采用碳纤维增强钛合金的 TiGr 层板不存在腐蚀的问题,但 TiGr 层板的研究成熟度低,制造成本高且断裂韧性差,无法完全替代现有的 Glare 层板^[7]。除了改变增强纤维,替代 Glare 层板中的金属层也是可行的办法。随着铝锂合金研究及应用的不断推进,其技术成熟度不断提高且成本不断降低,采用损伤容限能力优异的铝锂合金替代传统的 2024-T3 铝合金作为金属基板,研制新型玻璃纤维-铝锂合金层板(NFMLs)将有效提高材料的综合性能^[8-9]。

同时,作为航空航天器的重要结构材料, NFMLs 的服役环境具有显著的高低温特征^[10],其高低温性能,包括 NFMLs 在高低温环境下的各项性能表现,以及 NFMLs 由于温度变化而造成的残余应力变化及分布对于其性能的影响,是其综合性能研究中必须关注的重要问题。

因此,本文针对所研制的新型玻璃纤维-铝锂合金层板(NFMLs),在获得满足 NFMLs 设计要求的新型铝锂合金基板的基础上,开展 NFMLs 满足飞机服役环境下的高低温性能研究,探索在服役温度范围内, NFMLs 在不同温度下的性能表现,为其在航空航天上的应用提供重要的理论支撑。

1 试验方法

1.1 铝锂合金基板的制备

针对现有的 2mm 厚 T8 态新型铝锂合金轧制薄板,需对其进行轧制及后续热处理强化,以获得满足 NFMLs

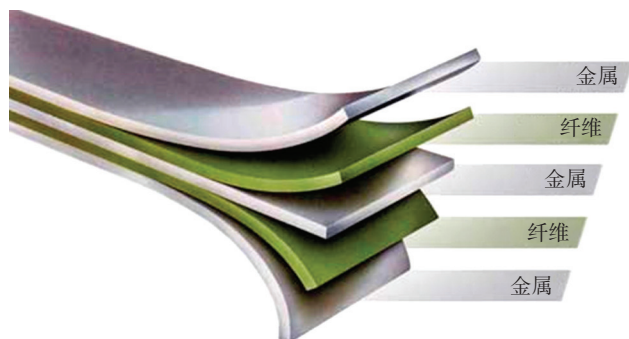


图1 FMLs结构示意图

Fig.1 Structure diagram of FMLs

制备要求的 0.3mm 厚 T3 态铝锂合金基板。铝锂合金基板的制备工艺流程如图 2 所示。

1.2 玻璃纤维-铝锂合金层板的制备

基于已制备的铝锂合金基板和玻璃纤维增强环氧树脂预浸料,其中,采用由新万兴碳纤维复合材料有限公司提供的 E302-2 高温环氧树脂与南京玻璃纤维研究院提供的 HS4 高强玻璃纤维制备玻璃纤维增强环氧树脂预浸料。采用图 3 所示的工艺流程制备层板,主要包括铝锂合金表面的处理及胶黏剂喷涂、层板结构设计及铺贴、热压固化、切割及无损检测等过程。

1.3 高低温性能试验

由于大型飞机的服役温度在 $-50\sim 70^{\circ}\text{C}$ ^[11],同时参考航空设计部门对飞机蒙皮材料的高低温设计及考核要求,本文分别选取 -55°C 、 24°C 、 70°C 和 120°C 作为评价 NFMLs 高低温性能的温度值。

选用带有空气循环系统的高低温环境箱,如图 4 (a)所示,控温精度在 $\pm 1^{\circ}\text{C}$ 以内;将加工好的待测试样装夹在环境箱内的夹具中,如图 4 (b)调节环境温度至目标温度,保温 20min 后开始试验。

NFMLs 的浮辊剥离试验参照标准 ASTM D3167-2003,剥离速度为 100mm/min; NFMLs 层间剪切性能采用短梁法测试,参考标准 ASTM D2344,用简支梁进行 3 点加载,加载速度为 1mm/min; NFMLs 拉伸性能参照标准 ASTM D3039,试验加载速度 2mm/min; NFMLs 弯曲性能参照标准 HB 7617,采用简支梁进行 3 点加载,加载速度为 1mm/min; NFMLs 的面内剪切试验参照标准 ASTM D5379,加载速度为 1mm/min。以上试验均在 CMT-5105 型万能电子试验机上进行。

2 结果与讨论

结果表明,随环境温度的升高, NFMLs 的层间性

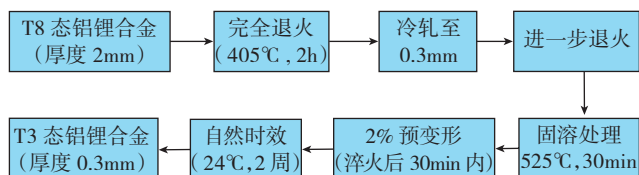


图2 铝锂合金基板的制备工艺流程

Fig.2 Preparation process of aluminum-lithium alloy substrate

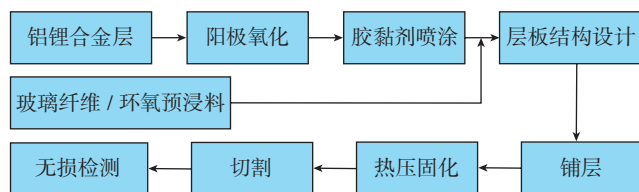
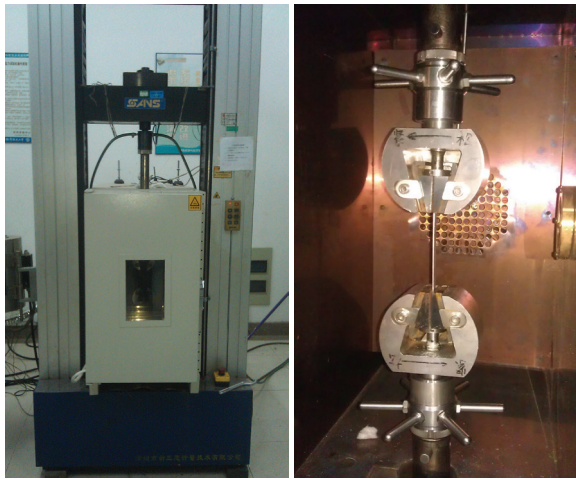


图3 NFMLs的制备工艺流程

Fig.3 Preparation process of NFMLs



(a)带高低温环境箱的力学试验系统 (b) 120℃拉伸试验

图4 NFMLs高低温性能试验

Fig.4 High-low temperature experiment of NFMLs

能整体呈下降趋势,但对浮辊剥离及层间剪切性能的影响规律并不一致。由图 5 (a)可知,温度由 -55°C 升至 70°C 的过程中,材料的浮辊剥离强度随之降低;而温度继续升高至 120°C 时,剥离性能不降反升。在本试验中,剥离强度的高低主要取决于胶黏剂的特性。环氧树脂胶黏剂在该温度范围内,其黏接强度随温度升高确呈下降趋势;但当环境温度达到一定程度时,此前未完全固化的树脂会因二次固化而使黏接强度提高^[12]。这也是 NFMLs 在 120°C 下,界面结合强度有所提高的原因。尽管如此, NFMLs 的层间剪切强度仍呈现持续下降趋势,且下降幅度显著。在 -55°C 时,材料的层间剪切强度高达 70.01MPa ;而当温度升高至 120°C 时,仅为 30.21MPa ,如图 5 (b)所示。这是因为 NFMLs 的层间剪切性能除了与界面结合强度有关外,更大程度地取决于材料的刚度。理论上,随着温度的升高,环氧树脂与铝锂合金的模量都随之降低,使 NFMLs 的刚度出现显著的下降,导致层间剪切强度的显著恶化。

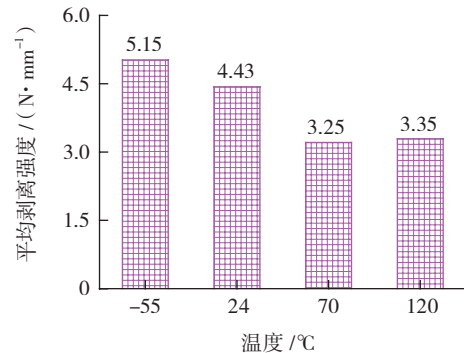
目前,传统 Glare 层板(在相同的厚度及制备工艺条件下)的层间剪切强度一般介于 $40\sim 60\text{MPa}$ ^[13-14]。而本试验中, NFMLs 在 70°C 时的层间剪切强度依然在 45MPa 左右,表现出较好的抗剪切性能;但当温度升至 120°C 时,层间剪切性能严重恶化,已不适合于承受机身载荷。

提高环境温度,铝锂合金和环氧树脂的强度将随之下降,叠加界面结合强度降低的影响, NFMLs 在不同受载条件下的强度均有所下降(图 6)。然而,层板强度的下降幅度依然在可接受的范围内,即使在 120°C 时,其拉伸及弯曲强度均在 450MPa 以上,性能表现优异。

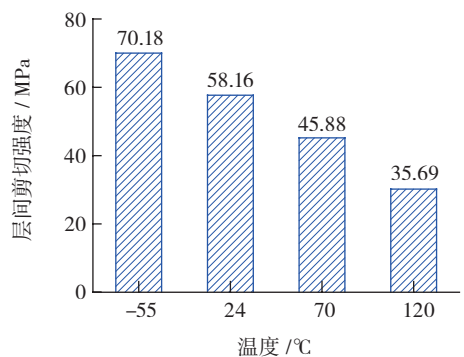
在拉伸试验中,我们还重点关注了温度对 NFMLs 弹性模量及屈服强度的影响。正如此前分析,材料的刚度

出现明显下降,在 120°C 时尤为显著,如图 7 所示。尽管如此,飞机蒙皮结构的服役温度一般为 $-50\sim 70^{\circ}\text{C}$, NFMLs 在该温度范围内的最低弹性模量为 56.85GPa ,依然高于传统 Glare 层板在常温下的刚度。

在现有的研究中^[15-16],已广泛揭示了环境温度对铝合金及纤维增强复合材料力学性能的影响, NFMLs 在上述试验中获得的研究结果与之一致,符合预期。然而, NFMLs 屈服强度随温度的变化规律则不同于纯铝合金。



(a) 浮辊剥离性能



(b) 层间剪切性能

图5 环境温度对NFMLs层间性能的影响

Fig.5 Effect of environment temperature on NFMLs performance

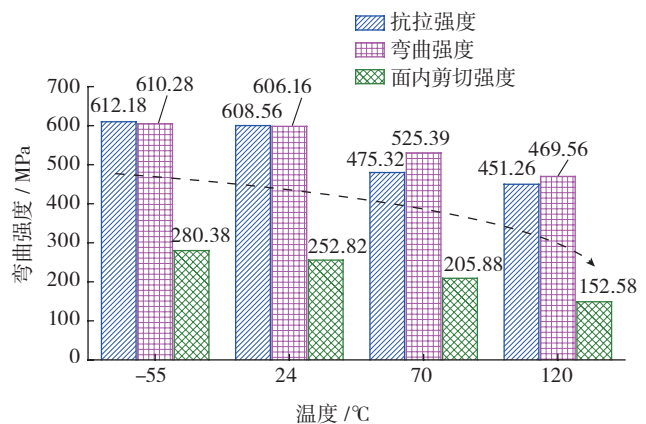


图6 环境温度对NFMLs拉伸及弯曲强度的影响

Fig.6 Effect of environment temperature on tensile and bending strength of NFMLs

NFMLs 中仅铝锂合金层存在屈服行为,铝锂合金层本身的屈服强度随温度升高应呈下降趋势,但在该试验中,NFMLs 在 -55°C 与 24°C 下的屈服强度较为接近;当温度升高至 70°C 时,出现显著下降;继续升温至 120°C 时,NFMLs 的屈服强度不降反升,如图 8 所示。这种现象与铝锂合金自身屈服强度随温度的变化规律相左。

为了解释上述现象,必须首先探明铝锂合金层屈服过程的影响因素。因此,本文对 NFMLs 进行拉伸试验过程的受力分析和计算。混合理论^[17]普遍适用于纤维金属层板应力-应变关系的预测,故本文采用混合理论,只考虑平面应力下的单向拉伸载荷,计算 NFMLs 的理论屈服强度,其基本内涵可表述为:

$$\begin{cases} \sigma_{\text{FML}} \leq (\sigma_y)_{\text{FML}} \\ (\sigma_y)_{\text{FML}} = \frac{E_{\text{FML}}}{E_{\text{Al}}} (\sigma_y)_{\text{Al}} \\ \hat{E}_{\text{FML}} = \frac{(E_p)_{\text{Al}} t_{\text{Al}} + E_{\text{FRP}} t_{\text{FRP}}}{t_{\text{FML}}} \\ \varepsilon_{\text{FML}} \geq (\varepsilon_c)_{\text{Al}} \\ \sigma_{\text{FML}} = \left(\frac{E_{\text{Al}} t_{\text{Al}} + E_{\text{FRP}} t_{\text{FRP}}}{t_{\text{FML}}} \right) \varepsilon_{\text{FML}} \end{cases} \quad (1)$$

通过该公式组,获得纤维金属层板的应力-应变本构关系:

$$\sigma_{\text{FML}} = (\sigma_y)_{\text{Al}} \frac{t_{\text{Al}}}{t_{\text{FML}}} \left(1 - \frac{E_p}{E_c} \right) + \hat{E}_{\text{FML}} \quad (2)$$

式(1)、(2)中, σ_{FML} 为层板总应力, MPa; $(\sigma_y)_{\text{FML}}$ 为层板屈服应力, MPa; $(\sigma_y)_{\text{Al}}$ 为铝合金层屈服应力, MPa; $(E_c)_{\text{Al}}$ 为铝合金层弹性区弹性模量, GPa; $(E_p)_{\text{Al}}$ 为铝合金层塑性区切线模量, GPa; \hat{E}_{FML} 为层板塑性区切线模量, GPa; t 为各层厚度, mm。

通过公式(2),可获得 NFMLs 仅考虑平面拉伸载荷下的名义屈服强度为 336.25MPa 。该解析计算结果与 NFMLs 在常温下的实际屈服强度存在较大差异。在拉伸载荷作用下,还可能存在的影响因素来自于 NFMLs 自身的残余应力。由于铝锂合金与纤维层热膨胀系数的差异,NFMLs 在固化后冷却至常温的过程中产生残余应力,而该残余应力会在环境温度升高的过程中逐渐释放。故可推断,拉伸试验中,铝锂合金层还可能受到 NFMLs 固有的残余应力的影响,与平面拉伸应力共同作用。

为了更好地量化残余应力对铝锂合金层的影响,利用解析法计算 NFMLs 本身存在的残余应力。解析法以弹性力学为基础,注重考虑温度载荷对层板应力分布的影响。根据铝锂合金层及纤维层的刚度矩阵分析其对热应变的约束作用,并建立本构方程进行求解^[18]。在建立该本构关系时,需进行以下假设:(1)残余应力为平面应力;(2)在降温过程,铝锂合金层和纤维层的变形一致。

$$\sigma_{r,\text{Al}} = E_{\text{Al}} \left(1 + \frac{E_{\text{Al}} t_{\text{Al}}}{E_{\text{FRP}} t_{\text{FRP}}} \right)^{-1} ((\alpha_{\text{FRP}} - \alpha_{\text{Al}})(T_{\text{T}} - T_{\text{C}})) \quad (3)$$

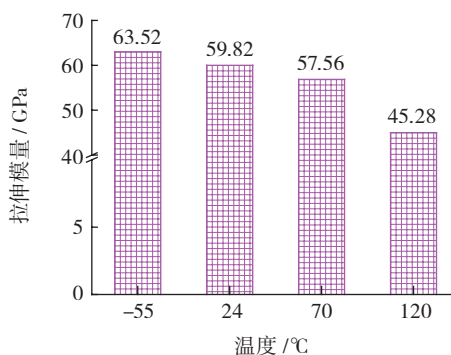


图7 环境温度对NFMLs拉伸模量的影响

Fig.7 Effect of environment temperature on tensile modulus

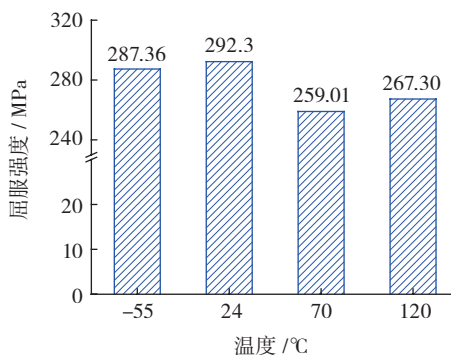


图8 环境温度对NFMLs拉伸屈服强度的影响

Fig.8 Effect of environment temperature on tensile yield strength of NFMLs

式中, $\sigma_{r,\text{Al}}$ 表示金属薄板内的残余应力, MPa; E_{Al} 、 t_{Al} 分别为铝锂合金的弹性模量和单层厚度, GPa、mm; E_{FRP} 、 t_{FRP} 分别为纤维层的弹性模量和单层厚度, GPa、mm; α_{Al} 、 α_{FRP} 分别为铝锂合金和纤维层的热膨胀系数, $1/^{\circ}\text{C}$; T_{T} 、 T_{C} 分别为测试温度和层板固化温度, $^{\circ}\text{C}$ 。

取铝锂合金层热膨胀系数为 $22.68 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$, 正交结构纤维层的热膨胀系数为 $4.89 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$, 层板固化温度 T_{C} 为 180°C 。根据公式(3)得铝锂合金层在 24°C 、 70°C 及 120°C 下的残余应力分别为 57.25MPa 、 39.41MPa 及 21.50MPa , 均为平面拉应力。

叠加该应力的作用,再次通过公式(2)计算 NFMLs 在 24°C 的名义屈服强度为 298.31MPa , 与试验所得的 292.30MPa 相吻合。即说明铝锂合金层在单向拉伸载荷与残余应力的共同作用下发生屈服行为,且残余应力对屈服强度有影响显著。当温度升高至 120°C 时,铝锂合金层受到平面拉伸方向的残余应力减小至 21.50MPa , 对 NFMLs 屈服强度的提高具有改善作用,故导致图 8 试验结果的出现。

3 结论

(1) 随着环境温度的升高, NFMLs 的层间性能整体

呈下降趋势,但对浮辊剥离及层间剪切性能的影响规律并不一致。材料的浮辊剥离强度先降后升,而 NFMLs 的层间剪切强度则呈现持续下降趋势,且下降幅度显著。NFMLs 在不同受载条件下的强度均有所下降。此外,该过程中材料的刚度同样出现明显下降,在 120℃ 时尤为显著。

(2) NFMLs 屈服强度随温度的变化规律则不同于纯铝合金,因为升温过程会导致层板内部应力的释放,使金属层的残余拉应力降低,有利于 NFMLs 屈服强度的改善。

(3) NFMLs 基于服役温度范围的综合力学性能较 Glare 有显著提升。NFMLs 在 -55~70℃ 范围内具有优异的高低温性能,120℃ 时性能明显恶化。

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] ROOIJEN R G J, SINKE J, 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] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] LI H G, HU Y B, GUO X Z, 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.
- [10] BORGONJE B, YPMA M S. Long term behaviour of glare[J]. Applied Composite Materials, 2003, 10(4-5): 243-255.
- [11] 李尧. 飞机温度环境适应性要求分析和确定技术探讨[J]. 装备环境工程, 2008, 5(6): 60-64.

LI Yao. Discussion on the analysis and determination of adaptability and requirement of aircraft temperature environment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2008, 5(6): 60-64.

[12] 李广宇, 李子东, 吉利, 等. 环氧胶黏剂与应用技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.

LI Guangyu, LI Zidong, JI Li, et al. Epoxy adhesive and application technology[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2007.

[13] BOTELHO E C, REZENDE M C, PARDINI L C. Hygrothermal effects evaluation using the iosipescu shear test for glare laminates[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2008, 30(3): 213-220.

[14] PARK S Y, CHOI W J, CHOI H S, et al. Effects of surface pre-treatment and void content on GLARE laminate process characteristics[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2010, 210(8): 1008-1016.

[15] KAUFMAN J G. Properties of aluminum alloys: tensile, creep, and fatigue data at high and low temperatures[M]. Ohio: ASM International, 1999.

[16] 唐见茂. 高性能纤维及复合材料[M]. 北京: 化学工业出版社, 2013.

TANG Jianmao. High performance fibers and composites[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2013.

[17] 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.

[18] 徐凤娟. Ti/APC-2 复合层板基本力学性能的有限元模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

XU Fengjuan. Finite element simulation study on basic mechanical properties of Ti/APC-2 composite laminate[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.

通讯作者: 陶杰, 教授、博导, 从事先进复合材料、金属材料成型加工、金属表面功能涂层研究, E-mail: taojie@nuaa.edu.cn.

(责编 大漠)

(上接第89页)

algorithm of AWS temperature and humidity sensor[D]. Nanjing: Nanjing University of Information Science and Technology, 2013.

[10] 陈哲涵, 杜福洲. 飞机数字化装配测量场构建关键技术研究[J]. 航空制造技术, 2012(22): 77-80.

CHEN Zhehan, DU Fuzhou. Research on key measurement field building technology for aircraft digital assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012(22): 77-80.

[11] 冯子明. 飞机数字化装配技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015.

FENG Ziming. Aircraft digital assembly technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015.

通讯作者: 王巍, 教授, 研究方向为飞机数字化装配、飞机数字化测量, E-mail: 1057733246@qq.com.

(责编 大漠)