

# 热压罐和 RTM 成型的 C 型框弯曲试验研究

叶 军, 宫占峰

(上海飞机设计研究院, 上海 200232)

[摘要] 通过热压罐和 RTM 成型工艺的复合材料 C 型框弯曲试验, 研究了两种工艺方法对其承载能力及破坏模式的影响。试验结果表明: 热压罐成型的隔框承载能力比 RTM 成型工艺高 27.5%, 且其分散性小; 两种工艺的破坏位置一致, 但 RTM 成型的隔框在平直段与弯曲段过渡截面处外壁先发生分层, 而热压罐成型在该处外壁至破坏前才出现分层损伤。该结论可以为该型结构的工程应用提供有价值的参考。

关键词: 复合材料; C 型框; 热压罐成型; RTM 成型; 承载能力

## Bending Experimental Study on the C-Shape Frame by Autoclave and RTM Forming

YE Jun, GONG Zhanfeng

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

[ABSTRACT] Bend experiments of two kind of the C-shape frame, processed respectively by using RTM and autoclave forming have been carried out to investigate the influences of bearing capability and destroy mode. The results show that the bearing capability of the frame by autoclave forming is 27.5 percent higher than the frame by RTM, and the dispersivity of the bearing capability by autoclave forming is less than that by RTM. The position of destroy is the same, but the delamination of the outside on transition section from line section to bend section by using RTM occurs firstly, whereas the delamination by autoclave forming occurs until the outside destroyed. The conclusion is valuable for the engineering application of the circumferential frame.

Keywords: Composites; C-shape frame; Autoclave forming; Resin transfer molding forming; Bearing capability

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.20.082

据资料统计, RTM 技术作为低成本工艺, 在过去的 10 年里在美国的应用增长率为 20%~25%, 欧洲为 8%~10%, RTM 技术已成为复合材料生产领域的主导技术之一<sup>[1-7]</sup>。国外为了将低成本的 RTM 技术应用于机身普通框做了很多研究, ILCEWICZ<sup>[8]</sup> 和 Uozumi 等<sup>[9]</sup> 采用低成本的织物 /RTM 成型工艺制造出复合材料框。Kassapoglou<sup>[10-11]</sup> 通过研究 4 种不同工艺成型的框(钣金件、机加件、热压罐成型件和 RTM 成型件)来设计低成本和重量轻的飞机结构框。国内外对热压罐成型框的弯曲性能也进行试验和分析<sup>[12-15]</sup>。当前民机次承力结构的复合材料应用主要以液体成型工艺及其他低成本成型工艺为主。

本文针对热压罐成型工艺和 RTM 成型工艺的复合材料 C 型框, 进行 2 组弯曲破坏试验, 分析两种工艺方法对结构承载能力及破坏模式的影响。

### 1 试验方案

#### 1.1 试验件制备

复合材料 C 型框试验件结构形式以及尺寸参数如图 1。本次试验共 2 组, 每组三件, 详细信息如表 1 所示。两种材料的碳纤维单位面积重量相当。隔框腹板铺层顺序为 $[(\pm 45^\circ)_3/90^\circ]_s$ , 缘条铺层顺序为 $[(\pm 45^\circ/0^\circ)_3/90^\circ]_s$ 。

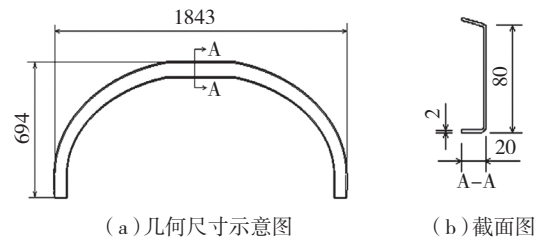


图1 复合材料C型框的几何尺寸

Fig.1 Dimensions of composite C-shape frame

表1 试验信息表

组号	工艺	成型模	数量	材料信息
1	热压罐成型	阴模	3	Epsilon99702./12K HST
2	RTM 成型	阴模和阳模	3	Epsilon99110/NCF

试验件尺寸要求符合 HB7741-2004 规范,无损检测要求符合上海飞机设计研究院的工艺规范。

## 1.2 试验方案

本次试验主要采用的是利用拉伸载荷产生弯曲载荷效应的加载方式,即通过对后机身 C 型框两段进行对称加载,在 C 型框上产生力矩的加载方式。试验现场如图 2 所示,试验原理示意图如图 3 所示。

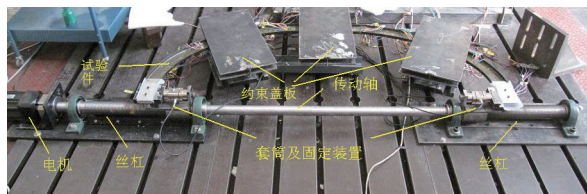


图2 试验现场  
Fig.2 Locale of test

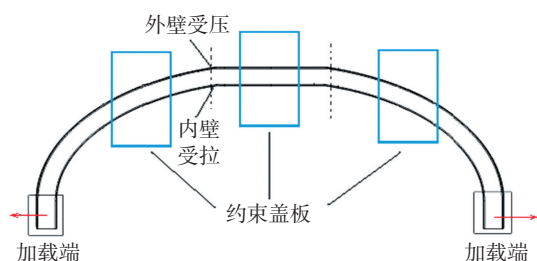


图3 试验原理示意图  
Fig.3 Theory diagram of test

加载系统由加载电机、加载丝杠、端部固定装置以及约束盖板组成。通过端部结构内侧用铝块和硅胶填充来增强端部承载能力。通过约束盖板,限制试验件垂直方向变形(试验件腹板面外位移)。通过设计约束加载端除水平加载方向的位移外其他自由度的限制槽,保证试验载荷的单向性。

加载的原理为利用丝杠将电机的旋转运动转换为试件夹持端的水平运动,并通过控制电机的转速控制加载位移速度,并同时记录电机转动圈数、夹持端载荷、试件关键点应变等数据。

试验采用电机丝杠装置进行加载,电机通过减速器减速,之后与左侧丝杠连接,同时通过传动轴与右侧丝杠连接,两侧丝杠螺纹方向相反,可以产生对称位移。

## 2 试验结果与讨论

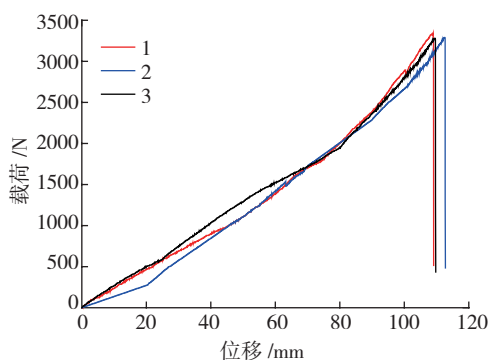
两种工艺成型的隔框承载能力试验对比结果见表 2。从表中可知:(1)热压罐成型件平均最大承载比 RTM 成型件高出 27.5%,由于 RTM 成型件各层间所能承受的载荷偏小,更容易发生分层,导致承载能力下降;(2)RTM 成型件承载能力的标准偏差是热压罐成型件的 2.16 倍,说明热压罐工艺对 C 型框承载能力的分散性低于 RTM 成型工艺。

两种工艺方案的位移-载荷曲线如图 4 所示,其中载荷取试验过程中两加载端载荷平均值。从图中可知,位移加载至 80mm 前两种工艺成型的隔框弯曲刚度基本一致。在 80mm 位移载荷后 RTM 成型隔框左侧拐角截面处外壁(承受压缩载荷)发生分层,其载荷出现明显跌落,但弯曲刚度基本不变;热压罐成型隔框的弯曲刚度在位移载荷 80mm 后增大,这是由于此时隔框左侧拐角截面处外壁出现明显外翻的扭转变形(如图 5 所示),此时外壁并未出现分层损伤。

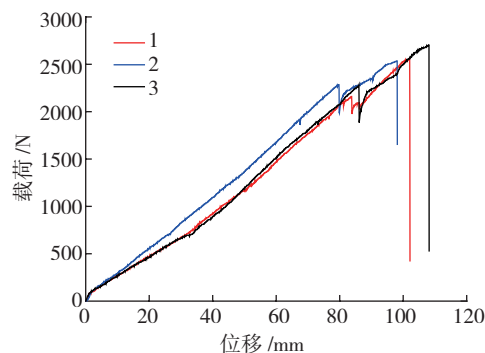
两种工艺下隔框的破坏模式一致,均为隔框左侧拐角截面处外壁在压缩载荷下先产生分层损伤,并迅速扩展至腹板后,最终造成该处截面拉伸断裂破坏(如图 6 所示)。由于热压罐成型隔框分层损伤出现较晚,直至

表2 复合材料C型框的承载能力

载荷值 /N	热压罐成型件			RTM 成型件		
	1	2	3	1	2	3
左侧值	3540	3380	3370	2710	2790	3040
右侧值	3180	3200	3190	2390	2280	2370
平均值	3360	3290	3280	2550	2535	2705
同批平均值	3310			2596.7		
标准偏差	43.6			94.1		



(a) 热压罐成型



(b) RTM 成型

图4 复合材料C型框的位移-载荷曲线

Fig.4 Displacement-load curves of composite C-shape frame

破坏前才出现分层损伤,因此其最终破坏载荷要明显高于 RTM 工艺成型隔框。受加载夹具的影响,试验件左侧受载比右侧更为严重(见表 2),因此试验件最终破坏位置均在左侧拐角截面处。

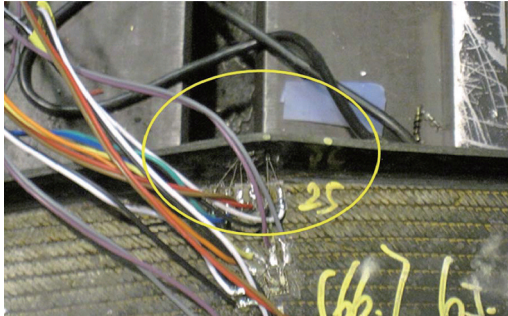


图5 热压罐成型件拐角处变形

Fig.5 Deformation of the corner in test specimen by autoclave forming

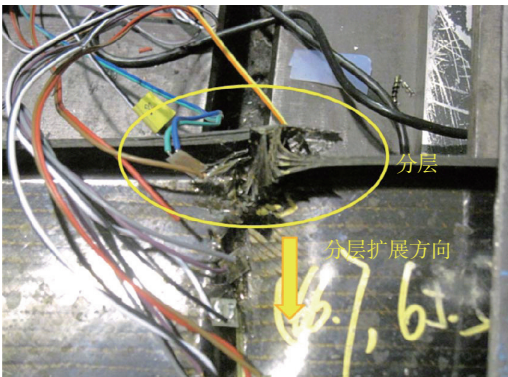


图6 试验件的典型破坏模式

Fig.6 Typical destroy mode of test specimen

### 3 结论

(1) 在相同铺层下,热压罐成型的复合材料 C 型框的承载能力比 RTM 成型件高出 27.5%,且其分散性小。

(2) RTM 工艺的层间性能弱。在试验中 RTM 成型的隔框在平直段与弯曲段过渡截面处外壁先发生分层,而热压罐成型在该处外壁至破坏前才出现分层损伤。

(3) 两种工艺成型的结构在承受弯曲载荷时,其薄弱位置均拐角截面处,在结构设计中应当注意该处细节设计。

#### 参考文献

[1] 张保平,王运生. RTM 技术在大飞机复合材料构件上的应用[J]. 航空制造技术, 2007(12): 68-70.  
 ZHANG Baoping, WANG Yunsheng. The application of RTM technology on civil composites structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(12): 68-70.  
 [2] 段华军,马会茹,王钧. RTM 工艺国内外研究现状[J]. 玻璃钢/复合材料, 2000(5): 46-48.  
 DUAN Huajun, MA Huiru, WANG Jun. Research status of RTM

technology at home and abroad[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2000(5): 46-48.

[3] 李萍,陈祥宝. RTM 技术的发展及在航空工业的应用[J]. 材料工程, 1998(1): 46-48.

LI Ping, CHEN Xiangbao. The development and application of RTM technology in aviation industry[J]. Materials Science and Engineering, 1998(1): 46-48.

[4] 赵大鹏. RTM- 三维编织技术的发展及应用[J]. 纤维复合材料, 2005, 22(4): 50-52.

ZHAO Dapeng. Development and application of RTM- 3D braids technique[J]. Fiber Composites, 2005, 22(4): 50-52.

[5] 彭超义,曾竟成,肖加余,等. RTM 工艺数值模拟技术研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2003, 33(4): 1-5.

PENG Chaoyi, ZENG Jingcheng, XIAO Jiayu, et al. Research progress in numerical simulation of RTM process[J]. Aerospace Materials & Technology, 2003, 33(4): 1-5.

[6] 江顺亮. RTM 加工工艺充模过程的计算机模拟[J]. 复合材料学报, 2002, 19(2): 13-17.

JIANG Shunliang. Simulation for RTM mold filling[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2002, 19(2): 13-17.

[7] 孔晋峰,张彦飞,刘亚青. 树脂传递模塑(RTM)工艺数值模拟研究进展[J]. 绝缘材料, 2008, 41(4): 52-55.

KONG Jinfeng, ZHANG Yanfei, LIU Yaqing. Research progress in numerical simulation of RTM process[J]. Insulating Materials, 2008, 41(4): 52-55.

[8] ILCEWICZ L B. 6.07-Composite technology application in commercial airframe structures[J]. Comprehensive Composite Materials, 2000(6):87-119.

[9] UOZUMI T, KITO A, YAMAMOTO T. CFRP using braided preforms/RTM process for aircraft applications[J]. Advanced Composite Materials, 2005, 14(4): 365-383.

[10] KASSAPOGLOU C. Minimum cost and weight design of fuselage frames: Part B: cost considerations, optimization, and results[J]. Composites (Part A): Applied Science and Manufacturing, 1999, 30(7): 895-904.

[11] KASSAPOGLOU C. Minimum cost and weight design of fuselage frames: Part A: design constraints and manufacturing process characteristics[J]. Composites (Part A): Applied Science and Manufacturing, 1999, 30(7): 887-894

[12] JEGLEY D C. Testing and analysis of curved frame specimens made from a long discontinuous fiber (LDF) material[R]. NASA-TM-109014, 1993.

[13] MASON B H, HAFTKA R T, JOHNSON E R, et al. Variable complexity design of composite fuselage frames by response surface techniques[J]. Thin-Walled Structures, 1998, 32(4): 235-261.

[14] 郝新超,宫占峰,苗强. 民用飞机复合材料 C 型框结构分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2013(4):52-54.

HAO Xinchao, GONG Zhanfeng, MIAO Qiang. The study of the analytic method on the circumferential frame[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(4):52-54.

[15] 何周理,何林锋,李萍. 飞机复合材料 C 型框研究[J]. 装备制造技术, 2015(11): 215-216.

HE Zhouli, HE Linfeng, LI Ping. Study on composite C-frame structure of aircraft[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2015(11): 215-216.

(责编 海山)