

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20170412.005

非热压罐工艺模具对复合材料加筋壁板 固化变形影响的有限元分析

刘林鑫¹, 丛晶洁², 刘凯¹, 蒙邦克³, 张博明^{*1}

(1. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191; 2. 中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心,
北京 102211; 3. 北京博简复才技术咨询有限公司 技术开发部, 北京 102299)

摘要: 通过真空袋成型工艺, 利用 CYCOM 5320-1 材料体系制备了碳纤维/树脂基复合材料 T 型加筋壁板, 并应用激光跟踪仪测量了其固化变形量。针对考虑模具影响和不考虑模具影响两种情况, 利用有限元方法模拟了该加筋壁板固化过程。结果表明: 数值模拟固化变形趋势和实验结果趋势相同, 在宽度方向上吻合较好。考虑模具因素比未考虑模具因素的模拟结果更接近真实变形值, 这是由于复合材料在达到树脂凝胶点之前, 模具受热挤压模腔, 导致构件产生永久性变形造成的。

关键词: 复合材料; 加筋壁板; 固化变形; 模具; 有限元分析

中图分类号: TB332 文献标志码: A 文章编号: 1000-3851(2018)02-0347-09

FEM analysis of the mold influence on curing deformation of stiffened composite panel in the out-of-autoclave process

LIU Linxin¹, CONG Jingjie², LIU Kai¹, MENG Bangke³, ZHANG Boming^{*1}

(1. School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; 2. Beijing
Aeronautical Science & Technology Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Co., Ltd.,
Beijing 102211, China; 3. Technical Research Department, Beijing Bjcomposites Co. Ltd., Beijing 102299, China)

Abstract: By using vacuum bag molding process, T-shaped stiffened carbon fiber reinforced resin composite panel was prepared with CYCOM 5320-1 prepreg. Then the curing deformation was measured by laser tracer. The simulation of curing process of the panel with and without mold considered was launched by finite element method. The results of the simulation show that the simulation and test have the same deformation tendency, and the deformation fits well along the width direction. It is more close to the true values when considering the mold factor. It is because that before resin reaches gel point, the mold is heated and squeezes die cavity, which causes permanent deformation of the component.

Keywords: composite; stiffened panel; curing deformation; mold; finite element analysis

先进树脂基复合材料是适应航空、航天等高科
技领域的需要而发展起来的一种高性能复合材料,
由于其具有质量轻、强度高、加工成型方便、弹性
优良、耐化学腐蚀和耐候性好等特点^[1], 广泛应
用于航空、汽车及其他各个领域。2005 年, 世界碳纤
维的耗用量已达 2.0×10^7 kg。

复合材料结构在经历了高温固化成型及冷却过
程后, 其在室温下的自由形状与预期的理想形状之
间会产生一定程度上的不一致, 通常将这种不一致
的状态称为构件的固化变形。

在对复合材料固化过程的研究中, White 等^[2-3]深入研究了复合材料的成型工艺模型, 建立

收稿日期: 2017-01-19; 录用日期: 2017-03-16; 网络出版时间: 2017-04-12 18:17

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20170412.1817.010.html>

基金项目: 国防科研基础科研计划(A0520131001)

通讯作者: 张博明, 教授, 博士生导师, 研究方向为树脂基复合材料 E-mail: zbm@buaa.edu.cn

引用格式: 刘林鑫, 丛晶洁, 刘凯, 等. 非热压罐工艺模具对复合材料加筋壁板固化变形影响的有限元分析[J]. 复合材料学报, 2018, 35(2): 347-355.

LIU Linxin, CONG Jingjie, LIU Kai, et al. FEM analysis of the mold influence on curing deformation of stiffened composite panel in the out-of-autoclave process[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(2): 347-355 (in Chinese).

了将固化动力学模型与残余应力模型综合起来的 LamCure 模型。Yi 等^[4]用非线性有限元方法分析了热固性树脂基复合材料降温过程中的残余应力。郭照璞等^[5-6]采用非线性有限元模型研究了复合材料层合板在固化降温过程的残余应力及变形问题。对于复合材料固化过程的模拟最初是针对层板的一维模拟分析, Springer 等^[7-8]建立了单向 AS4/3501-6 石墨/环氧复合材料平直板制造工艺的一维模拟模型, 成功预测了温度、固化度、树脂流动、空隙尺寸和其它变化与压力历程和温度历程的关系。Bogetti 和 Giliespie^[9]研究了厚截面热固性树脂复合材料的二维固化模拟, 考虑了热传导与固化动力学的耦合。Park 和 Lee^[10]发展了厚截面复合材料结构的二维有限元模拟计算准则, 计算了包含芯轴在内的沿复合材料圆柱体厚度方向的温度场分布。Costa 和 Sousa^[11]采用有限元方法研究了热压罐工艺制造厚截面复合材料的 3-D 模型。Oh 和 Lee^[12]采用通用有限元软件对厚截面玻璃/环氧复合材料层板进行了三维固化模拟, 计算得到了构件内部的温度场以及树脂内的压力场分布。

对于模具对复合材料固化变形的影响, 岳广全等^[13-14]将其概括为三方面因素, 即模具材料、模具表面情况和模具的结构形式, 并研究了固化模具与复合材料构件热不匹配导致的沿厚度方向和面内的固化残余应力的发展。Fernlund 等^[15]研究了 C 型和 L 型构件的固化变形, 认为模具和复合材料之间的热不匹配导致的相互作用是导致构件固化变形的重要原因之一。Twigg 等^[16-18]通过实验研究与理论分析指出, 模具与复合材料构件在树脂处于黏弹性阶段时既不是完全的粘接在一起, 也不是纯粹的摩擦, 而是经历一个变化的过程。李君、姚学锋等^[19]建立了研究 T 型整体化结构理论分析模型, 计算结果表明, 在导致 T 型整体化结构固化变形的因素中, 模具与复合材料之间热不匹配导致的相互作用是仅次于复合材料固化收缩和热膨胀的影响因素。Satish 等^[20]在数值模拟的模型中建立剪切层来代替模具对复合材料的作用, 通过改变剪切层厚度和热膨胀系数使模拟结果接近真实的试验值。

以前对模具与复合材料构件相互作用的研究主要围绕复合材料构件到达树脂凝胶点之后模具与构件之间的剪切作用。本文通过研究碳纤维复合材料加筋壁板的非热压罐成型过程, 对树脂基体到达凝胶点之前模具与预浸料的正应力引起的构件固化变

形进行研究分析。

1 实验部分

制备的碳纤维/树脂基复合材料加筋壁板蒙皮为平面结构, 其尺寸为 1 300 mm×650 mm。在蒙皮上有 4 个 T 型梁, 其长度均为 1 200 mm。每个梁的椽条宽 50 mm, 腹板高 37.5 mm。4 个梁在蒙皮的宽度方向上呈中心对称分布, 外侧的腹板距离较近一侧的蒙皮边缘 75 mm, 内侧的腹板距离较近一侧的蒙皮边缘 240 mm。采用真空袋/固化炉成型工艺整体成型。加筋壁板结构模型如图 1 所示。

制备复合材料加筋壁板使用的材料为 CYCOM 5320-1 环氧树脂体系, 模具为钢质结构, 所有相关材料的基本性能见表 1。加筋壁板的铺层信息见表 2。

复合材料固化变形分析过程中, 固化温度历程是关键工艺参数, 加筋壁板固化温度制度如图 2 所示。复合材料加筋壁板的固化成型过程经历了 3 个温度平台, 分别为 60℃、120℃ 和 180℃, 在每个温度平台上维持 2 h。由 DSC 试验测得, 树脂基体在 177℃ 完全固化。按照树脂基体的凝胶点和玻璃化转变温度 T_g 将整个工艺过程分为三个阶段: 黏性

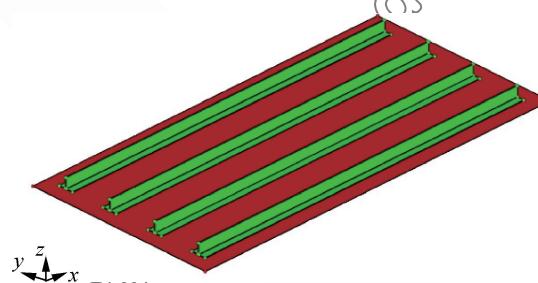


图 1 复合材料加筋壁板模型示意图
Fig. 1 Model sketch of stiffened composite panel

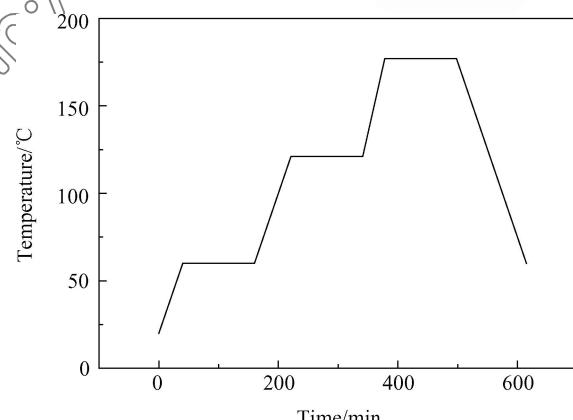


图 2 复合材料加筋壁板固化温度历程
Fig. 2 Curing temperature history for stiffened composite panel

表 1 复合材料加筋壁板结构相关材料性能参数

Table 1 Materials properties for stiffened composite panel

Material	Young modulus/MPa		Poisson's ratio	Coefficient of thermal expansion/ $10^{-6} K^{-1}$	
	0°	90°		0°	90°
Steel	210 000	—	0.300	12	—
Composites	156 000	9 700	0.344	-0.4	26.5

表 2 复合材料加筋壁板铺层

Table 2 Lay-up of stiffened composite panel

Stiffened panel	Lay-up	Number of plies
Skin	[45/-45/0/0/45/-45/0/45/-45/0/90/0]s	24
Flange intercalation	[45/-45/0/0]	4
Fillet web	[45/-45/0/0/0/90/0/0/45/-45/0/0/90/0]s	28

液体状态、黏弹性固体状态和弹性固体状态。当树脂处于黏性液体阶段时,由于树脂的流动,复合材料构件与模具之间的相互作用很小或没有相互作用;而在弹性固体阶段时,复合材料构件与模具之间有剪切应力存在,但其在脱模后由于弹性变形而回复到原状,因此构件并不会产生固化变形。在树脂基体的黏弹性阶段,模具与构件之间的相互作用产生剪应力,而该阶段树脂基体的剪切模量很低,应力传递较差,在紧贴模具表面的铺层内产生较大的应力,远大于原理模具表面的铺层,因而沿构件的厚度方向就形成了应力梯度,随着树脂基体状态的改变,复合材料构件固化成型,该应力梯度残留在构件内,直至固化完成脱模后,残余应力得到释

放而导致构件变形。

构件成型脱模后,通过使用 Leica AT960 激光跟踪仪确定其固化变形量,该激光跟踪仪的测量精度为 $10 \mu m$,工作基本原理是在目标点上安置一个反射器,跟踪头发出的激光射到反射器上,又返回到跟踪头,当目标移动时,跟踪头调整光束方向来对准目标。同时,返回光束被检测系统接收,用来测算目标的空间位置。其测量结果如图 3 所示。

本文通过动态 DSC(STA-449F3, 德国)实验得到不同升温速率条件下的热流曲线,以获得曲线拟合所需要的参数;树脂基体的固化收缩是导致复合材料成型过程中产生残余应力的重要因素之一,本文中采用热机械分析仪(DMA)(DMA-1, 瑞士)测

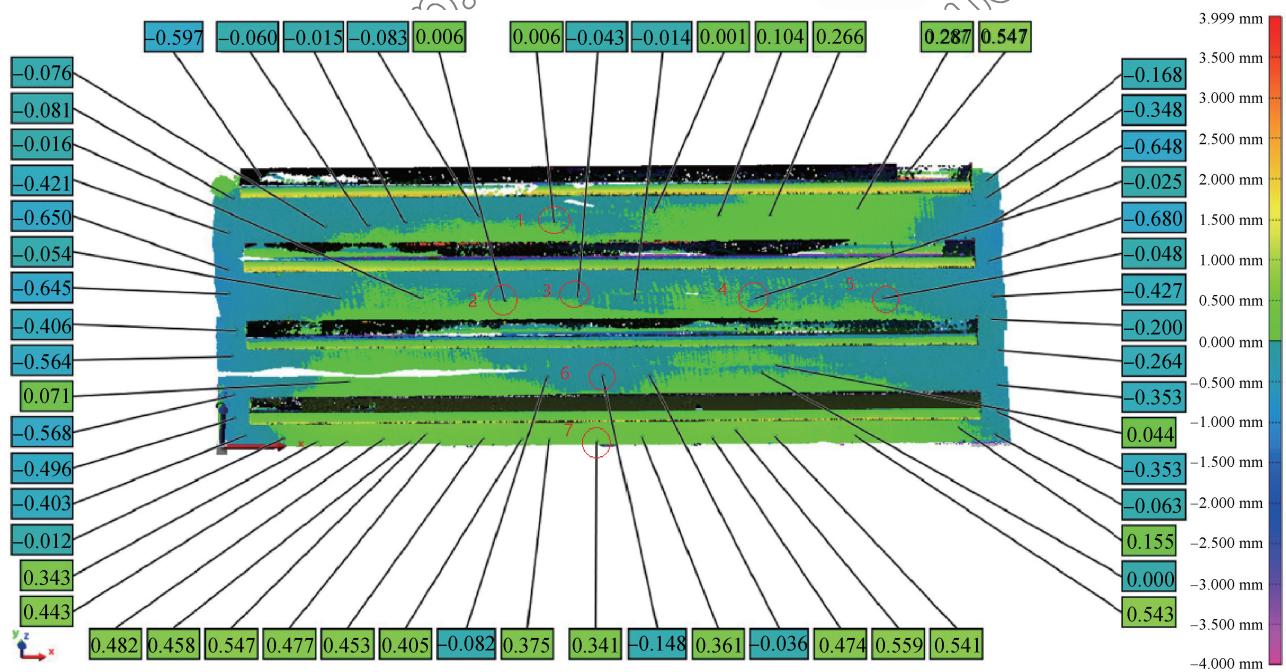


图 3 复合材料加筋壁板固化变形量

Fig. 3 Curing deformation for stiffened composite panel

定预浸料固化过程中垂直纤维方向的固化收缩率；预浸料的热膨胀系数为固化变形预测中的重要参数，本文采用热膨胀系数仪测定预浸料固化后的热膨胀系数值。由于预浸料材料的各向异性，分别测定了完全固化预浸料样品不同方向的线性热膨胀系数。

2 复合材料加筋壁板固化变形有限元模拟

为了研究模具对复合材料加筋壁板固化变形的影响，本文以上述实验为基础，利用有限元软件ABAQUS建立了包含模具的加筋壁板有限元模型和不包含模具的加筋壁板有限元模型，并对其固化过程进行了模拟分析。

2.1 固化工艺模型

2.1.1 固化动力学模型

树脂的固化反应是一个极其复杂的过程，大多数建立在一些经验模型的基础之上。从实验现象得出，预浸料中环氧树脂的固化度-温度曲线符合自催化模型的特点。因此，固化反应过程可用自催化反应动力学模型来描述：

$$\frac{d\alpha}{dt} = (k_1 - k_2 \alpha^m)(1 - \alpha^n) \quad (1)$$

式中： k 为反应速率常数； m 和 n 为反应级数。根据 Arrhenius 公式，式(1)可变形为

$$\frac{d\alpha}{dt} \exp\left(\frac{E}{RT}\right) = A \alpha^m (1 - \alpha)^n \quad (2)$$

式中： A 为指前因子； E 为固化反应活化能； R 为普适气体常数， $R=8.314 \text{ J/(mol}\cdot\text{K)}$ ； T 为固化过程的温度； α 为树脂反应的固化度。依据预浸料固化温度制度，选取 177°C 进行恒温反应动力学研究，并且通过式(2)采用多元函数拟合，最终可以得到树脂体系固化反应动力学方程：

$$\frac{d\alpha}{dt} = 0.7127 \exp\left(-\frac{7902.34}{RT}\right) \alpha^{0.1021} (1 - \alpha)^{0.6140} \quad (3)$$

2.1.2 固化收缩率

图 4 为 CYCOM 5320-1 预浸料固化收缩引起的厚度变化。在固化反应初期，样品厚度变化较快，这是由于样品中树脂基体开始发生聚合反应，其树脂流动性较好，凝胶点之前厚度的变化主要由样品中树脂的流动引起。另一方面，在树脂发生凝胶之前，由于黏度较低，固化收缩导致的残余应力将被树脂流动所抵消。因此，本文中仅考虑凝胶点之后预浸料垂直纤维方向的固化收缩率，认为只有在凝胶点之后产生的固化收缩才对固化变形有比较

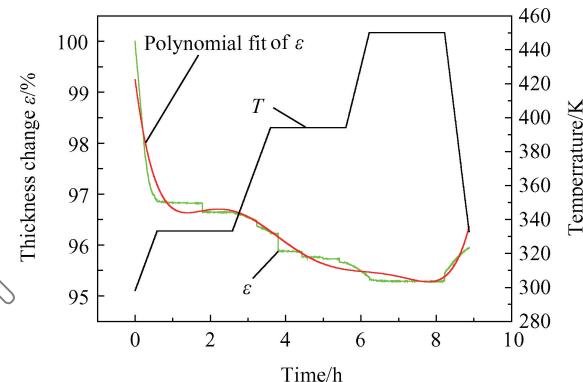


图 4 CYCOM 5320-1 预浸料固化收缩引起的厚度变化

Fig. 4 Though-thickness change of CYCOM 5320-1 prepreg induced by cure shrinkage

明显的影响。根据凝胶时与最终完全固化时的预浸料厚度，最终确定材料体系的固化收缩率为 0.4565%。在模拟中通过等效温差的方式来半经验地表征固化收缩，而不必考虑复杂的化学反应。等效温差的值由下式计算得到：

$$\Delta T^b = \epsilon^b \Delta T^r / \epsilon^r \quad (4)$$

其中： ϵ^b —固化收缩率； E^r —固化后降温阶段的收缩量； ΔT^r —降温阶段的温差。

2.1.3 热膨胀系数

图 5 为 CYCOM 5320-1 预浸料沿纤维方向和垂直纤维方向热膨胀系数随温度变化示意图。由于纤维的轴向热膨胀起主导作用，预浸料沿纤维方向线性热膨胀系数为负值，且变化规律较复杂。同时可知，预浸料垂直纤维方向的热膨胀系数随温度的升高而呈现明显的上升趋势。根据数据可以确定其热膨胀系数拟合函数为

$$\alpha_{11} = 2.476 \times 10^{-3} - 3.032 \times 10^{-5} T + 1.469 \times 10^{-7} T^4 - 1.955 \times 10^{-16} T^5 \quad (5)$$

$$\alpha_{33} = 2.150 \times 10^{-3} + 1.502 \times 10^{-5} T - 2.543 \times 10^{-8} T^2 - 1.858 \times 10^{-11} T^3 + 5.596 \times 10^{-14} T^4 \quad (6)$$

2.2 未考虑模具时的固化变形

在复合材料加筋壁板的固化成型过程中，影响其固化变形的因素较多，可大致分为三类：固化工艺、构件结构和模具因素，其中固化工艺中的升温速率、对流换热系数以及固化压力、构件结构中的铺层方向和铺层厚度、模具因素中的模具材料和模具形式等都会对复合材料的固化变形产生影响。

在本文的有限元模拟中，为方便计算，对加筋

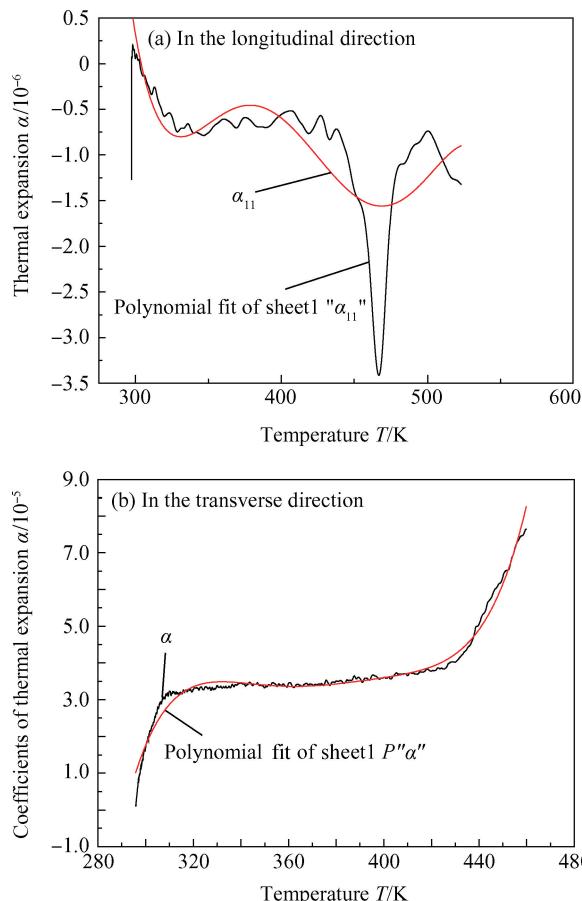


图 5 CYCOM 5320-1 预浸料热膨胀系数随温度变化示意图

Fig. 5 Change of coefficients of thermal expansion with temperature of CYCOM 5320-1 prepreg

壁板的固化成型过程中需考虑到的影响因素进行简化, 即仅考虑温度变化、加筋壁板和模具之间的热应力以及复合材料的固化收缩对固化变形的影响。对复合材料的固化变形模拟分为三个阶段: (1)从室温升到树脂基体凝胶点之前的升温阶段, 在此过程中复合材料无固化收缩, 与模具间没有热应力产生; (2)复合材料开始固化之后到固化完成的保温阶段, 此时树脂基体产生固化收缩, 复合材料构件与模具之间产生热应力; (3)从固化温度降到室温, 完成脱模过程。

基于上述实验, 建立复合材料加筋壁板的有限元模型, 该模型的形状尺寸与实际制备的加筋壁板

相同, 并采用 C3D8R 单元对其进行网格划分, 网格大小为 5 mm, 如图 6 所示。材料参数和铺层方式见表 1 和表 2。

该模型未考虑构件与模具的相互作用, 仅考虑复合材料加筋壁板本身固化收缩与热胀冷缩所引起的变形。图 7 为复合材料加筋壁板约束方法。对图中三个顶点进行约束: 左下角顶点固定, 左上角顶点限制 y 、 z 方向位移, 右下角顶点限制 z 方向位移。对整个模型施加温度载荷, 假设相同时间内整个构件温度相同, 不考虑热传导导致的构件内温度场梯度变化, 温度随固化温度历程变化。两条边界的变形模拟值与计算值的对比如图 8 所示。

截取如图 3 圆圈所示部位的变形量, 并将经过调整后的计算值与实验结果做对比, 对比结果见表 3。将测量部位按照从上到下, 从左到右的顺序依次编 1~7 号。可以看出, 在加筋壁板的中央部位, 计算和实验结果拟合较好, 在边缘拟合较差。

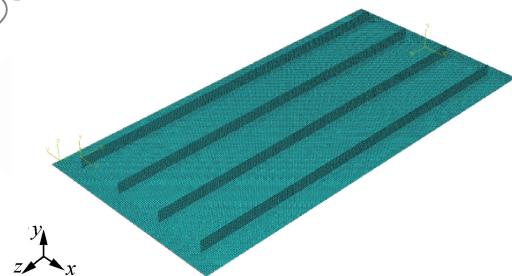


图 6 复合材料加筋壁板有限元模型

Fig. 6 Finite element model for stiffened composite panel

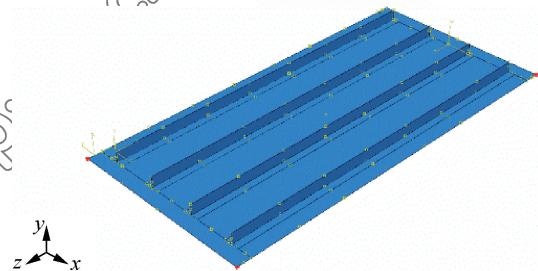


图 7 复合材料加筋壁板约束方法

Fig. 7 Constraint method of stiffened composite panel

表 3 未考虑模具的复合材料加筋壁板固化变形部分区域计算值与测量值对比

Table 3 Comparison of experiment and simulation values of curing deformation in some areas of stiffened composite panel without considering mold

Number	1	2	3	4	5	6	7
Experiment value/mm	0.006	0.006	-0.043	-0.025	-0.048	-0.148	0.341
Calculated value/mm	0.0266	-0.0248	-0.043	-0.022	0.0627	0.068	0.336

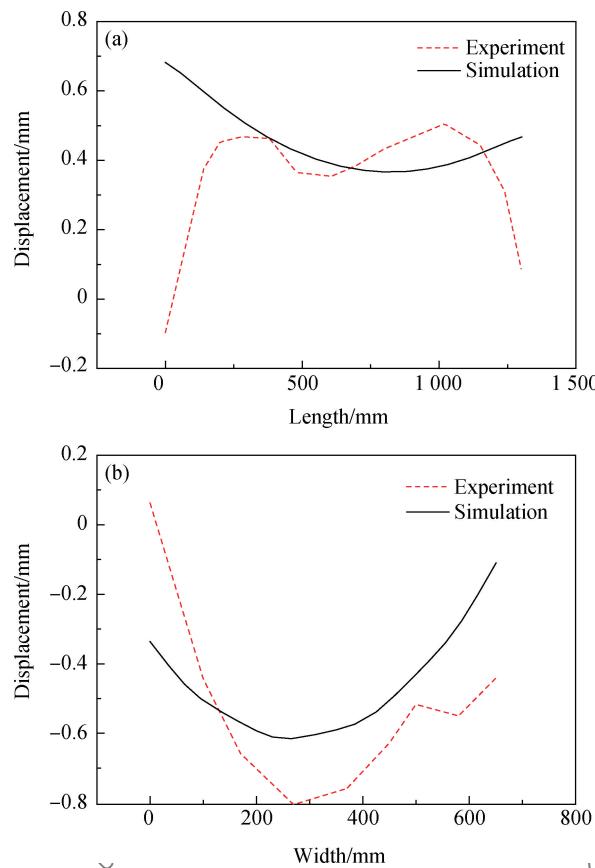


图 8 未考虑模具的复合材料加筋壁板固化变形

计算值与模拟值对比

Fig. 8 Comparison of experiment and simulation values of curing deformation of stiffened composite panel without considering mold

由结果可以看出，在宽度方向上，实验值和模拟值变形的趋势相同，在数值上存在较大的差异；在长度方向上，实验值存在较为明显的马鞍形变形，而模拟值则为较简单的下凹曲线。总体来看，模拟结果与实验结果之间的差距较大。

2.3 考虑模具时的固化变形

基于上述实验，建立带模具的有限元模型，其模具为钢材料。其中上模具的尺寸与壁板蒙皮尺寸相同，模具上有 4 个 $1200 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ 的方形缺口，以便 T 型梁在整体成型时能穿过上模具。下模具与加工平台结为整体，其长和宽分别为 1500 mm 和 850 mm 。两个模具的网格划分采用的是 C3D8R 单元。

考虑模具因素的模拟计算过程与未考虑模具的计算过程相似，均由三个阶段组成。此外，在成型过程中，除了构件本身的固化收缩与热胀冷缩以外，根据实际成型条件，在成型过程中对模型施加

了 $1.01 \times 10^5 \text{ Pa}$ 的外压，并考虑了上模具因自身重力所产生的额外附加压力。

考虑模具因素的整体模型如图 9 所示。根据实际成型工艺，施加边界条件如下：下模具的四个顶角位置的螺孔通过螺钉固定，如图 10(a)所示，在模拟中将螺孔固定以限制其刚体位移，同时下模具的其余部分仅限制其 Z 方向的自由度；上模具通过图 10(b)所示的螺孔进行固定，限制刚体位移。模具与加筋壁板之间为接触约束，假定模具与构件之间无摩擦。对构件以及模具整体施加温度载荷，温度载荷的加载方式与未考虑模具时相同。

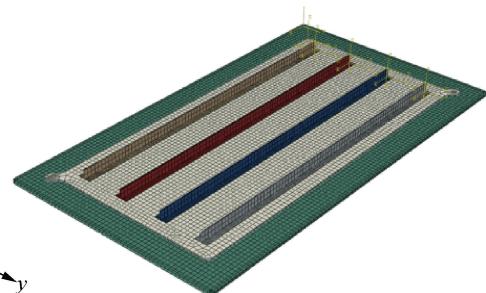
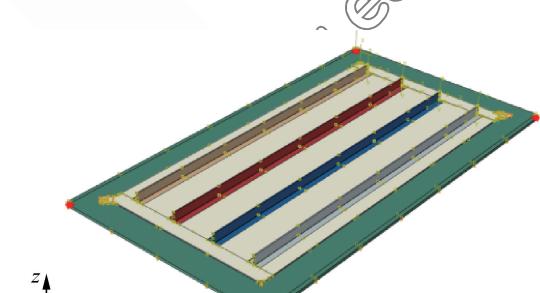
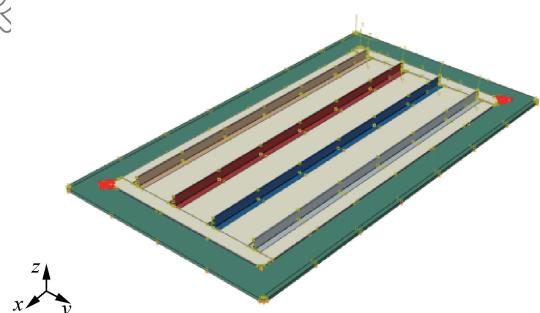


图 9 考虑模具的复合材料加筋板整体有限元模型

Fig. 9 Finite element model for stiffened composite panel considering mold



(a) Constraint of lower mold



(b) Constraint of upper mold

图 10 复合材料加筋板上下模具约束

Fig. 10 Constraint of upper and lower mold of stiffened composite panel

在整个成型周期中, 加筋壁板的固化工艺模型与未考虑模具时相同, 上下模具只受到温度载荷的影响产生热胀冷缩效应, 在升温到达树脂基体的凝胶点前, 处于黏性状态的树脂基体受到模具挤压产生塑性变形。在温度到达凝胶点之后, 树脂固化, 加筋壁板蒙皮处于曲面结构的状态, 从而影响加筋壁板固化变形的最终变形程度。

两条边界的变形模拟值与计算值的对比如图 11 所示。截取如图 3 圆圈所示部位的变形量, 并将经过调整后的计算值与实验结果做对比, 对比结果见表 4。

考虑模具的加筋壁板中间区域的计算结果与测

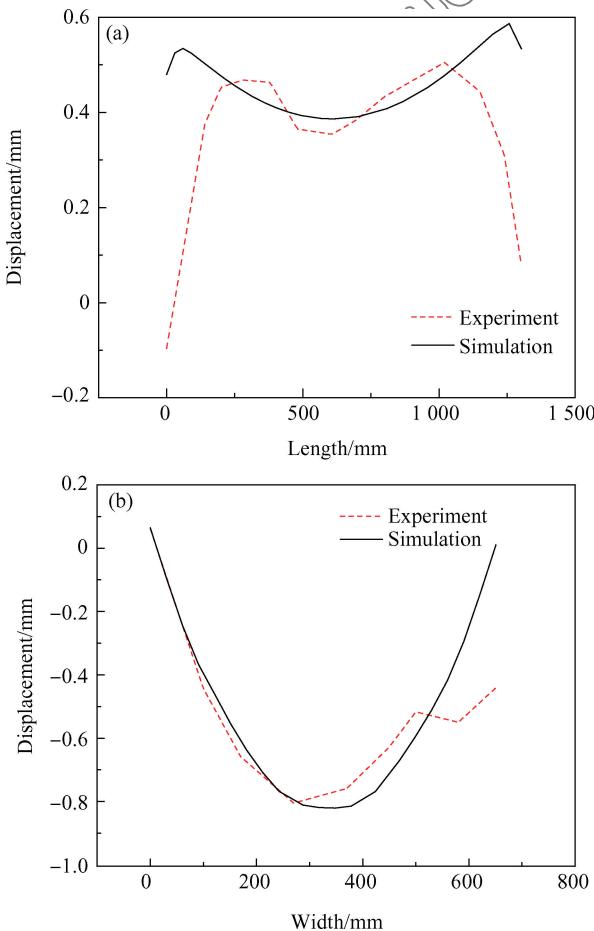


图 11 考虑模具的复合材料加筋板固化变形计算值与模拟值对比

Fig. 11 Comparison of experiment and simulation values of curing deformation of stiffened composite panel considering mold

量值的偏差与未考虑模具相比更小, 然而在边缘区域偏差仍然较大, 这是由于在模拟计算过程中未考虑热传导效应产生的模具与壁板间的温度梯度变化。

由结果来看, 在宽度方向上实验值和模拟值较接近; 在长度方向上二者在中间区域的结果较接近, 在边缘部分差异较大, 但两者的变形曲线皆为马鞍形曲线, 变形趋势相同。

2.4 结果分析

考虑模具的影响与否对加筋壁板固化变形产生较大影响。对于未考虑模具的情况, 从图 8 可以看出, 宽度方向上, 模拟值与实验值之间呈现出相同的中间向下凹的趋势; 在长度方向上, 实验呈现出马鞍形的结构, 而模拟仍然是中间向下凹的简单曲线, 两者误差较大。而在考虑模具时, 在宽度方向上, 模拟变形量的趋势与未考虑模具的情况相比并没有变; 而在长度方向上, 不同于不考虑模具的模拟结果, 考虑模具的模拟曲线也表现为马鞍形结构, 与实验结果更贴近。

两种情况下的模拟结果的差异, 是由模具与构件之间的相互作用引起的。在不考虑模具对构件固化过程的影响时, 复合材料加筋壁板的变形开始于树脂基体的凝胶点, 树脂开始产生固化收缩效应, 即在温度达到凝胶点之前, 加筋壁板的蒙皮并未产生变形, 维持着平板的状态, 在考虑模具与构件的相互作用之后, 由于模具的热胀冷缩效应, 在加热到树脂凝胶点之前, 模具受热膨胀挤压模腔, 而此时模腔内的树脂由于尚未固化处于黏性状态, 在模具的挤压下产生不可逆变形, 在到达树脂的凝胶点之后, 加筋壁板的蒙皮外形并不是处于平板状态, 而是如图 12 所示的一种曲面变形结构。在这两种情况下复合材料加筋壁板开始固化时初始外形的不同, 导致了固化完成后的构件外形也不一样, 而考虑了模具影响的模拟结果, 与未考虑模具作用的结果相比, 更贴近实验值。

无论是未考虑模具因素, 还是考虑了模具因素, 其模拟结果与测试值之间均存在较大差异, 模

表 4 考虑模具的加筋壁板部分区域计算值与测量值对比

Table 4 Comparison of experiment and simulation values of curing deformation in some areas of stiffened composite panel considering mold

Number	1	2	3	4	5	6	7
Experiment value/mm	0.006	0.006	-0.043	-0.025	-0.048	-0.148	0.341
Calculated value/mm	0.0126	-0.003	-0.043	-0.016	0.033	0.0181	0.379

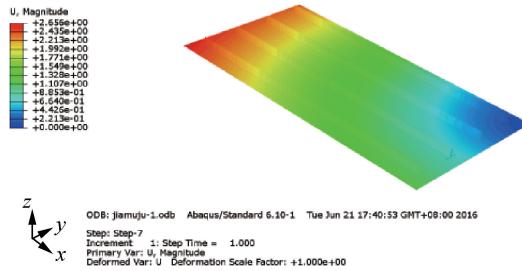


图 12 考虑模具的在凝胶点时复合材料加筋壁板变形云图

Fig. 12 Deformation nephogram for stiffened panel at gel point considering mold

拟结果与测试值上的差异，主要是由于在非热压罐预浸料成型工艺中，预浸料在烘箱内固化，而不是在热压罐中固化，与热压罐相比，烘箱内构件温度分布更不均匀，存在较大的温度梯度变化。而在数值模拟中，认为在壁板成型过程中，同一时间内的构件内温度相同，而并没有考虑到热传导过程导致的温度梯度变化；同时还有一部分原因是在对加筋壁板进行测量的过程中由于测量方式而产生的测量误差。

3 结论

(1) 通过非热压罐成型工艺，制备了碳纤维树脂基复合材料 T 型加筋壁板，并测量了其固化变形。

(2) 利用有限元软件 ABAQUS 对加筋壁板的成型过程进行模拟，探讨了模具对复合材料加筋壁板成型的影响。通过研究是否考虑模具的有限元模拟结果，发现由于在非热压罐成型过程中，模具与构件之间的热不匹配产生热应力，使真空袋内的模具与构件直接相互作用，因此导致在树脂开始固化之前整个加筋壁板就开始产生变形。对比分析两种情况下的有限元模拟结果，发现在考虑了模具与构件之间相互作用的应力之后，得到的模拟结果更贴近真实情况，这对于增加复合材料固化变形预测的准确度方面具有重要的意义。

参考文献：

- [1] MORGAN R J, SHIN E E, LINCOLN J, et al. Overview of polymer matrix composites performance and materials development for aerospace applications [J]. SAMPE Journal, 2001, 37(2): 102-107.
- [2] WHITE S R, HAHN H T. Process modeling of composite materials: Residual stress development during cure. Part I—Model formulation[J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26(16): 2402-2422.

- [3] WHITE S R, HAHN H T. Process modeling of composite materials: Residual stress development during cure. Part II—Experimental validation[J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26(16): 2423-2453.
- [4] YI S, CHIAN K S, HILTON H H. Nonlinear viscoelastic finite element analyses of thermosetting polymeric composites during cool-down after curing[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(1): 3-17.
- [5] 郭兆璞, 陈浩然, 段滋华. 复合材料层合板黏弹性固化残余应力分析[J]. 计算结构力学及其应用, 1996, 13(4): 401-407.
GUO Zhaopu, CHEN Haoran, DUAN Zihua. Analysis of viscoelastic curing residual stress of composite laminate[J]. Computational Structural Mechanics and Applications, 1996, 13(4): 401-407 (in Chinese).
- [6] 郭兆璞, 陈浩然, 息志臣. 复合材料层合板的固化残余应力和变形分析[J]. 复合材料学报, 1996, 13(1): 105-110.
GUO Zhaopu, CHEN Haoran, XI Zhichen. Curing residual stress and deformation analysis for composite laminate[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 1996, 13(1): 105-110 (in Chinese).
- [7] LOOS A C, SPRINGER G S. Curing of epoxy matrix composites[J]. Journal of Composite Materials, 1983, 17(2): 135-169.
- [8] CIRISCIOLI P R, SPRINGER G S. Smart autoclave cure of composites [M]. USA: Technomic Publishing Company Inc., 1990: 13.
- [9] BOGETTI T V, GIDLESPIE J W J. Process-induced stress and deformation in thick-section thermoset composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26(5): 626-660.
- [10] PARK H C, LEE S W. Cure simulation of thick composite structures using the finite element method[J]. Journal of Composite Materials, 2001, 35(3): 188-200.
- [11] COSTA V A F, SOUSA A C M. Modeling of flow and thermo-kinetics during the cure of thick laminated composites[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2003, 42(1): 15-22.
- [12] OH J H, LEE D G. Cure cycle for thick glass/epoxy composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(1): 19-45.
- [13] 岳广全, 张嘉振, 张博明. 模具对复合材料构件固化变形的影响分析[J]. 复合材料学报, 2013, 30(4): 206-210.
YUE Guangquan, ZHANG Jiazen, ZHANG Boming. Influence of mold on cure-induced deformation of composites struc-

- ture[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2013, 30(4): 206-210 (in Chinese).
- [14] 岳广全, 张博明, 杜善义, 等. 模具对热固性树脂基复合材料固化变形的影响[J]. 玻璃钢/复合材料, 2010(5): 62-65.
YUE Guangquan, ZHANG Boming, DU Shanyi, et al. Influence of mold on cure-induced deformation of thermosetting resin composite[J]. Glass Fiber Reinforced Plastics/Composite, 2010(5): 62-65 (in Chinese).
- [15] FERNLUND G, RAHMAN N, COURDJI R, et al. Experimental and numerical study of the effect of cure cycle, tool surface, aspect ratio, and the lay-up on the dimensional stability of autoclave-processed composite parts[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2002, 33(3): 341-351.
- [16] TWIGG G, POURSARTIP A, FERNLUND G. An experimental method for quantifying tool-part shear interaction during composites processing[J]. *Composites Science & Technology*, 2003, 63(13): 1985-2002.
- [17] TWIGG G, POURSARTIP A, FERNLUND G. Tool-part interaction in composites processing Part I: Experimental investigation and analytical model[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2004, 35(1): 121-133.
- [18] TWIGG G, POURSARTIP A, FERNLUND G. Tool-part interaction in composites processing Part II: Numerical modeling[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2004, 35(1): 135-141.
- [19] 李君, 姚学锋, 刘应华, 等. 复合材料T型整体化结构固化翘曲变形模拟[J]. 复合材料学报, 2009, 26(1): 156-161.
LI Jun, YAO Xuefeng, LIU Yinghua, et al. Simulation on curing warpage deformation of composite T-shaped integrated structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2009, 26(1): 156-161 (in Chinese).
- [20] BAPANAPALLI S K, SMITH L V. A linear finite element model to predict processing-induced distortion in FRP laminates[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2005, 36(12): 1666-1674.