

# 基于路径相关本构模型的大型薄壁曲面 复合材料零件固化变形分析

张晨群<sup>1</sup> 鲍益东<sup>1</sup> 杨智勇<sup>2</sup> 宦蕾<sup>1</sup> 安鲁陵<sup>1</sup>

(1 南京航空航天大学机电学院, 南京 211106)

(2 航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

**文 摘** 大型薄壁曲面复合材料零件多采用热压罐工艺成型,在固化过程以及脱模过程会产生变形,导致零件变形超差,部件装配困难。针对此问题,本文首先采用路径相关本构模型对其固化成型过程进行分析,然后进行热压罐成型试验验证理论分析结果,就此采用反向补偿法修正模具型面。仿真结果表明,某大型薄壁曲面复合材料零件成型后最大位移为11.121 mm,最小位移为0.171 mm,分别发生在对称轴方向短边的边角点和靠近对称轴方向短边的边角点;零件在变形较大的两侧边和短边处残余应力较大,与变形较小的长边相差7 MPa左右。仿真结果与试验结果吻合良好,固化变形平均误差为8.6%。使用补偿后的模具再次进行固化变形仿真,使该零件的最大固化变形降低了70.8%。

**关键词** 复合材料,本构模型,固化变形,数值模拟

中图分类号:TB332

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2022.06.014

## Curing Deformation Analysis of Large Thin – Walled Curved Composite Parts Based on Path – Dependent Constitutive Model

ZHANG Chenqun<sup>1</sup> BAO Yidong<sup>1</sup> YANG Zhiyong<sup>2</sup> HUAN Lei<sup>1</sup> AN Luling<sup>1</sup>

(1 College of Mechanical and Electronic Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

(2 Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

**Abstract** The large thin-wall curved surface composite parts are mostly formed by autoclave process, which will cause deformation in the curing process and demoulding process, resulting in deformation out-of-tolerance and assembly difficulty. In order to solve this problem, this paper firstly used the path-dependent constitutive model to analyze the curing process, then carried on the autoclave molding test to verify the theoretical analysis results, and finally used the reverse compensation method to correct the mold surface according to the theoretical analysis results. The simulation results show that the maximum displacement and minimum displacement of a large thin-wall surface composite parts after forming are 11.121mm and 0.171mm, respectively, which occur at the corner points of the short side and the corner points near the short side of the symmetry axis. The residual stress of the parts is larger on the two sides and the short side of the larger deformation, which is about 7MPa different from the long side of the smaller deformation. The simulation results are in good agreement with the experimental results, and the average curing deformation error is 8.6%. The maximum curing deformation of the part was reduced by 70.8% when the compensated mold was used for curing deformation simulation again.

**Key words** Composite, Constitutive model, Process-induced deformation, Numerical simulation

收稿日期:2021-04-08

基金项目:国防基础科研计划项目(JCKY2019283-WSZC006)

第一作者简介:张晨群,1997年出生,硕士研究生,主要从事复合材料成型工艺模拟的研究工作。E-mail:zcqun@nuaa.edu.cn

通信作者:鲍益东,1976年出生,副教授。E-mail:baoyd@nuaa.edu.cn

## 0 引言

碳纤维增强复合材料比强度高、比模量高、耐疲劳性能好,被广泛用于航空航天等制造领域。区别于传统航天零件回转体的结构特点,典型空天飞行器结构具有趋近于小型飞机的结构特征。采用碳纤维增强复合材料制造飞行器的蒙皮零件时,由于其尺寸大、曲率复杂,厚度薄,在热压罐成型时易产生固化变形,这不仅影响零件质量,也给装配带来挑战。因此,准确预测大型复合材料薄壁曲面零件成型后的固化变形,对于改进其成型工艺、提高成型质量具有重要意义。

目前,分析复合材料固化变形的的方法主要有解析法和数值法。相较于数值法,解析法求解效率高,但因简化本构关系、边界条件等因素导致求解精度低,且往往局限于某一构型的零件,普适性较差<sup>[1-6]</sup>。

近年来数值法在分析复合材料固化变形方面应用广泛。在建立预测零件残余应力和固化变形的数值模型时,关键要确定复合材料固化过程的力学本构方程。用于固化变形计算的力学模型主要包括线弹性模型<sup>[7-11]</sup>和黏弹性模型<sup>[12-18]</sup>。T. A. BOGETTI等<sup>[10]</sup>认为在某个固化度区间树脂的弹性模量与固化度是线性关系,并提出固化硬化瞬时线弹性(CHILE)本构模型。A. JOHNSTON等<sup>[11]</sup>引入玻璃化转变温度提出了地改进CHILE模型。线弹性模型能够简洁高效表征材料性能,但忽略了树脂基体的应力松弛效应,使用粘弹性模型能够进行更全面的研究。S. R. WHITE等<sup>[12]</sup>基于材料性能参数与固化度之间的关系推导了预测残余应力的黏弹性本构方程。M. A. ZOCHER等<sup>[13]</sup>采用广义Maxwell模型描述材料固化过程中的松弛刚度,并提出了一种适用于正交各向异性材料的黏弹性本构方程。

黏弹性模型能够准确分析复合材料的固化变形,但需要树脂及预浸料的大量材料参数,表征难度大。此外,针对大型薄壁曲面复合材料零件,其模型尺寸大、厚度薄,网格数量多,使用黏弹性模型进行数值分析时计算耗时,占用内存大。J. M. SVANBERG等<sup>[17-18]</sup>提出一种简化的黏弹性方程,即路径相关本构模型(Path-dependent)模型,该模型用材料状态相关的变量替代材料速率相关的参数,能大大节省计算时间、内存需求和材料表征成本。

本文针对某型航天复合材料零件的固化成型过程,基于Path-dependent本构模型建立固化变形仿真预测模型,通过试验验证仿真结果正确性,结合残余应力及固化变形的预测结果分析复合材料的固化变形机理,通过模具补偿法控制该复合材料零件的固化变形。

## 1 问题描述

典型复合材料结构件的固化形变控制及高精度成型技术是碳纤维增强复合材料工程应用必须解决的关键工艺问题。采用碳纤维增强复合材料制造大

型薄壁曲面复合材料零件时,急需明晰其固化变形机理,探明形变控制方法。再基于复合材料变形规律,发展结构件的高精度成型技术,满足大尺寸复合材料零件的成型需要。

本文的研究对象为某型航天复合材料零件,如图1所示,外形尺寸约为1 700 mm×2 000 mm×3.2 mm。零件尺寸较大、厚度较薄且曲面比较复杂为变曲率曲面,在热压罐中固化成型,脱模后会发生回弹,因此有必要对其进行固化变形研究。该零件采用碳纤维增强环氧树脂编织型预浸料,为编织材料,单层厚度0.2 mm,总铺层数为16层。该零件为对称结构,结构铺层顺序为[0/45/90/-45]<sub>2s</sub>。

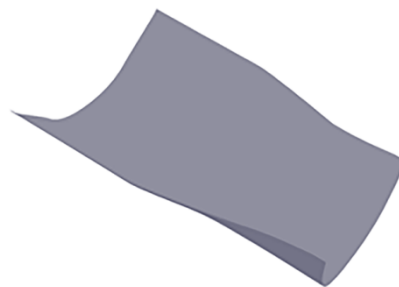


图1 某型航天复合材料零件

Fig. 1 An aerospace composite material part

## 2 数值模拟及试验

### 2.1 Path-dependent本构方程

热固性复合材料在成型过程中发生固化反应,树脂的固化度随温度和时间不断增加,其相态依次经过粘流态、橡胶态和玻璃态3个阶段<sup>[19]</sup>,机械性能也随之发生巨大变化。Path-dependent模型中树脂和复合材料在橡胶态和玻璃态的材料性能如模量、线胀系数等均为常数,在温度达到玻璃态转变温度 $T_g$ 时材料性能发生阶跃变化。

树脂弹性模量在Path-dependent模型中的变化:

$$E_r = \begin{cases} E_r^\infty & T \geq T_g(\alpha) \\ E_r^0 & T < T_g(\alpha) \end{cases} \quad (1)$$

以3501树脂为例,其中 $E_r^\infty=4.63$  MPa,  $E_r^0=4\ 240$  MPa,橡胶态的弹性模量比玻璃态低约100倍<sup>[20]</sup>。

Path-dependent本构方程<sup>[17]</sup>为:

$$\sigma_{ij} = \begin{cases} C_{ijkl}^\infty (\varepsilon_{kl} - \varepsilon_{kl}^E) & T \geq T_g(\alpha) \\ C_{ijkl}^0 (\varepsilon_{kl} - \varepsilon_{kl}^E) - (C_{ijkl}^\infty - C_{ijkl}^0) \times (\varepsilon_{kl} - \varepsilon_{kl}^E)_{t=t_{vis}} & T < T_g(\alpha) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $C_{ijkl}^\infty$ 和 $C_{ijkl}^0$ 分别是完全松弛时和未松弛时的四阶松弛模量张量, $\varepsilon_{kl}$ 是应变张量, $\varepsilon_{kl}^E$ 是膨胀应变张量, $t_{vis}$ 是在玻璃化点的时间。

对于大型薄壁曲面复合材料零件,其三维模型尺寸大、厚度薄。由于复合材料的铺层特性,在厚度方向上,需要根据其铺层数量设置厚向积分点,划分一定数量的网格。此外,考虑计算的收敛性,网格的长宽比不能太大。因此,其数值模型的厚向积分点

多,网格数量大。

在使用黏弹性模型进行数值分析时,材料表征难度大,计算耗时,占用内存大。使用 Path-dependent 本构方程,一方面,能够在考虑材料相变的同时,降低材料的表征成本;另一方面,其新的增量步中每个积分点只需更新9个历史状态变量,远远少于黏弹性本构方程所需,较其占用内存少,计算速度快。因此,本文选用该本构对大型薄壁曲面复合材料零件的固化变形进行数值计算。

## 2.2 大型薄壁曲面复合材料零件固化过程仿真

采用顺序耦合的方法,依次使用热-化学分析模块和热-力学分析模块对复合材料零件的固化成型

过程进行仿真。首先,结合树脂的固化反应动力学方程建立复合材料的热传导方程,对复合材料进行热传导-固化分析,得到每个增量步内的网格各节点的温度场和固化度场;然后,基于上一步中的温度场和固化度场的结果文件,考虑预浸料固化过程不同相态下的参数变化,使用 Path-dependent 模型表征材料的力学性能,对零件进行热-力学分析,预测复合材料零件在固化过程中产生的残余应力和残余应变;最后,去除模具对零件的约束,模拟脱模过程和应力松弛过程,对零件进行热-力学分析,得到最终的固化变形结果。仿真的流程如图2所示。

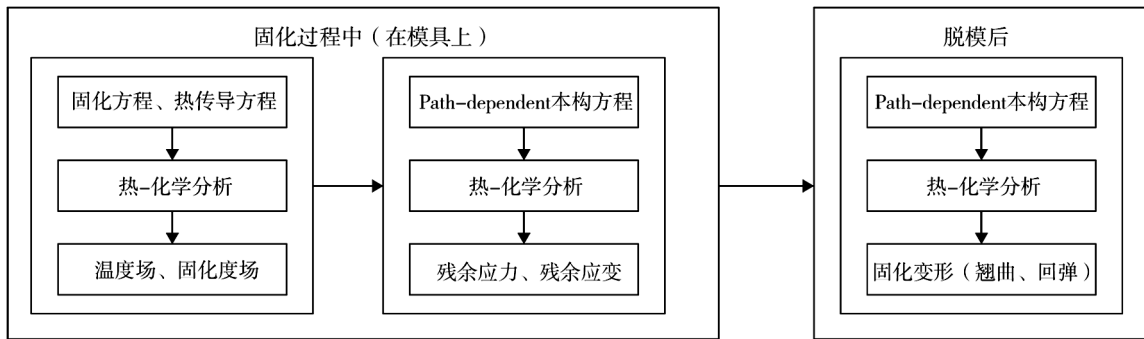


图2 固化变形数值计算流程图

Fig. 2 Flow chart of numerical calculation on curing deformation

网格划分对分析结果影响较大。某型零件的尺寸较大,但厚度较薄,预浸料厚度方向划分8层网格,考虑到计算代价,设置垂直于厚度方向网格尺寸为3 mm,将预浸料网格设置为六面体网格以保证计算收敛。由于模具尺寸大、形状复杂,将其网格划分为四面体网格,尺寸设置为6 mm。预浸料和模具分别有102 756和546 335个网格,如图3所示。

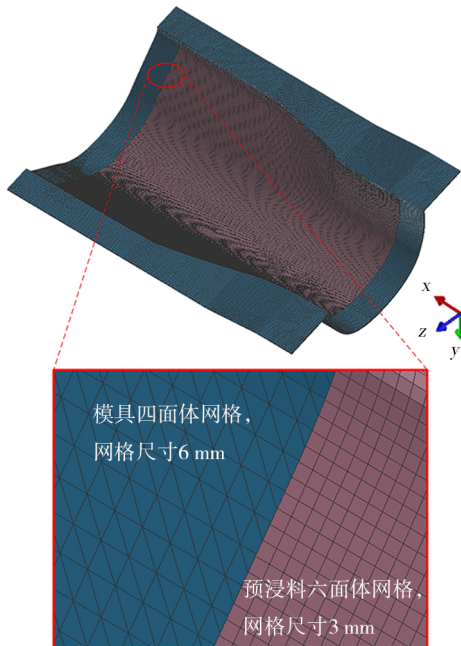


图3 零件及模具网格划分

Fig. 3 Mesh division of parts and dies

预浸料和模具热-化学相关的材料属性如表1和表2<sup>[21]</sup>所示,热-力学相关的材料属性如表3<sup>[21]</sup>所示,固化工艺曲线如图4所示。

表1 物理热性能参数

Tab. 1 Material physical properties

预浸料密度 /kg·m <sup>-3</sup>	基体密度 /kg·m <sup>-3</sup>	预浸料比热容 /J·(kg·K) <sup>-1</sup>	热导率/W·(m·K) <sup>-1</sup>	
			纵向	横向
1 580	1 300	946.36	4.65	0.45

表2 固化动力学参数

Tab. 2 Curing kinetic parameters

A/10 <sup>5</sup> s <sup>-1</sup>	E/kJ·mol <sup>-1</sup>	m	n	H <sub>i</sub> /J·g <sup>-1</sup>
1.7	63.4	0.9	2.1	483

表3 热-力学分析相关的预浸料材料参数

Tab. 3 Material properties for thermomechanical analysis

弹性模量 /MPa		剪切模量 /MPa		泊松比		线胀系数 /10 <sup>-6</sup> ·°C <sup>-1</sup>		化学收缩 系数	
E <sub>11</sub>	E <sub>22</sub>	G <sub>23</sub>	G <sub>13</sub>	v <sub>23</sub>	v <sub>12</sub>	ε <sub>11</sub> <sup>th</sup>	ε <sub>22</sub> <sup>th</sup>	ε <sub>11</sub> <sup>cu</sup>	ε <sub>22</sub> <sup>cu</sup>
13200	165	41.6	44.3	0.982	0.346	0	0	0	-0.048
13500	6500	3270	4900	0.45	0.3	0	32.6	0	0



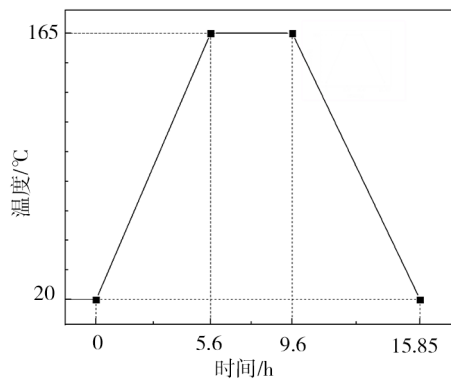


图4 固化工艺曲线  
Fig. 4 Curing curve

### 2.3 试验方法

采用热压罐工艺成型该零件,模具尺寸为3 000 mm×2 175 mm×950 mm,材料为Q235钢。通过热电偶监测整个固化周期的温度趋势,以避免温度不均,所有热电偶记录的温度趋势与预浸料数据表的热循环一致。温度控制以模具温度为准。试冷压后以升温速率为 $(25\pm 5)^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 开始升温,至 $(165\pm 5)^{\circ}\text{C}$ 保温4 h;以降温速率 $\leq 20^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 降温至 $60^{\circ}\text{C}$ 时停机,随炉降温,模温 $\leq 40^{\circ}\text{C}$ 时出罐。注意在升温过程中,罐内空气不得超过 $200^{\circ}\text{C}$ 。

## 3 结果与讨论

### 3.1 大型薄壁曲面复合材料零件固化变形分析

脱模冷却后,将零件中心用压力袋压在工装上后,测量1~7位置处零件与模具的距离,如图5所示,得出试验件固化后的回弹情况。数值分析方法与试验结果吻合良好,最大误差17.4%,平均误差8.6%,具体位置对比情况如图6所示。

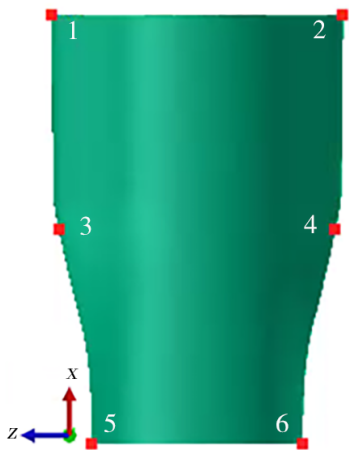


图5 测量点分布

Fig. 5 Distribution of measurement points

在3、4位置处预测误差较大,一方面,在试验过程中,预浸料层间由于强制预铺设产生的附加应力场导致成型过程中零件内部应力场不均匀,使零件产生了横向扭曲;另一方面,由于实际情况下热压罐

内对流换热存在局部涡流,导致实际温度场与预设温度场存在偏差,进一步影响预浸料的热力学性能,引起变形超差。此外,本文所采用的本构模型并未考虑温度对材料黏塑性性能的影响,所以在其他点也产生了偏差;这表明仍需对这方面进行深入的研究,进一步完善数值分析方法。

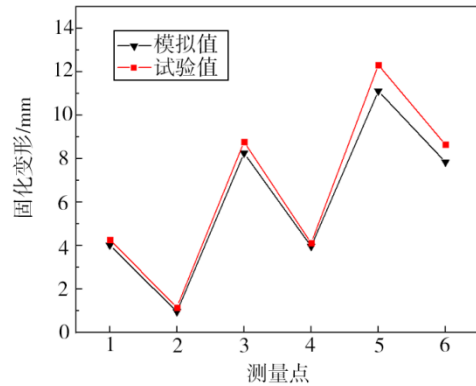


图6 仿真结果与试验结果的对比  
Fig. 6 Comparison of simulation results and test results

数值分析方法得到的脱模后位移云图如图7所示,固化变形后零件的回弹如图8所示。该零件的固化变形主要表现为回弹,趋势为向内收缩,固化变形量呈现从两端线到中心对称位置逐渐减小的变化规律,其中心对称位置固化变形量最小。此外,零件发生的最大位移为11.121 mm,发生在对称轴方向短边的边角点(节点N782003)。最小位移为0.171 mm,靠近对称轴方向短边的边角点(节点N1160207)。沿对称轴方向,回弹从长边向短边逐渐增加。

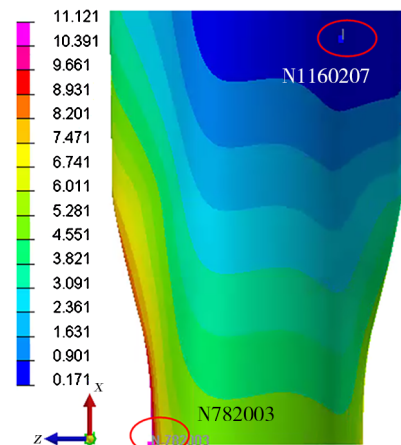


图7 脱模后位移云图

Fig. 7 Displacement cloud image after demoulding

残余应力是影响零件回弹的主要因素之一,零件成型后残余应力云图如图9所示。可以看到,在变形较大的两侧边和短边处残余应力较大,与变形较小的长边相差7 MPa左右。这是因为环氧树脂在热变形过程中分子链发生了断链和重排,而较大的变

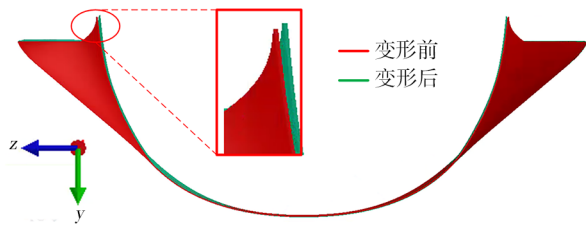


图8 成型后复合材料零件回弹

Fig. 8 Composite parts bounce back after forming

形会使分子链产生更严重的扭曲并进一步加剧分子链团间的物理交联,这些扭曲与交联加剧了成型过程预浸料内部残余应力的积累;另外,较大的变形会减小环氧树脂与碳纤维之间的接触面积,降低预浸料的局部浸润性,导致预浸料宏观浸润不均匀,导致残余应力集中。而残余应力直接影响着成型后零件的变形回弹,零件在脱模力等外力场以及残余应力等内力场的共同作用下发生如图8所示的回弹。并且可以看出,残余应力是主导复合材料零件成型后回弹的因素之一。这也再次证明了本文数值仿真方法的正确性。

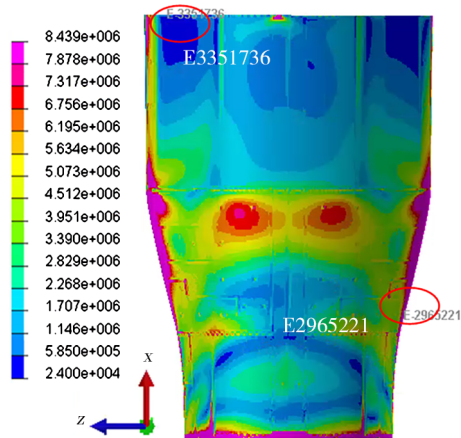


图9 成型后残余应力云图

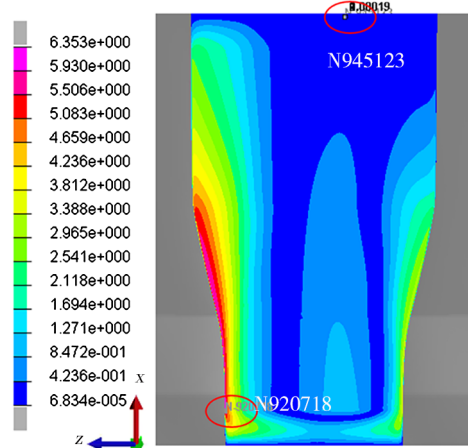
Fig. 9 Cloud image of residual stress after molding

### 3.2 回弹补偿控制固化变形

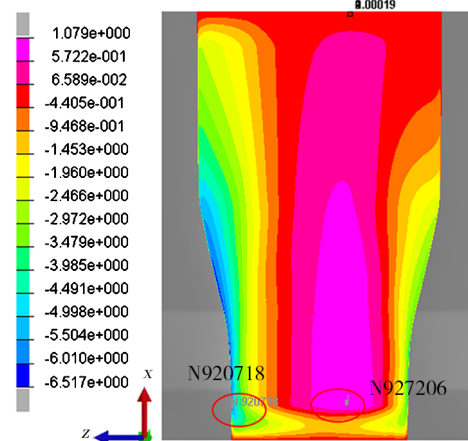
模具补偿法是目前工程中常用的一种固化变形控制方法<sup>[22]</sup>,其大体思想是结合零件的固化变形结果,反向补偿模具型面,以满足工程要求。相比于典型小尺寸的复合材料结构件,当复合材料结构件尺寸较大时,其固化变形主要形式表现为非线性固化变形,高效控制该变形主要通过成型模具优化设计进行控制。

本节结合2.2节计算的固化变形结果,利用反向补偿法对初始模具上表面进行补偿。补偿后模具型面与初始模具型面的距离云图见图10,其中图10(a)的距离均定义为正;图10(b)中距离方向的定义为向内收缩方向为正,向外扩张方向为负。由于存在补偿因子,模具的补偿值往往小于固化变形值。

使用补偿后的模具重新进行该零件的固化成型仿真,最大固化变形量为3.252 mm,相比补偿前,最大固化变形降低了70.8%。由此可见,模具补偿法能够有效地控制固化变形。



(a) 补偿前模具型面距离云图



(b) 补偿后模具型面距离云图

图10 补偿前、后模具型面距离云图

Fig. 10 Distance cloud of mold surface before and after compensation

## 4 结论

本文针对某大型复合材料薄壁曲面零件,基于Path-dependent本构方程的数值模拟方法预测了其固化变形,并进行了试验验证。结果表明,仿真结果与试验结果吻合良好,平均误差为8.6%。结合脱模后的位移云图和成型后的残余应力云图,发现零件的最大位移为11.121 mm,最小位移为0.171 mm,分别发生在对称轴方向短边的边角点和靠近对称轴方向短边的边角点。零件在变形较大的两侧边和短边处残余应力较大,与变形较小的长边相差7 MPa左右。采用反向补偿法修正模具型面,使该零件的最大固化变形降低了70.8%。

### 参考文献

- [1] NELSON, RON H, DOUGLAS S C. Prediction of 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2022年 第6期

dimensional changes in composite laminates during cure [C]. International SAMPE Symposium and Exhibition (Proceedings), 1989, 34(2): 2397–2410.

[2] RADFORD D W. Separating sources of manufacturing distortion in laminated composites [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2000, 19(8): 621–641.

[3] WISNOM M R. Shear-lag analysis of the effect of thickness on spring-in of curved composites [J]. Journal of Composite Materials, 2007, 41(11): 1311–1324.

[4] ARAFATH A R A, VAZIRI R, POURSAITIP A. Closed-form solution for process-induced stresses and deformation of a composite part cured on a solid tool: Part II Curved geometries [J]. Composites Part A, 2009, 40 (10) : 1545–1557.

[5] ABOUHAMZEH M, SINKE J, JANSEN K M B, et al. Closed form expression for residual stresses and warpage during cure of composite laminates [J]. Composite Structures, 2015, 133: 902–910.

[6] 丁安心, 王继辉, 倪爱清, 等. 热固性树脂基复合材料固化变形解析预测研究进展[J]. 复合材料学报, 2018, 35 (06): 1361–1376.

DING Anxin, WANG Jihui, NI Aiqing, et al. Progress in analytical prediction of curing deformation of thermosetting resin matrix composites [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(06): 1361–1376.

[7] STANGO R J, WANG S S. Process-induced residual thermal stresses in advanced fiber-reinforced composite laminates [J]. Journal of Engineering for Industry, 1984, 106 (1): 48–54.

[8] SCHULZ W A, MYERS D G, SINGER T N, et al. Determination of residual stress and thermal history for IM7/977–2 composite laminates [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(13): 2014–2024.

[9] SHOKRIEH M M, AKBARI S, DANESHVAR A. A comparison between the slitting method and the classical lamination theory in determination of macro-residual stresses in laminated composites [J]. Composite Structures, 2013, 96: 708–715.

[10] BOGETTI T A, GILLESPIE J W. Process-induced stress and deformation in thick-section thermoset composite laminates [J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26 (5) : 626–660.

[11] JOHNSTON A. A plane strain model for process-induced deformation of laminated composite structures [J]. Journal of Composite Materials, 2001, 35(16): 1435–1469.

[12] WHITE S R, HAHN H T. Process modeling of composite materials: residual stress development during cure. I—model formulation. II—experimental validation [J]. Journal of

Composite Materials, 1992, 26(16): 2423–2453.

[13] ZOCHER M A, GROVES S E, ALLEN D H. A three-dimensional finite element formulation for thermoviscoelastic orthotropic media [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1997, 40(12): 2267–2288.

[14] 闵荣, 元振毅, 王永军, 等. 基于黏弹性本构模型的热固性树脂基复合材料固化变形数值仿真模型[J]. 复合材料学报, 2017, 34(10): 2254–2262.

MIN Rong, YUAN Zhenyi, WANG Yongjun, et al. Numerical simulation model of curing deformation of thermosetting resin matrix composites based on viscoelastic constitutive model [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(10): 2254–2262.

[15] 乔巍, 姚卫星, 黄杰. 考虑模具和黏弹性的复合材料固化变形数值模型[J]. 复合材料科学与工程, 2020(10): 67–74.

QIAO Wei, YAO Weixing, HUANG Jie. Numerical model of curing deformation of composites considering die and viscoelastic [J]. Composites Science and Engineering, 2020(10): 67–74.

[16] 陈忠丽. 纤维复合材料结构固化变形过程的有限元模拟及在线监测[D]. 济南: 山东大学, 2020.

CHEN Zhongli. Finite element simulation and on-line monitoring of curing deformation process of fiber composites [D]. Jinan: ShanDong University, 2020.

[17] SVANBERG J M, HOLMBERG J A. Prediction of shape distortions Part I. FE-implementation of a path dependent constitutive model [J]. Composites Part A, 2004, 35 (6) : 711–721.

[18] SVANBERG J M, HOLMBERG J A. Prediction of shape distortions. Part II. Experimental validation and analysis of boundary conditions [J]. Composites Part A, 2004, 35 (6) : 723–734.

[19] ÇINAR K, ÖZTÜRK U E, ERSOY N, et al. Modelling manufacturing deformations in corner sections made of composite materials [J]. Journal of Composite Materials, 2014, 48 (7) : 799–813.

[20] SHIMBO M, OCHI M, SHIGETA Y. Shrinkage and internal stress during curing of epoxide resins [J]. John Wiley & Sons, Ltd, 1981, 26(7): 2265–2277.

[21] BELLINI C, SORRENTINO L. Analysis of cure induced deformation of CFRP U-shaped laminates [J]. Composite Structures, 2018, 197: 1–9.

[22] 岳广全. 整体化复合材料壁板结构固化变形模拟及控制方法研究[D]. 哈尔滨. 哈尔滨工业大学, 2010.

YUE Guangquan. Research on simulation and control method of curing deformation of integral composite panel structure [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.