

# 轻型公务机碳纤维复合材料增压舱共固化成型工艺的试验研究\*

罗 鹏<sup>1,2</sup>,高兰宁<sup>2</sup>,王 彬<sup>2</sup>,肖 军<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学材料学院,南京 210016;  
2. 中航通飞华南飞机工业有限公司,珠海 519040)

[摘要] 以轻型高端公务机领世 300 增压舱共固化成型技术为研究背景,针对增压舱为固化炉整体成型的特点,借助 DSC 对 T700G-12K 碳纤维/环氧预浸料的固化温度和固化度进行了研究与分析,优化固化工艺参数。通过无损检测 C 扫描和力学测试进行验证。试验结果表明:增压舱固化工艺采用凝胶点温度 80℃ 下处理 240min,105℃ 下保温保压 120min 以及 130℃ 下保温保压 120min 为本组试验的最优方案,产品缺陷少。

关键词: 公务机; 增压舱; 共固化; 固化工艺; 无损检测

## Experimental Study on the Pressurized Cabin Co-Curing Process of Carbon Fiber/Epoxy Prepreg of Light Business Jets

LUO Peng<sup>1,2</sup>, GAO Lanning<sup>2</sup>, WANG Bin<sup>2</sup>, XIAO Jun<sup>1</sup>

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. AVIC General Aviation Hunan Aircraft Industry Corporation, Ltd., Zhuhai 519040, China)

[ABSTRACT] The pressurized cabin Co-curing technique of carbon fiber/epoxy prepreg for light high-end business jet AG300 was introduced and studied in this work common background. According to the characteristics of overall molding pressure cabin for curing furnace, with the aid of DSC to T700G-12K carbon fiber/epoxy presoak curing temperature and curing degree has carried on the research and analysis, optimization of curing process parameters validated through the nondestructive testing (NDT) C scan and mechanical testing. The results of the test indicate, The prepreg curing progress of the pressurized cabin using the gel point temperature of 80℃ for 240min under pressure, then cured at 105℃ for 120min, finally at 130℃ for 120min. It was the optimal scheme of the experimental group, fewer product defects.

**Keywords:** Business jet; Pressurized cabin; Co-curing; Curing process; Nondestructive testing (NDT)

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2017.1/2.112

通用飞机制造领域已经越来越多地采用先进复合材料,其中中航通飞 CIRRUS 的 SR 系列飞机及已经实现首飞的领世 300 飞机(又称 AG300)均采用全机复合材料<sup>[1-3]</sup>。随着航空制造技术的发展,复合材料制造行业相继出现了一批先进的成型技术,大大提高了复合材料的生产效率。典型的复合材料夹层结构固化方法有热压罐法和模压法<sup>[4]</sup>。国内外飞机复合材料零件成型主要采用热压罐工艺,成型压力大,零件孔隙率低,力学性能较高<sup>[5-6]</sup>。固化炉固化生产的复合材料零件空隙率

相对热压罐工艺较高,但是力学性能相对热压罐工艺低<sup>[7-8]</sup>。AG300 主要采用碳纤维/环氧预浸料,所有复合材料零件均采用低成本真空袋固化炉制造工艺,有效降低了生产成本,而 AG300 飞行高度和速度均远远高于 SR 系列飞机,要求飞行过程中需对增压舱(中机身)增压,增压舱结构对力学性能的要求高于 SR 系列飞机,因此 AG300 飞机增压舱成型无法借鉴 CIRRUS 的 SR 系列飞机和国内其他通用飞机机身制造技术<sup>[9-10]</sup>。

本文重点研究了碳纤维预浸料采用固化炉整体共固化成型工艺。通过试制试验件并制作随炉试板测试力学性能进行验证,最后针对 AG300 飞机增压舱成型

\* 基金项目:江苏省高校优势学科建设工程资助项目。

工艺方法提出了增压舱整体共固化的工艺方案。

## 1 试验方案

增压舱整体结构(图1),是一个半封闭舱体,为碳纤维布和AHN4120蜂窝芯的夹层结构。设计人员设计三维铺层时将增压舱分为上部和下部两个部分,两部分之间铺层不连续,上、下两部分铺层之间设有合模区域,在合模处采用搭接的方式加强铺层,以保证零件成型后合模处的强度,上、下半模分别铺贴完成之后需要合模。成型工艺方法采用增压舱整体共固化的工艺方案,舷窗和舱门等开口部位固化后再切割<sup>[11-12]</sup>。

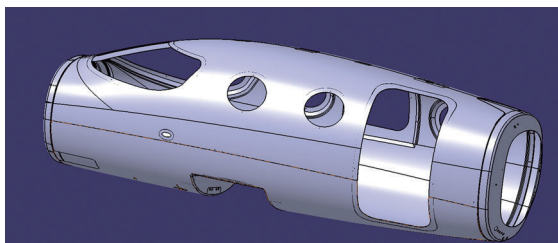


图1 增压舱结构示意图

Fig.1 Pressurized cabin structure schematic

### 1.1 原材料

碳纤维预浸料: T700G-12K 碳纤维 / 环氧预浸料, 其主要材料牌号如表1<sup>[13]</sup>所示; 蜂窝芯采用AHN4120芳纶系列柔性和非柔性纸蜂窝。采用的制袋工艺组合如图2所示<sup>[14-15]</sup>。

### 1.2 试验设备

差示扫描量热仪,型号: DSC200 F3 maia; 固化炉,型号: XLB-50Z; 无损检测仪,型号: TA20000; SANS 电子万能试验机,型号: CMT-5105。

### 1.3 试验

T700S-12K-50C/#2510 碳纤维预浸料 - 编织布和 T700G-12K-31C/#2510 碳纤维预浸料 - 单向带典型的

表1 T700G-12K预浸料物理性能

型号	面密度 ( $g \cdot m^{-2}$ )	单层厚度 /mm	树脂 含量/%	纵向拉伸 强度/MPa	纵向剪切 强度/MPa
T700G-12K-50C/#2510	185~201	0.218	39~45	917.60	132.57
T700G-12K-31E/#2510	144~156	0.152	32~38	2167.62	154.74

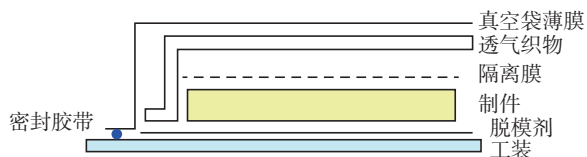


图2 制袋工艺组合图

Fig.2 Vacuum bagging stack sequence

固化工艺曲线如图3<sup>[13]</sup>所示。

轻型公务机AG300增压舱铺层较厚,为了验证典型固化曲线是否适用,在正式零件生产前采用典型固化曲线进行了60层碳纤维实体层压板的制备。经检测成型出的实体层压板存在密集的孔隙,缺陷较多,因此,为了保证最后生产出的合格零件,需要对曲线进行修正。

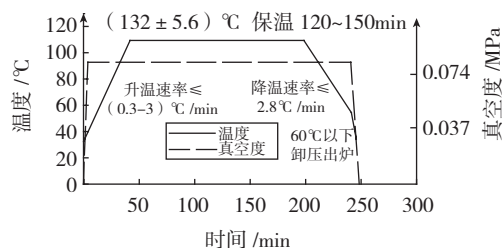


图3 #2510典型的固化工艺曲线

Fig.3 #2510 cure cycle

## 2 试验制备与分析

依据国家标准试验方法GB3356-82《单向纤维增强塑料弯曲性能试验方法》并参考ASTMD7264/D7264-07《聚合物基复合材料弯曲性能标准试验方法》对试样进行测试<sup>[16]</sup>。试验分为两个阶段;第一个阶段验证增压舱共固化采用双台阶和三台阶曲线哪个更适合;第二阶段主要任务是优化第一阶段结论所采用的固化曲线,并按设计图纸1:1原样铺贴的整体增压舱试验。

### 2.1 DSC测试

试验采用差示扫描量热分析仪对预浸料样品在氮气保护条件下分别进行动态和等温DSC测试,作出其固化放热DSC曲线,测定树脂固化放热特征<sup>[17]</sup>。DSC测试结果如图4所示。

根据图4动态DSC测试结果,将升温速率分别为 $1^{\circ}C/min$ 、 $3^{\circ}C/min$ 、 $10^{\circ}C/min$ 所对应的起始反应温度、峰值温度、峰终温度进行线性拟合,得到升温速率为 $0^{\circ}C/min$ 时预浸料的固化温度,如图5所示。图5中黑

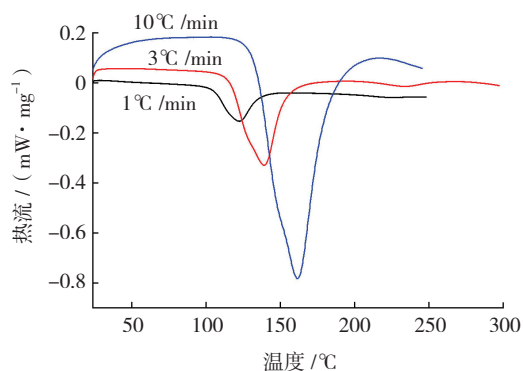


图4 #2510不同升温速率下的动态DSC曲线

Fig.4 #2510 dynamic DSC curves under different heating rates

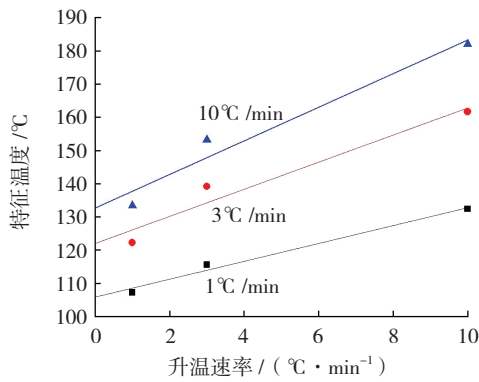


图5 #2510特征温度-升温速率关系图

Fig.5 #2510 peak end temperature-heating rate curve

线为起始反应温度、红线为峰值反应温度、蓝线为峰终反应温度。

将图3中的曲线改为两个平台温度,分别为80℃,130℃,并做等温DSC测试如图6、图7所示。通过对放热峰取积分所得的面积(单位(J·g<sup>-1</sup>))用来表征单位重量的样品在过程中所放出的热量,通过面积的比较计算出固化度。根据图6计算可知80℃时树脂没有发生固化反应,图7中130℃时固化度为此温度下放热反应值除以总反应热值,即:

$$a = \Delta H_T / \Delta H_0 \times 100\% \quad (1)$$

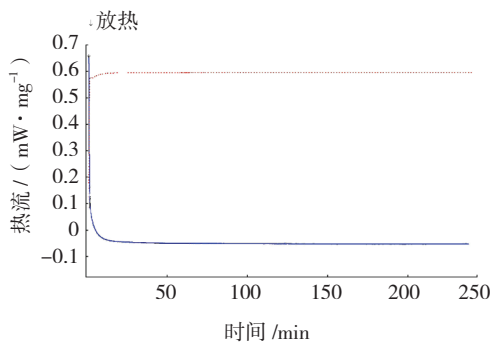


图6 #2510 80℃等温4h DSC曲线

Fig.6 #2510 isothermal 4h scanning curve at 80°C

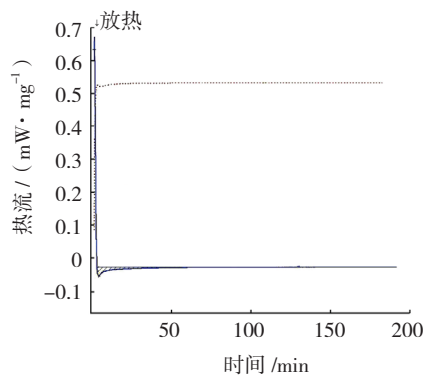


图7 #2510 130℃等温2h DSC曲线

Fig.7 #2510 isothermal 2h scanning curve at 130°C

式中, $\Delta H_0$ 为总反应热, $\Delta H_T$ 温度为 $T$ 时的放热反应值。计算可知130℃时固化度为70%~75%。测试过程中,在样品放入炉体之后采用快速升温的方式快速升到指定温度,以此减小因在升温过程中树脂固化而产生的影响<sup>[18]</sup>。

## 2.2 第一阶段试验

(1)试验1:验证双台阶曲线是否适用于增压舱固化。固化曲线如图8所示。将上下半模合模锁紧,在工装内分不同位置铺贴4块试板,位置如图9所示,4块试板分别标记为1-1、1-2、1-3、1-4号,材料及结构形式、J型热电偶的接偶方式如表2所示。

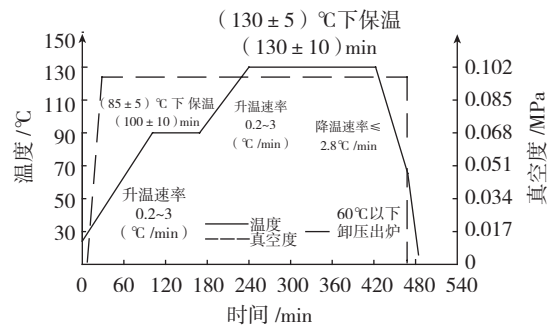


图8 试验件1双台阶固化曲线

Fig.8 Pair step cure curve of test piece 1

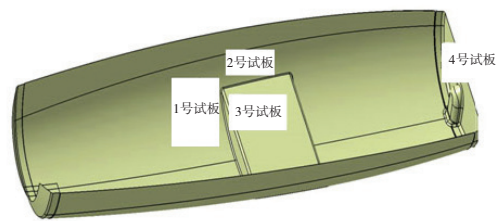


图9 试验件1试板的位置

Fig.9 Test plate position of test piece 1

表2 第一阶段试验试样列表

编号	材料及结构形式	接偶方式
1-1	0.75in.OX 蜂窝芯,3 芯 15 结构	每块试板的表面中间位置均接一根热电偶,每一块试板的旁边工装上均接一根热电偶
1-2	层压件,铺层为 50 层	
1-3	1.5in. 蜂窝芯 6 芯 6	
1-4	1.0in 蜂窝芯 8 芯 8	

(2)试验2:用来验证三台阶曲线是否适用于增压舱固化。具体铺贴、试板位置及接热电偶方式和试验1相同,拟采用固化曲线如图10所示。

(3)第一阶段试验结果及分析。

试验件1中试板1-1和试板1-4鼓包。接在试板表面中间位置的四根热电偶,在85~130℃的升温过程中,会出现放热峰,其中最高峰值在170℃左右。

试验件2中4块试板均没有出现鼓包现象,并且经

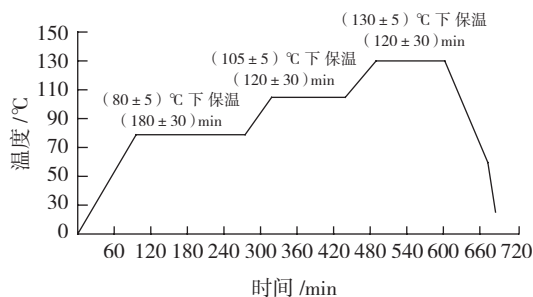


图10 试验件2三台阶固化曲线  
Fig.10 Three step cure curve of test piece 2

无损检测合格。由热电偶采集的实际运行曲线可知,整体的三台阶曲线,运行平缓,没有过高的放热峰,只是在 $80 \pm 5^\circ\text{C}$ 保温的后段,温度略微升高,其中温度最高的一条曲线升高 $10^\circ\text{C}$ 。

结果分析:由试验件1和试验件2的结果可知,无损检测时,试验2的试板质量明显超过双台阶曲线固化的随炉试板。影响增压舱固化质量的是零件固化过程中的放热现象,三台阶曲线可以明显降低放热峰。由试验可知,优化后的曲线是可行的,并基本解决急剧放热问题,因此三台阶曲线更适用于增压舱固化,而且影响放热峰的主要原因是三台阶曲线的第一个台阶。为了降低固化过程中的放热峰,根据DSC曲线对第一个台阶设置不同温度进行第二阶段试验。

### 2.3 第二阶段试验

由第一阶段试验可知,放热峰主要集中在三台阶曲线中的第一台阶,因此第二阶段试验是在试验2的基础上将三台阶曲线的第一台阶温度和保温时间作了调整,第二台阶和第三台阶保持不变,选取 $80 \pm 5^\circ\text{C}$ 保温( $240 \pm 30$ )min, ( $85 \pm 5^\circ\text{C}$ )保温( $240 \pm 30$ )min, ( $95 \pm 5^\circ\text{C}$ )保温( $240 \pm 30$ )min进行了试验3、4和5三组试验,铺贴、接偶方式均相同,分别铺贴一块 $500\text{mm} \times 500\text{mm}$ (长 $\times$ 宽),层数为200层的试板,在试板底部靠工装面、50层、100层、150层和200层各接1根热电偶。其中试件3固化曲线如图11所示。

第二阶段试验结果:试验件3实际运行曲线标记为

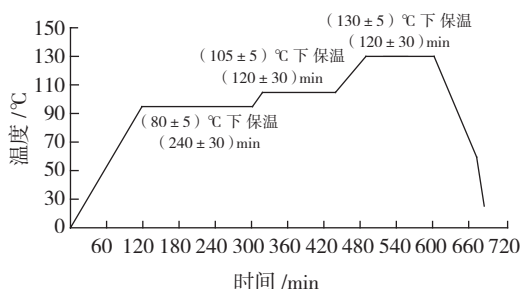


图11 试验件3三台阶固化曲线  
Fig.11 Three step cure curve of test piece 3

曲线3,由曲线3可知,在 $80^\circ\text{C}$ 保温60min之后,有3根热电偶温度开始升高,在 $80\sim 100^\circ\text{C}$ 的升温过程中温度急剧升高,其中最高峰值在 $170^\circ\text{C}$ 左右。

试验件4实际运行曲线标记为曲线4,由曲线4可知,在 $85\sim 130^\circ\text{C}$ 的升温过程中,会出现很高的放热峰,其中最高峰值在 $220^\circ\text{C}$ 左右。

试验件5实际运行曲线标记为曲线5,由曲线5可知,在温度刚达到 $95^\circ\text{C}$ 之后,温度急剧升高,其中最高峰值在 $220^\circ\text{C}$ 左右。

第二阶段结果分析:因为零件在固化过程中放热是无法消除的,因此只能尽量降低放热峰的最高温度,由以上3个试验件可知,最适合的三台阶曲线是试验3所用曲线。

## 3 验证

使用3台阶曲线固化的随炉试板短梁剪切、 $90^\circ$ 拉伸、蜂窝卷筒剥离的数值如表3、4、5所示。

使用三台阶曲线固化的随炉试板短梁剪切、 $90^\circ$ 拉伸、蜂窝卷筒剥离的数值与设计要求值对比如表6所示。

使用三台阶曲线固化的随炉试板,无损检测时其空

表3 试验3随炉试板短梁剪切值

编号	宽/mm	厚/mm	破坏载荷/N	短梁剪切强度/MPa
1	5.32	2.71	1056.66	54.97
2	5.32	2.70	1145.97	59.84
3	5.33	2.68	1143.63	60.05
4	5.30	2.65	1086.19	58.00
5	5.33	2.72	993.856	51.41

表4 试验3随炉试板 $90^\circ$ 拉伸值

编号	宽/mm	厚/mm	拉伸力/N	拉伸强度/MPa
1	25.04	2.63	46.62	707.98
2	25.12	2.61	52.82	805.69
3	25.08	2.66	47.41	710.61
4	25.09	2.61	51.27	782.89
5	25.05	2.65	49.22	741.43

表5 试验3随炉试板卷筒剥离测量值

编号	宽/mm	最大载荷/N	平均剥离强度/MPa
1	76.03	486.30	49.51
2	76.05	490.19	50.13
3	76.05	489.42	50.03
4	76.02	480.85	48.60
5	76.09	496.09	51.15
6	76.09	497.34	51.36

隙率和波的衰减都符合设计要求,其短梁剪切、90° 拉伸、蜂窝卷筒剥离的数值满足设计规范。

增压舱固化炉整体共固化采用三台阶固化曲线工艺方案是可行的,以此试制了增压舱,图 12 为试制成功的增压舱脱模。此方案的成功不仅成功试制了增压舱试验件,为 AG300 的试飞成功打下了坚实的基础,同时也为今后采用固化炉成型复杂复合材料零件提供了支持。

表6 试验值与设计要值对比

项目	设计要求	试验结果
短梁剪切 /MPa	平均值 50.7,最小值 50.3	平均值 56.85,最小值 51.41
90° 拉伸 /MPa	平均值 639,最小值 598	平均值 749.72,最小值 707.98
滚筒剥离 /MPa	平均值 ≥ 50	平均值 50.13



图12 试制的增压舱

Fig.12 Trial pressurized cabin

#### 4 结论

通过单台阶固化曲线试验,采用了两组试验对比双台阶与三台阶试制试板,并对试验结果分析得到如下结论:

(1) 在凝胶点附近进行保温能够保证固化过程中较厚的铺层中挥发组分排除、固化完全,不易产生鼓包、分层、孔隙多等缺陷,从而保证了最终成型零件的质量。

(2) 增压舱固化炉整体共固化采用三台阶固化曲线产品质量优于双台阶曲线,经过无损检测,试验件合格,可以满足增压舱整体共固化要求。

(3) 优化方案试验 3 只验证了第一台阶温度点的确定,升温速率,保温时间对制品的影响还有待在今后试验中进行验证。接下来的试验安排还需进一步扩大试验范围,尤其要针对升温速率和保温保压时间因素进行水平优化设计。

#### 参考文献

[1] 邱宏波. 复合材料在世界通用飞机的应用发展趋势[J]. 装备制造技术, 2013(7): 160-162.

QIU Hongbo. Composite applications in the development trend of world general aircraft equipment[J]. Manufacturing Technology, 2013(7): 160-162.

[2] 党婧, 高丽红. 通用飞机用复合材料应用现状与发展趋势[J]. 粘接, 2013(7): 73-76.

DANG Jing, GAO Lihong. Application status and development trends of general aircrafts composite materials[J]. Adhesion, 2013(7): 73-76.

[3] 梁旺胜, 张凌虎, 李翔. 全复合材料通用飞机结构形式和设计概述[J]. 科技视界, 2014(15):71-72.

LIANG Wangsheng, ZHANG Linghu, LI Xiang. Introduction of all composite general aircraft in structure design and process[J]. Science & Technology Vision, 2014(15): 71-72.

[4] 赵景丽. 蜂窝夹层结构复合材料的性能研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2002.

ZHAO Jingli. The performance of the honeycomb sandwich constructions composite materials research[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2002.

[5] 赵渠森, 申屠年. 先进复合材料制造技术[J]. 高科技纤维与应用, 1999(5): 1-11.

ZHAO Qusen, SHEN Tunian. Advanced composite materials manufacturing technology[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 1999(5): 1-11.

[6] 王彬. 低成本复合材料公务机制造技术分析[J]. 航空制造技术, 2013(6): 58-61.

WANG Bin. Analysis of low cost composites business aircraft manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(6): 58-61.

[7] 吴承思, 张振龙. 我国民用客机复合材料国产化问题的探讨[J]. 纤维复合材料, 2012(2): 30-33.

WU Chengsi, ZHANG Zhenlong. Question on our large commercial aircraft composite localized[J]. Fiber Composite Materials, 2012(2): 30-33.

[8] 殷东平, 王亚锋, 李直. 某复合材料机载构件制造工艺研究[J]. 电子机械工程, 2010(5): 43-45.

YIN Dongping, WANG Yafeng, LI Zhi. Development of the composite material part used in an airborne radar[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2010(5): 43-45.

[9] 李贤德, 王彬, 朱辉. 通用飞机全碳纤维复合材料机身整体成型技术[J]. 航空制造技术, 2015(14): 52-55.

LI Xiande, WANG Bin, ZHU Hui. Integral manufacturing technology of general aircraft full carbon fiber composite material fuselage[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(14): 52-55.

[10] 孔德栓, 管国阳. 非热压罐预浸料 T700SC/#2510 层板的低速冲击损伤特性[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(9): 74-76.

KONG Deshuan, GUAN Guoyang. Low-velocity impact performance of out of autoclave prepreg system T700SC/#2510 [J]. Fiber Reinforced Plastic / Composites, 2015(9): 74-76.

[11] 刘晓艳, 成强. 低成本全复材公务机结构整体化设计研究[J]. 黑龙江科技信息, 2012(26):35.

LIU Xiaoyan, CHENG Qiang. Low cost all composites executive structure integration design research[J]. Hei Long Jiang Science and Technology Information, 2012(26):35.

[12] 杨艳. 全复材公务机结构整体化设计研究[J]. 科技创业家, 2014(8): 245.

YANG Yan. The composites executive structure integration design research[J]. Technological Pioneers, 2014(8): 245.

[13] 李珂. AGATE 计划与美国航空复合材料[J]. 高科技纤维与 (下转第124页)