

大型复合材料加筋壁板自动化制造技术研究

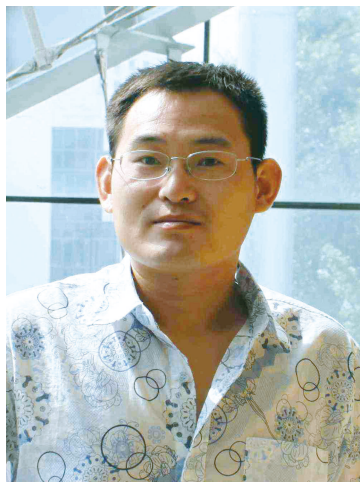
马 刚, 张晓哲, 唐文峰

(航空工业沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110034)

[摘要] 先进复合材料由于其性能上的优势,在飞机上的应用越来越广。然而目前国内的复合材料行业仍以手工成型为主,研究大型复合材料加筋壁板自动化制造技术对推动国内复合材料行业发展具有重要意义。以某型号中央翼盒下壁板为研究对象,验证了自动铺带、热隔膜成型、自动翻转组合等整套自动化制造流程,为建设复合材料自动化生产线打下了基础。

关键词: 自动化; 自动铺带; 复合材料; 加筋壁板; 中央翼盒

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2018.14.091



马 刚

理学博士、工程师,从事先进复合材料成型技术的研究,曾获中国商飞集团 C919 飞机首飞个人三等功,获多项发明专利。

先进树脂基复合材料由于具有更高的比强度、比模量以及耐腐蚀等优点逐渐成为应用最为广泛的航空材料。在最新一代的民用大型客机,如波音 787 和空客 A350XWB 以及

正在研发的国产宽体客机 CR929 中,先进复合材料的用量均超过了 50%,整个飞机的外表面几乎都是先进复合材料(图 1)^[1-4]。有研究人员以中央翼盒为例,详细比较分析了金属结构与复合材料结构的差异,最后证明复合材料结构可以实现飞机结构减重、降低装配成本、增加飞行可靠性,但同时也指出,对于大型复合材料零件,由于国内的设计、制造和检测、评价等方面经验不足,将增加复合材料

应用的风险^[5]。传统的复合材料零件制造工艺以手工铺叠为主,零件的铺叠、周转、组合都依靠人工操作完成,零件生产周期长且质量稳定性难以保证,因此在复材制造行业,越来越强调自动铺丝、自动铺带、热隔膜成型等自动化制造技术的应用^[6-9]。大型加筋壁板是复材零件中最典型也最重要的一类,包括垂尾、平尾、外翼、中央翼、机身壁板等许多具体零件。大型复材加筋壁板自动化制造

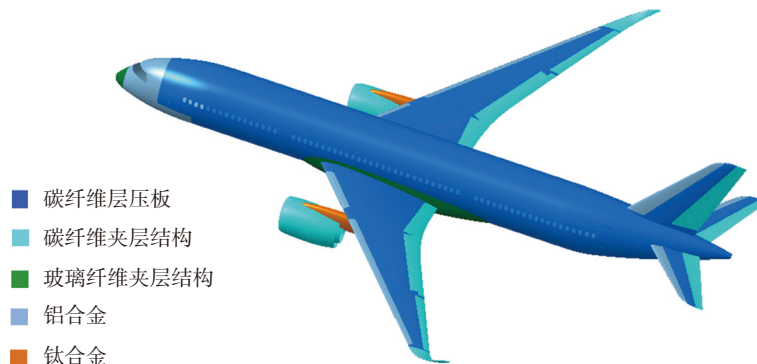


图1 CR929飞机表面材料分布

Fig.1 Surface material distribution of CR929

技术的研究将极大推动复合材料行业的发展^[10-11]。本文以民用飞机某型号中央翼盒下壁板为研究对象,尝试了自动铺带、坯料超声切割、热隔膜成型、单根长桁翻转组合、整体长桁翻转定位组合、数控切割、激光雷达检测等一系列自动化制造技术,所有工装及自动翻转组合设备均由国内制造,验证了大型复合材料加筋壁板自动化制造技术。

零件介绍

(1)中央翼盒下壁板为10根“T形”长桁及2块垫片增强蒙皮结构(图2)。

(2)零件长3.4m,宽度方向弧长2.85m,零件总重量约150kg。

(3)壁板最厚区域21mm(114层),最薄区域4.38mm(25层),为了保证结构刚度的同时尽量减重,蒙皮设计有40个不同的厚度分区。

(4)长桁采用等厚整铺层加端头牺牲层结构(见图3),不同长桁及牺牲层铺层数不同。

(5)长桁与蒙皮采用共固化成型工艺。

工艺流程

中央翼盒下壁板的工艺流程如图4所示。

1 长桁制造

长桁采用自动铺带工艺铺成平板结构,然后利用超声刀按照理论外形进行切割(图5),切割后的长桁坯料通过热隔膜成型机预成型为L型(图6),将L型长桁预成型体转移到长桁成型模上,通过长桁翻转组合夹具组合成完整的T型长桁并填充0°纤维(图7)。为保证壁板成型质量以及长桁定位准确,将组合完成的所有长桁在壁板预组合模上进行预组合。壁板预组合模为框架式工装,工装型面模拟蒙皮型面,具有定位功能,所有长桁在预组合模上进行组合定位,壁板上没有长桁的位置使用金

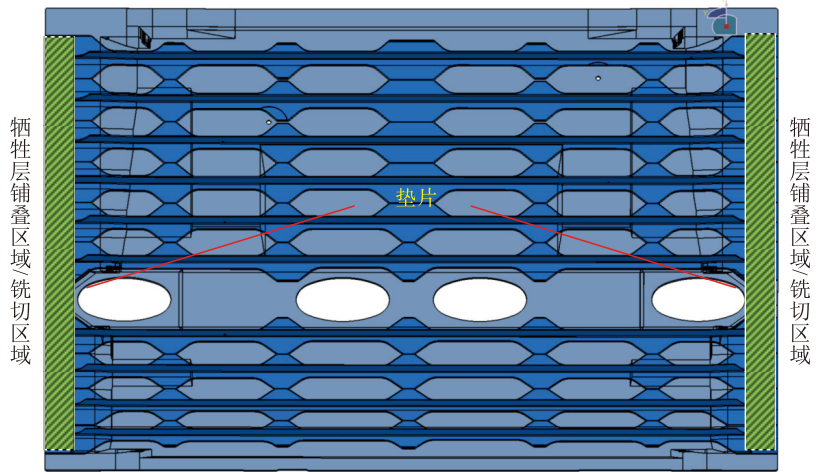


图2 中央翼盒下壁板零件示意图

Fig.2 Schematic diagram of center wing box lower panel

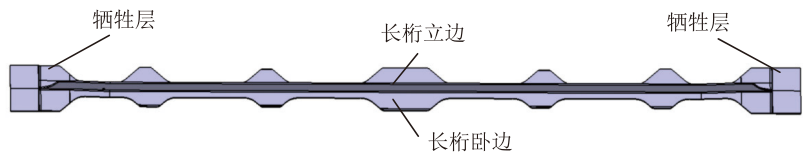


图3 长桁结构示意图

Fig.3 Stringer structure diagram

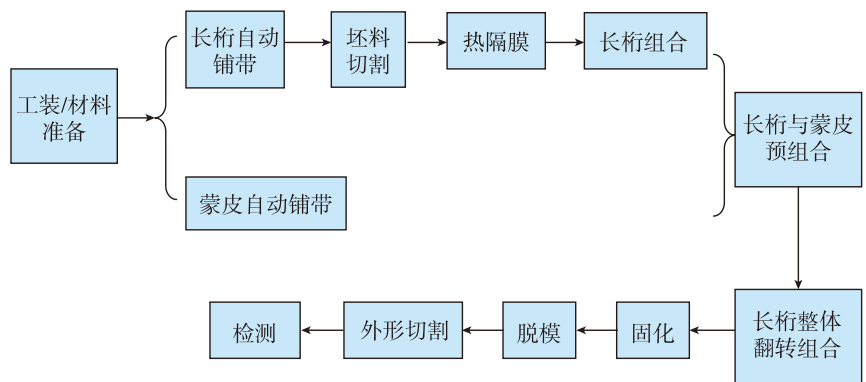


图4 中央翼盒下壁板工艺流程图

Fig.4 Center wing box lower panel process flow chart

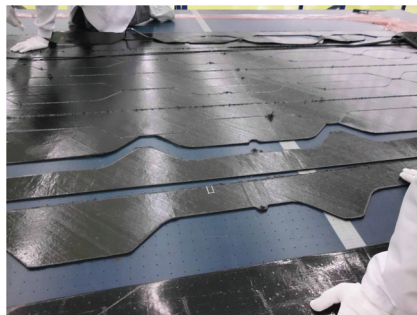


图5 Stringer laying up and blank cutting

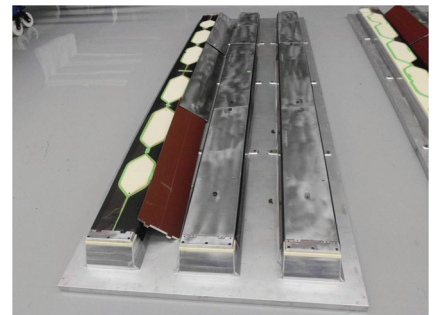


图6 Hot drape forming of stringer

属长桁占位,确保整个蒙皮型面受压均匀(图8)。完成预组合定位的长桁放入热压罐进行热压实,热压实后等待与蒙皮组合。

2 蒙皮铺叠与壁板组合

蒙皮同样采用自动铺带工艺铺叠,铺叠完成后与长桁进行组合。该壁板零件通过翻转工装实现所有长桁整体翻转定位组合。翻转工装如图9所示,包括升降塔,长桁夹持、

翻转组件,定位组件等几部分。长桁连同预组合模一起,通过气垫悬浮车(图10)运输至翻转工装处,通过翻转工装将长桁整体翻转,在长桁之间工装预留位置填充硅橡胶垫(图11),并对长桁边缘进行修整。修整完成后,通过气垫悬浮车将壁板成型模运输至翻转工装处并定位,将长桁按照理论位置组合到蒙皮上(图12),封装,固化。

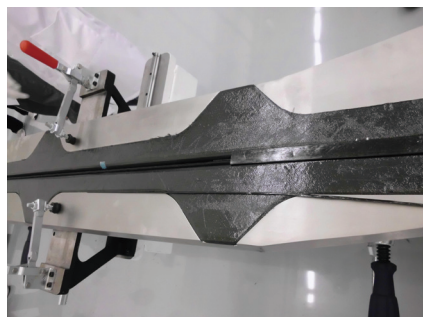


图7 单根长桁组合及填充0°纤维
Fig.7 Single stringer combination and 0° fiber laying up

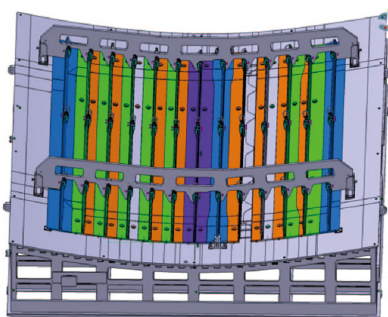


图8 长桁预组合示意图
Fig.8 Stringers pre-assembled schematic diagram

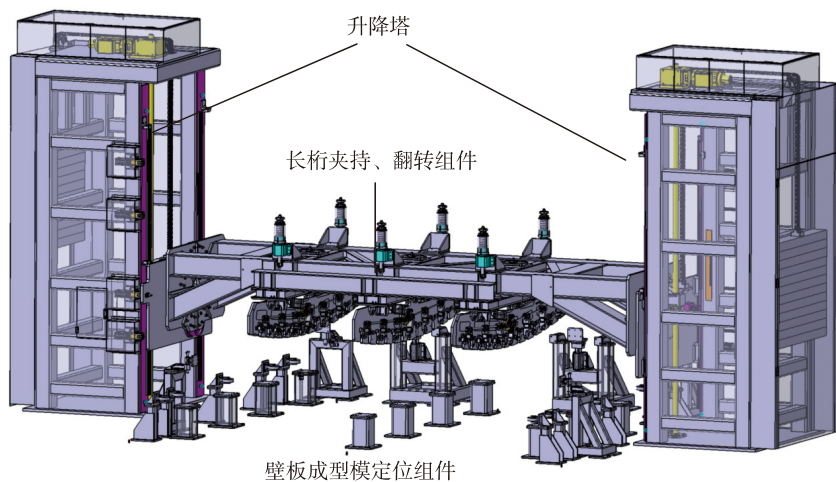


图9 翻转工装示意图
Fig.9 Flip tooling schematic

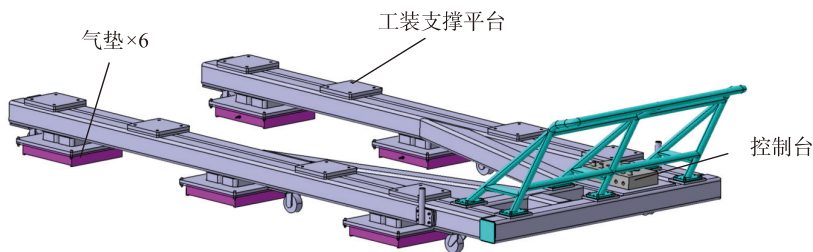


图10 气垫悬浮车示意图
Fig.10 Air-suspension truck schematic

3 外形切割

大型曲率壁板类零件切边及钻孔需要设计一套专用的铣切工装,现在设计的铣切工装较多采用钢或者铸铝等材料,采用的定位方式普遍为定位销定位,通过定位块进行压紧。曲率较大的复材零件成型后都会存在一定的弹性变形,并且蒙皮轮廓存在一定公差,时常发生因零件与铣切工装无法进行定位、零件与工装贴合较差、铣切力较大造成的零件位置偏移,出现这些现象将导致零件报废。本课题组设计了专用的铣切工装,工装与零件之间采用定位销进行定位,零件与工装固定方式主要采用真空吸附,通过真空吸盘与模胎导气孔提供吸力用以紧密吸附零件,同时采用边缘压紧块配合压紧。吸附板与零件通过导气孔的吸力连接,其作用是辅助吸盘固定零件位置。由于零件中间有多处需要铣掉,铣切过程中的力较大,需要在其下面增加吸附板,用以保证在中间位置局部铣切过程中零件不发生偏移。模胎上由于有多个导气槽、导气孔,模胎材料若选用金属则会出现加工困难、周期长等



图11 填充硅橡胶垫
Fig.11 Silicone rubber pad laying up



图12 自动翻转组合
Fig.12 Automatic flip combination

问题,因此模胎原材料选择代木板,主要是考虑代木板重量轻、加工性能好等优点。在零件长度方向上配备压紧块配合压紧,用来进行辅助压紧,确保零件位置不发生偏移,工装如图 13 所示。

4 外形检测

为了高效、精准地对零件外形进行检测,本文采用了非接触式数字化检测手段,使用激光雷达对壁板外形进行检测。激光雷达测量系统硬件由雷达主机、控制器、UPS 电源和移动计算机工作站组成,软件为 SA (Spatial Analyzer),激光雷达实物如图 14 所示。激光雷达可完成大尺寸远距离自动化测量,其距离测量范围一般为 1~30m,垂直角度范围测量 $\pm 45^\circ$,水平角度范围测量 $\pm 180^\circ$,距离不确定度为 $10\mu\text{m}+2.5\mu\text{m}/\text{m}$ 。壁板的测量状态为在铣切夹具铣切完成后的状态,壁板的内型面朝上进行测量。

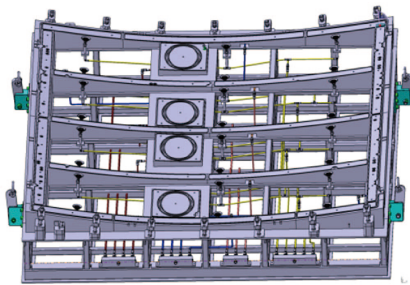


图 13 铣切工装示意图
Fig.13 Milling tooling schematic



图 14 激光雷达
Fig.14 Laser radar

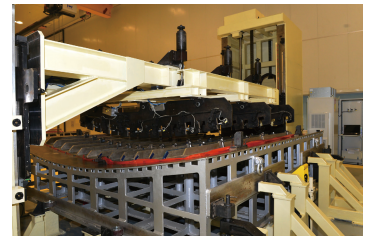
结果与讨论

壁板长桁轴线最大偏移量为 1.75mm,验收规范要求长桁轴线偏差为 $\pm 3\text{mm}$,该壁板检测结果符合规范要求。整个壁板约有 300 个测厚点,约 1/4 的点厚度超差,主要集中在长桁位置。无损检测结果表明,壁板存在少量富树脂、分层和孔隙密集缺陷,主要位于长桁卧边区域。部分长桁拼缝位置存在纤维褶皱现象,零件表面存在压痕。壁板外形检测基本符合规范要求,仅个别点略有翘曲变形。整体而言,该中央翼盒下壁板外形精准、长桁位置准确,但长桁

自身质量有待提高,存在厚度超差、富树脂、分层、纤维褶皱等多种缺陷。该壁板是典型的共固化成型大型复合材料加筋壁板,本课题研究的目的主要包括 3 个方面:(1)验证包括自动铺带、坯料切割、热隔膜成型等多种技术在内的复合材料自动化制造技术;(2)验证长桁整体翻转定位组合技术;(3)验证该套工艺流程下国内工装、设备的制造能力,该壁板所使用的工装和翻转设备均为国内制造。目前来看,翻转工装运行良好,基本满足制造要求,图 15 详细描述了长桁工装从长桁定位预组合模转移、组合直至零件成型模过程。



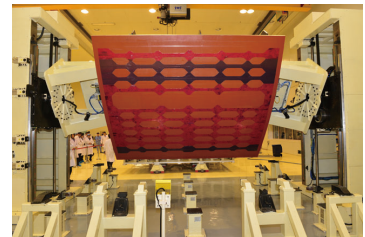
(a) 将长桁定位预组合模与翻转工装定位



(b) 翻转工装将长桁夹持



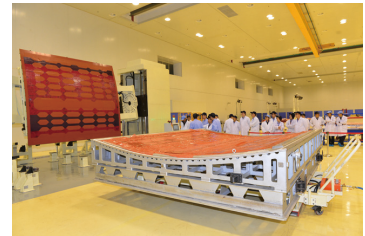
(c) 将夹持长桁提升,将长桁定位预组合模退出



(d) 将长桁翻转,检查硅橡胶垫粘接情况



(e) 将长桁定位预组合模吊离气垫车



(f) 将零件成型模吊装至气垫车



(g) 将零件成型模与翻转工装定位



(h) 将长桁与零件成型模组合

图 15 长桁翻转组合流程

Fig.15 Stringers flip combination process

蒙皮及长桁的自动铺带、坯料切割及转移、热隔膜预成型、粘贴橡胶补偿层等过程中均发现若干问题,例如铺带机头与铺叠模干涉、长桁热隔膜过程卧边边缘坯料滑移、R角减薄、硅橡胶垫间隙不均匀等,这些问题通过完善工装方案或通过调整设备参数,均得到有效解决。目前主要存在的问题是长桁成型模制造精度不足使用要求。由于该壁板为共固化成型,因此固化时需要长桁成型模,而长桁的翻转定位组合又是通过翻转工装来实现,由于翻转工装是靠夹具与工装间的摩擦力来实现所有长桁的一次性翻转组合定位,所以长桁工装设计成两半L型半模结构(最薄处约6mm),但该结构存在易变形及变形后校型困难的问题。同时由于工艺方案的原因,该长桁工装的内外型面及工装间的配合面都需要较高的精度,且工装材质为殷钢,更增加了制造难度。在实际使用中,虽经工装制造商反复校型,长桁工装仍存在间隙过大、厚度过渡区位置不准确、组合后台阶位置不匹配等诸多问题(见图16和图17),正是由于上述工装问题导致了长桁位置存在多种缺陷。



图16 长桁工装组合后台阶位置不匹配
Fig.16 Misalignment of step positions after string tooling assembly



图17 长桁工装立边间隙过大
Fig.17 Stringer tooling gap

结论

(1) 目前国内基本具备大型复合材料加筋壁板自动化制造能力,但是生产线布局需要合理规划。本课题所研究的中央翼盒下壁板制造过程完全采用自动化制造技术,但是各工位之间的周转、协调还存在很多问题,并没有形成真正的自动化生产线。相应地,产能和效率也有待提高。

(2) 按照现有的设计形式和工艺方案,国内的殷钢工装制造精度有待提高。如果采用硬长桁软蒙皮的胶接共固化方案或者数控龙门吊车定位组合等方式,可能更有利于提高零件质量。

参考文献

- [1] 顾轶卓,李敏,李艳霞,等.飞行器结构用复合材料制造技术与工艺理论进展[J].航空学报,2015,36(8):2773-2797.
 - [2] 王平.先进复合材料在航空领域的应用[C]//第17届全国复合材料学术会议论文集.北京:航空制造技术杂志社,2012:1267-1271.
 - [3] TENNEY D R, DAVIS J G, JOHNSTON N J, et al. Structural framework for flight: NASA's role in development of advanced composite materials for aircraft and space structures: NASA/CR-2011-217076[R/OL]. (2011-05-01)[2018-02-05]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20110012179>.
 - [4] GEORGE M. Composites lift off in primary aerostructures[J]. Reinforced Plastics, 2004, 48(4): 22-27.
 - [5] 李林.民用飞机金属/复合材料中央翼盒结构设计方案对比[J].民用飞机设计与研究,2017(1):45-49.
 - [6] 肖军.航空复合材料自动铺丝技术发展概况[J].国际航空,2011(12):70-72.
 - [7] 周晓芹,曹正华.复合材料自动铺放技术的发展及应用[J].航空制造技术,2009,52(S1):1-7.
 - [8] 元振毅,王永军,杨凯,等.热固性树脂基复合材料热隔膜成型过程树脂仿真[J].复合材料学报,2016,33(7):1339-1350.
 - [9] 姚双,李敏,顾轶卓,等.碳纤维复合材料C形结构热隔膜成型工艺[J].北京航空航天大学学报,2013,39(1):95-104.
 - [10] 文立伟,肖军,王显峰,等.中国复合材料自动铺放技术研究进展[J].南京航空航天大学学报,2015,47(5):637-649.
 - [11] 孙玺,叶宏军,翟全胜,等.树脂基复合材料自动铺放技术专利分析[J].航空材料学报,2011,31(S1):190-195.
- LI Lin. Comparison between metal/composite material of center wing box design for commercial aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2017(1): 45-49.
- XIAO Jun. Development of automatic composite fiber placement[J]. International Aviation, 2011(12): 70-72.
- ZHOU Xiaoqin, CAO Zhenghua. Development and application of automated placement technology for composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(S1): 1-7.
- YUAN Zhenyi, WANG Yongjun, YANG Kai, et al. Numerical simulation for hot diaphragm forming process of thermosetting resin matrix composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(7): 1339-1350.
- YAO Shuang, LI Min, GU Yizhuo, et al. Hot diaphragm forming of carbon fiber composite with C-shaped structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(1): 95-104.
- WEN Liwei, XIAO Jun, WANG Xianfeng, et al. Progress of automated placement technology for composites in China[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(5): 637-649.
- SUN Xi, YE Hongjun, ZHAI Quansheng, et al. Patent analysis of automated placement technology for polymer composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(S1): 190-195.
- 通讯作者:马刚, E-mail: 43645630@qq.com.

Automated Manufacturing Technology of Large Stiffened Panel

MA Gang, ZHANG Xiaozhe, TANG Wenfeng

(AVIC Shenyang Aircraft Corporation, Shenyang 110034, China)

[ABSTRACT] Advanced composite material has been widely used in aviation industry because of good performances. As manual forming prevails in China's composite manufacturing, study of automatic manufacturing on large-sized stiffened panel has significant importance in promoting China's composite manufacturing industry. This paper focuses on the study of manufacturing of center-wing-box lower panel of an aircraft, verifies automatic manufacturing flow with combination of automated tape layup, hot drape forming, automatic turn-over, which provides a foundation for establishment of future composite automatic manufacturing line.

Keywords: Automation; Automated tape layup (ATL); Composite; Stiffened panel; Center-wing-box

(责编 逸飞)

(上接第82页)

[13] POOL K V, DHARAN C K H, FINNIE I. Erosive wear of composite materials[J]. *Wear*, 1986, 107(1): 1-12.

[14] BILOW N, KIMMEL B G. Ethnyl terminated polyimide composites: US4100138[P/OL]. 1978-07-11[2018-01-14]. <http://www.google.com/patents/US4100138>.

[15] SLINEY H E. Solid lubricant materials for high temperatures—a review[J]. *Tribology International*, 1982, 15(5): 303-315.

[16] MCGEE A C, DHARAN C K H,

FINNIE I. Abrasive wear of graphite fiber-reinforced polymer composite materials[J]. *Wear*, 1987, 114(1): 97-107.

[17] 张朋, 周立正, 包建文, 等. 耐 350℃ RTM 聚酰亚胺树脂及其复合材料性能 [J]. *复合材料学报*, 2014, 31(2): 345-352.

ZHANG Peng, ZHOU Lizheng, BAO Jianwen, et al. Properties of 350℃ temperature-resistant RTM polyimide matrix resin and its composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(2): 345-352.

[18] 陈建升, 范琳, 陶志强, 等. 短切石英纤维 / 聚酰亚胺复合材料的制备与性能 [J]. *复合材料学报*, 2006, 23(5): 79-83.

CHEN Jiansheng, FAN Lin, TAO Zhiqiang, et al. Preparation and properties of chopped quartz fiber/PMR polyimide composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2006, 23(5): 79-83.

通讯作者: 包建文, 研究员, 研究方向先进复合材料, E-mail: 13693594304@qq.com。

Properties of Chopped Fiber Reinforced Polyimide Composites

ZHANG Peng¹, DU Jianan², BAO Jianwen¹, ZHONG Xiangyu¹, LIU Gang¹, CHEN Xiangbao¹

(1. National Key Laboratory of Advanced Composites, AVIC Composite Technology Center, Beijing 101300, China;

2. School of Statistics, Jiangxi University of Finance and Economics, Nanchang 330013, China)

[ABSTRACT] The chopped fiber reinforced thermosetting polyimide composites (C-T700/HT-350RTM) were produced through molding process, and the chopped T700 carbon fiber (C-T700) were chosen as reinforcing material, the HT-350RTM polyimide were chosen as resin matrix. The influences of changing carbon fiber volume fraction on the coefficient of linear expansion and mechanical properties of C-T700/HT-350RTM composites were investigated. The experimental results showed that the coefficient of linear expansion of C-T700/HT-350RTM composites decreased with the chopped fiber volume fraction increased, and the tensile modulus, compression modulus, flexural modulus increased with increasing chopped fiber volume fraction, while the tensile strength and flexural strength first increased and then decreased, the compressive strength has slowly increased with the increasing of chopped fiber volume fraction.

Keywords: Polyimide; Composites; Chopped fiber; Mechanical property; Coefficient of linear expansion

(责编 逸飞)