

# 复合材料 C 形结构的回弹变形研究<sup>\*</sup>

## Study of Spring-Back for C-Section Composites Part

上海飞机制造有限公司 贾丽杰 魏冉 杨霓虹 杨洋 刘卫平 晏冬秀  
北京航空航天大学材料科学与工程学院 叶金蕊

**[摘要]** 复合材料以其优异的性能,在结构制造领域广泛应用。但复合材料结构在成型过程中易发生翘曲和回弹变形,严重影响结构件的装配。本文针对复合材料典型结构的回弹变形进行研究,以典型 C 形结构的缩比试验件入手,采用激光跟踪仪检测变形,同时借助仿真模拟手段,预测其变形,以小型 C 形梁试验件变形验证预测准确性;根据试验数据及模拟结果推出预测 C 形结构回弹变形的拟合公式;最后,以大尺寸 C 形结构试验件验证该公式的适用性。

**关键词:** 复合材料 变形 回弹 仿真模拟 C 形结构

**[ABSTRACT]** Composites are used in the area of structure manufacture for its excellent characteristics. During the curing of C-section composites parts in the autoclave, the spring-back phenomenon may be occurred, and this will affect the assembly of different composites parts. The study focuses on the spring-in phenomenon of typical composite structure of smaller size C-section part, using laser tracker to get the deformation of composite structure, and forecasts the deformation by simulation, then the dates of simulation is validated by the result of test. At the same time, this study get the formula of spring-back for C-section parts. At last, big size C-section part is used to validate the applicability of the formula.

**Keywords:** Composites Deformation Spring-back Simulation C-section part

随着复合材料在飞机结构设计制造中应用比例不断提高,复合材料结构在制造过程中出现的回弹或翘曲变形现象不断引起工艺人员的注意,较为严重的翘曲变形会影响外形精度和装配连接,高内应力会使层板的承载能力下降。为克服固化过程中残余应力和变形所带来的种种问题,传统的方法是在经验和工艺试验的基础上,对结构件的固化工艺规范和结构件固化所用模具型

面进行反复的调整和补偿性修正加工,以控制变形程度或抵消变形的影响作用。这种处理方法耗费大量的人力物力,并且对于大型复杂结构这种方法不再适用。为突破这一瓶颈,结合计算机有限元计算软件,建立固化变形预测方法。

国内外专家学者都在积极研究复合材料结构固化变形的预测及控制方法。固化过程是基体材料从液态变为固态的过程,这个过程是一个复杂的热学、化学和力学性能急剧变化的过程<sup>[1]</sup>。由于热效应和化学反应使得层合板内部产生复杂的温度梯度,这种不均匀温度场是引起残余应力和残余变形、导致复合材料层合板早期破坏的根本原因<sup>[2]</sup>。空客在 A380 的制造过程中<sup>[3]</sup>,针对复合材料结构件固化变形问题与荷兰代尔夫特理工大学联合研究题为 Deformation of large composite panels by cure shrinkage 的项目,目的是在设计阶段就能提供对固化变形的控制方法。Jain 等<sup>[4]</sup>基于结构回弹变形模型设计复合材料结构固化所用模具,通过模具补偿减小了固化变形。white 等<sup>[5]</sup>研究了改变工艺条件来减小固化变形,对固化设备提出很高要求。703 所的党嘉立<sup>[6]</sup>对复合材料角形材结构的结构固化变形进行了研究,通过前人对碳/环氧树脂复合材料 L 形材的实验数据拟合公式得到该构形角材回弹角约为 0.7°,但研究并没有直接证明其回弹预测的正确性。Sarrazin<sup>[7]</sup>通过大量的试验对不同固化温度、铺层顺序、降温速率、模具等情况下非对称层合板回弹试验,得到了这些因素对回弹量的影响。Cowley 等<sup>[8]</sup>将正交铺设带状层合板固化变形近似为柱面形状,在试验结果的基础上,应用经典层合板理论给出了该柱面曲率变形的估算方法。Coast 公司曾用 3 年时间进行模具的有限元模拟研究,但与实际情况的符合度不高,也只能采用经验进行模具制造<sup>[9]</sup>。GFG 公司在模具设计复合材料工形梁时,考虑工形梁缘条固化变形时,采用经验的方法在模具的缘条形面上加入修正值(大约 1°)以抵消制件回弹<sup>[10]</sup>。

本文针对 C 形梁复材结构,从变形预测及试验验证两方面出发,推出 C 形梁结构回弹角预测的修正公式,用于大尺寸 C 形梁成形的预测,并提出模具的修正方

<sup>\*</sup> 大型民用飞机复合结构热压罐制造工艺模拟(2013DFG52420)资助。

案,该预测方法得到有效的验证。

### 1 回弹研究方法概述

首先,预测复合材料 C 形结构的缩比件回弹变形,并用试验数据验证回弹预测的准确性;其次,根据试验验证情况,引入修正系数对仿真预测的回弹结果进行修正,使之与实测结果贴合;最后,利用仿真方法预测大尺寸复合材料 C 形结构的回弹情况,并采用修正系数修正预测结果,提出了模具角度的修正方案,再进行试验以验证本文提出的回弹角预测方法的普适性。研究方案流程如图 1 所示。

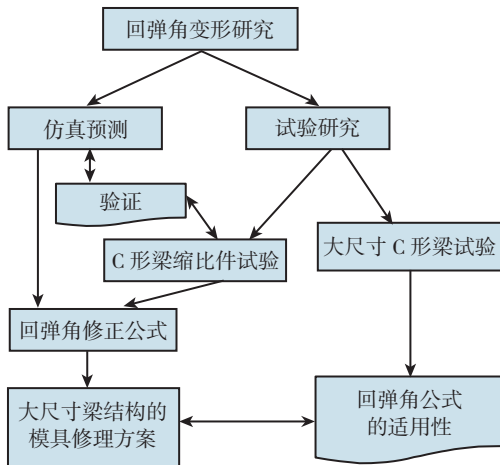


图1 研究流程图  
Fig.1 Study on spring-back phenomenon

### 2 C 形构件回弹计算

#### 2.1 结构形式介绍

制造 3 个 C 形结构,结构形式相似,仅厚度不同。示意图如图 2 所示。

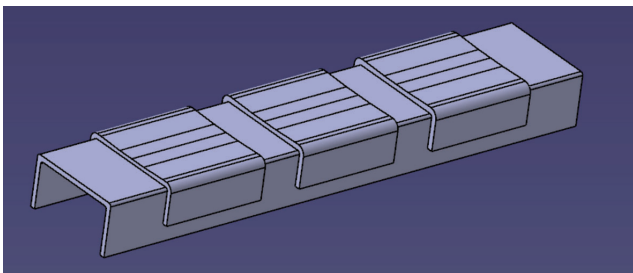


图2 缩比件示意图  
Fig.2 Diagram of scale test part

依据制件理论尺寸进行有限元建模。有限元及约束方式如图 3 所示。

模型中输入的材料参数见表 1。考虑了结构在固化过程中的固化收缩应力以及降温导致的热应力。

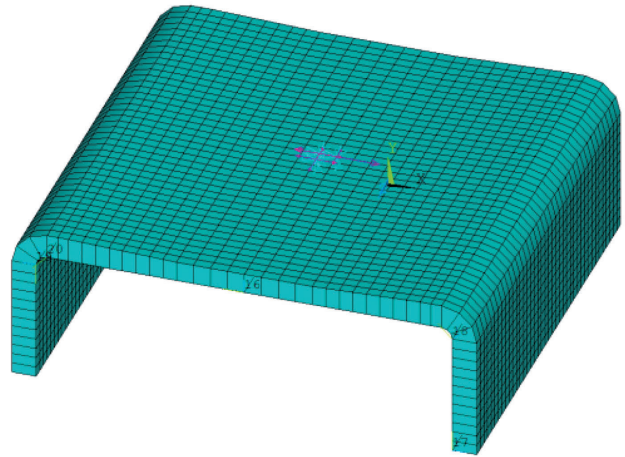


图3 约束示意图  
Fig.3 Diagram of constraint

表 1 材料参数

材料特性	材料参数 /GPa	材料特性	材料参数 /GPa
$E_x$	195	$\nu_{xy}$	0.35
$E_y$	8.58	$\nu_{yz}$	0.43
$E_z$	8.58	$\nu_{xz}$	0.35
$G_{xy}$	4.57	$\alpha_x$	6e-8
$G_{yz}$	3.06	$\alpha_y$	2e-5
$G_{xz}$	4.57	$\alpha_z$	2e-5

#### 2.2 有限元方法计算回弹角

用两侧的回弹角(图 4)来表征 C 形结构在固化过程中的变形的情况。分别以  $\theta_1$  及  $\theta_2$  表示 C 形梁的回弹角度。

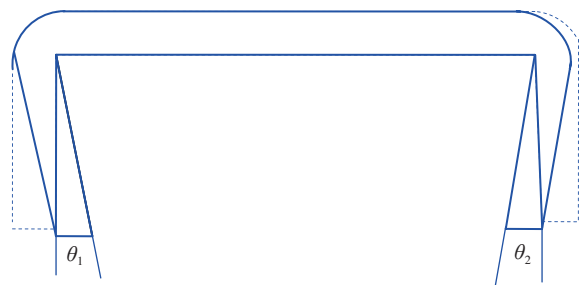


图4 回弹角示意图  
Fig.4 Measurement of spring-back for C-section structure

回弹角计算方法:回弹角  $\theta$  = 制件数模角度 - 制件变形后的角度。

沿 C 形梁提取其内端面(端面 Z 向坐标为零,见图 5),并提取该截面变形后每一节点的坐标,如图 6 所示。

分别对缘条、腹板处的节点进行线性拟合,得到缘条、腹板端面处的斜率(分别以  $\tan\alpha$  及  $\tan\beta$  表示),再以如下计算公式计算缘条与腹板间的夹角:

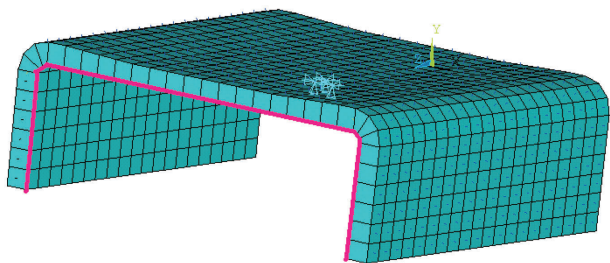


图5 截面提取位置  
Fig.5 Section position

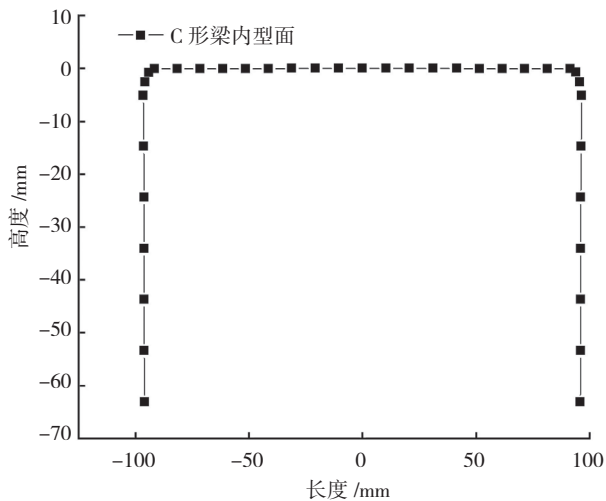


图6 C形梁内型面描述  
Fig.6 Nodes on selected section

$$\theta = \arctan \frac{\tan \alpha - \tan \beta}{1 + \tan \alpha \tan \beta} \quad (1)$$

通过拟合直线斜率,采用式(1)计算角 $\alpha$ 、角 $\beta$ 的数值,则C形结构端面回弹角度分别为 $\theta_1=0.569^\circ$ 和 $\theta_2=0.567^\circ$ 。以此方法,对C形梁3种构型的回弹变形数据进行处理,如图7所示。从图中可以看出:

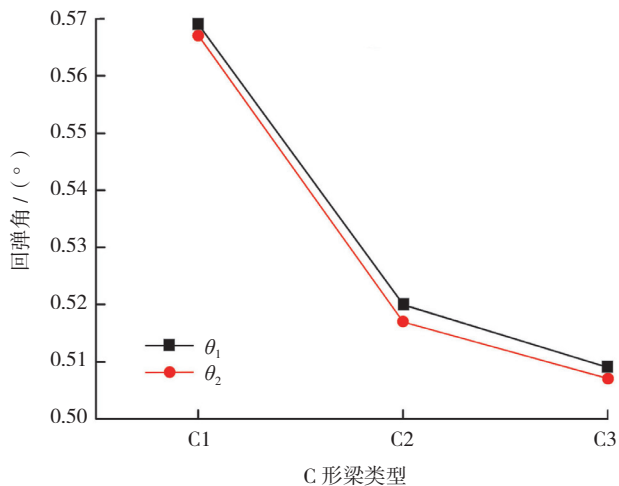


图7 3种C形梁的回弹角比较图  
Fig.7 Spring-back of C1, C2 and C3

- (1) 3种构型左右两侧的回弹角相差不大;
- (2) 3种不同构型的C形梁回弹角最大相差在 $0.06^\circ$ 。

由于回弹角相差很小,在实际制件的变形测量中可能无法反映出该回弹角差距。

### 2.3 试验方法测量回弹角

采用热压罐制造3种不同构型的C形结构,脱模后均发生回弹变形,无法放入原模具,如图8所示。

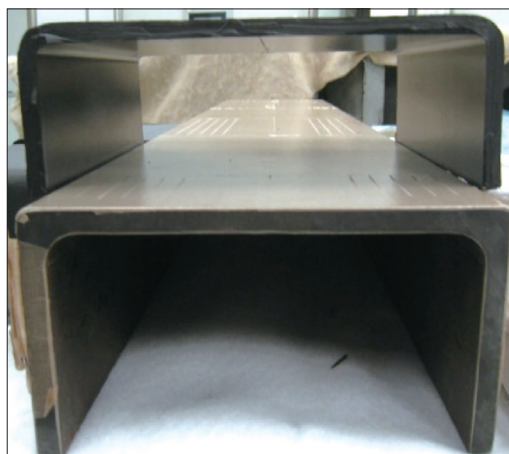


图8 制件变形情况  
Fig.8 Spring-back of C-section specimen in experiment

采用激光扫描仪对C形结构进行变形扫描,数据处理方式采用软件自有的最佳拟合。由于所测的角度为C形结构缘条与腹板这两个面的夹角,为相对值,因此,变形预测结果与实测的结果具有可比性。

为便于与预测数据比较,实测数据也沿C形结构的长度方向每隔20mm取一个截面,对缘条及腹板上对应的线进行线性拟合,计算出夹角,再换算为制件的回弹角。如图10所示,为截面 $z=20\text{mm}$ 的夹角变形情况。

由于C形结构缩比件截面 $z=0\text{mm}$ 及 $z=200\text{mm}$ 位置在实际制件的边缘,与预测结果比较过程中,没有采

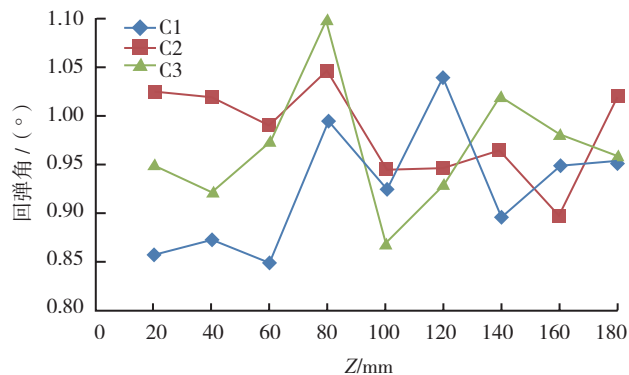


图10  $\theta_1$ 回弹数据  
Fig.10 Data of spring-back for  $\theta_1$

用这两个截面的角度检测数据。图 9 为 3 个 C 形结构缩比件  $\theta_1$  沿 z 截面的回弹数据。

图 10 为 3 个 C 形结构缩比件  $\theta_2$  沿 z 截面的回弹数据。

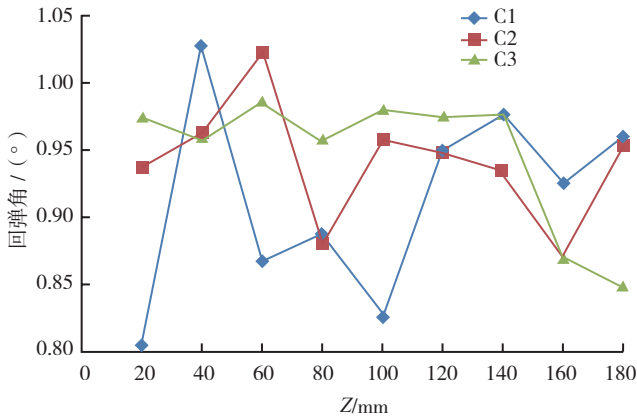


图 11  $\theta_2$ 回弹数据  
Fig.11 Data of spring-back for  $\theta_2$

从以上两图的数据处理结果可以看出,实测每个 C 形梁结构在不同截面处得到的回弹角数据波动比较大,这可能是由于采用拟合的数据处理方式,计算回弹角时所取的两条线可能与原模型不吻合。另外,即使是同一个截面的回弹角测量,每次取点位置不同,数值也存在偏差。

为与仿真预测结果比较,采用各截面回弹角的平均值进行。3 个 C 形梁结构的缩比件虽然厚度不同,回弹角相差不明显,计算两角的回弹量平均值如表 2 所示。

从表 2 中可见,3 种 C 形梁结构缩比件的左右两侧实测回弹角度相差不多,与预测趋势相同;但回弹角的数值与预测数值相差较大,实测回弹数据接近 1°。

表2 C形结构回弹角平均值

结构	$\theta_1/(^\circ)$	$\theta_2/(^\circ)$
C1	0.93	0.92
C2	0.96	0.94
C3	0.98	0.95

## 2.4 缩比件回弹变形验证

根据实测 C 形梁结构缩比件的变形结果,对预测的变形数据进行验证。由于预测变形结果在每个截面上的变形相同,因此,预测回弹角的数据与实测回弹角数据的平均值进行比较,如表 3 所示。

从以上验证情况可以看出,实测的回弹角度大于预测的回弹角。其原因可能是预测过程考虑的因素不全面,对实际成型过程中部分可能导致复合材料结构成型

表3 C形梁结构回弹角实测数据平均值与预测数据比较

结构	实测平均值		仿真预测值	
	$\theta_1/(^\circ)$	$\theta_2/(^\circ)$	$\theta_1/(^\circ)$	$\theta_2/(^\circ)$
C1	0.93	0.92	0.57	0.57
C2	0.96	0.94	0.52	0.52
C3	0.98	0.95	0.51	0.51

后变形的因素进行简化。C 形梁结构缩比件的预测结果与实测结果不一致的原因可能有:

- (1) 计算过程未考虑模具带来的影响因素;
- (2) 实际成型时铺层偏差以及模具的制造偏差;
- (3) 实测数据处理的偏差;
- (4) 计算过程未考虑热压罐内的流场分布。

## 2.5 预测回弹角修正系数

导致有限元预测数据与实测数据之间差别的原因包含模具、温度场分布、铺贴方向及模具制造偏差和实测数据处理偏差等。为将这些因素考虑到预测变形中,引入修正系数的概念。利用修正系数对已有仿真预测结果进行修正,以达到接近真实值的效果,如式 2 所示。

$$\theta_{\text{true}} = A\theta_{\text{simu}} + b \quad (2)$$

其中, $\theta_{\text{true}}$ 为真实回弹角度, $\theta_{\text{simu}}$ 为有限元计算回弹角度; $A$ 、 $b$ 为修正系数。

对表 3 中  $C_1$ 、 $C_2$ 、 $C_3$  三种构型梁结构实测回弹角与仿真计算结果比较,通过线性拟合得到修正系数  $A=0.61$ ,  $b=1.27$ 。

## 3 大尺寸 C 形梁结构回弹角变形研究

根据制造的大尺寸 C 形梁复合材料构件,通过对回弹角的预测结果进行修正后,确定模具设计回弹补偿量。在 C 形梁固化成型后测量实际回弹,以验证修正系数的通用性。该 C 形梁为变截面梁结构,长度 3425mm。上下缘条与腹板的夹角设计角度为 95.5°。沿梁的长度方向每隔 500mm 的长度,计算回弹角数值,如表 4 所示。

表4 仿真计算回弹角汇总

位置/mm		0	500	1000	1500	2000	2500	3000
计算结果	$\theta_1$	0.42°	0.42°	0.43°	0.42°	0.43°	0.43°	0.43°
	$\theta_2$	0.43°	0.43°	0.43°	0.43°	0.43°	0.43°	0.43°
修正结果	$\theta_1$	1°	1°	1.01°	1°	1.01°	1.01°	1.01°
	$\theta_2$	1.01°	1.01°	1.01°	1.01°	1.01°	1.01°	1.01°

从上表可知,经过修正后 C 形梁回弹角度在 1° 左右,故在模具设计时工装上缘条和腹板之间的夹角设计

(下转第 130 页)

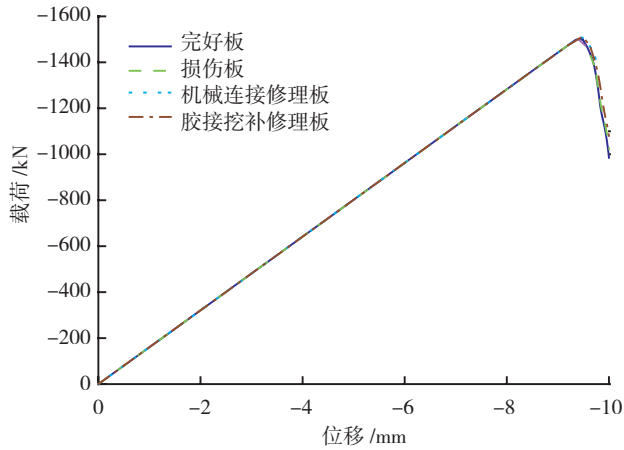


图 10 4种形式的加筋板载荷-位移曲线计算结果  
Fig.10 Calculating result of load-displacement curve of four kinds of stiffened panel

(2) 有限元方法强度计算结果与试验结果之间的误差为 15.04%, 计算值较大, 可能是由于实际加载并不是理想均匀的, 今后的研究可关注试验加载均匀性;

(3) 对损伤板的有限元模拟显示, 本结构中预制的损伤对于加筋板的刚度影响不大, 使其强度下降 0.16%, 破坏没有从损伤处开始, 与完好板类似是从大开口边缘处开始的;

(4) 对修理板的有限元模拟显示, 机械连接修理和胶接修理后加筋板强度各有 0.32% 和 0.31% 的提升, 刚度基本不变, 破坏模式与完好板类似。

### 参考文献

- [1] 姜云鹏, 张庆茂, 王毅. 复合材料层合板开口翻边补强试验和数值研究. 复合材料学报, 2005, 22(5):190-196.
- [2] 霍世慧, 王富生, 岳珠峰. 压缩载荷作用下复合材料开孔补强稳定性分析. 应用力学学报, 2009, 26 (3):580-583.
- [3] 林再文, 梁岩. 大开口复合材料网格加筋锥壳的稳定性分析. 纤维复合材料, 2000(2):16-17.
- [4] Eivind S. Elastic buckling and post buckling of eccentrically stiffened plates. Int J Solids Structures, 1989, 25(7):751-768.
- [5] Jaunky N, Knight N F, Ambur D R. Formulation of an improved smeared theory for buckling analysis of grid-stiffened composite panels. Composite Part B, 1996, 27B(5):519-526.
- [6] 孙为民, 童明波, 董登科, 等. 加筋壁板轴压载荷下后屈曲稳定性实验研究. 实验力学, 2008, 23(4):333-338.
- [7] 程小全, 译. 实用飞机结构工程设计. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [8] 李航, 矫桂琼, 赵龙, 等. 含切口复合材料加筋板的压缩剩余强度研究. 工程力学, 2011(8):133-137, 176.
- [9] 孙立, 许希武, 徐焜. 含脱粘损伤的复合材料加筋板压缩破坏渐进损伤数值分析. 材料科学与工程学报, 2009(5):740-744.
- [10] 刘从玉, 许希武, 陈康. 考虑脱粘的复合材料加筋板屈曲后屈曲及承载能力数值分析. 复合材料学报, 2010(6):158-166.

(责编 亦雅)

(上接第 124 页)

表5 C形梁实测夹角数据

位置/mm	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	
实测	$\alpha$	95.3°	95.4°	95.3°	95.4°	95.6°	95.3°	95.5°
	$\beta$	94.4°	95.3°	95.3°	95.3°	95.5°	95.5°	95.5°

注: 一侧端部处的  $\beta$  角在脱模机械加工后出现较为严重的损毁现象, 因此可暂时排除在有效点外。

为 96.5°。模具设计完毕后, 在该模具上进行铺贴并固化。表 5 中所示为 C 形梁回弹实测夹角数据。

表 5 中大部分位置所测得夹角在 95.5° 左右, 除一侧端部处的  $\beta$  角外, 其余角度实测与设计值偏差在 0.2% 以内。由此可见, 针对 C 形梁回弹角研究的修正系数能够较为准确地依据预测结果反映真实回弹情况。

## 4 结论

在仿真预测中, C 形梁缩比件随着结构厚度的增加, 预测回弹角有下降的趋势, 但由于回弹角相差不大, 在实测过程中无法反映出该差别。

根据缩比件变形预测与试验验证得出的变形预测结果修正公式, 可以准确反映大尺寸实际结构的回弹情况。

### 参考文献

- [1] 谭华, 晏石林. 热固性树脂基复合材料固化过程的三维数值模拟. 复合材料学报, 2004(06):167-172.
- [2] 寇哲君, 龙国荣, 万建平, 等. 复合材料固化过程中温度及应变场分布的解析解. 宇航材料工艺, 2006(S1):126-130.
- [3] 贾丽杰. 树脂基复合材料结构固化变形的研究进展. 航空制造技术, 2011(15):102-105.
- [4] Jain L K, Hou M, Ye L, et al. In study of the aileron rib manufactured from advanced thermoplastic composite. Composite Part A, 1998, 29A(8): 973-979.
- [5] White S R, Hahn H T. Cure cycle optimization for the reduction of processing-induced residual stresses in composite materials. Composite Materials, 1993, 27(14): 1352-1378.
- [6] 党嘉立. 复合材料角型材结构固化变形研究. 宇航材料工艺, 1993, 5:10-12.
- [7] Sarrazin H. Effects of processing temperature and layup on springback. Journal of Composite Materials, 1995, 29(10): 1278-1294.
- [8] Cowley K C. The measurement and prediction of residual stresses in carbon-fibre/polymer composites. Composite Science and Technology, 1997, 57(11): 1445-1455.
- [9] Yan D X. Technical intercourse between SAMC and Coast Composites Inc. China: 2011.
- [10] GFG Inc. Technical proposal for co-bonding mould chain tools. Italy: 2011.

(责编 日午)