

# 模具形式对 V 型结构复合材料固化变形的影响

祝君军<sup>1</sup> 文琼华<sup>1</sup> 罗辑<sup>1</sup> 李博<sup>1</sup> 王乾<sup>2</sup>

(1 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610092)

(2 北京航空航天大学航空科学与工程学院,北京 100191)

**文 摘** 复合材料在热压罐成型过程中由于发生不可避免的物理化学变化,将会发生固化回弹变形导致尺寸偏差。V 型结构普遍用于飞机外表面,研究模具形式对 V 型结构复合材料固化变形的影响,可有效保证复合材料成型精度,减少装配难度。本文通过建立有限元分析模型以及设计典型结构试验件相结合的方式,分析模具形式对 V 型结构复合材料固化变形的影响。结果表明:变形预测与试验结果误差在 5% 内,V 型复合材料阳模成型比阴模成型的变形要大 10% ~ 15%,其变形回弹量趋势与拐角角度、制件厚度成反比,阳模成型时其回弹与拐角半径成正比。

**关键词** 复合材料,V 型结构,模具形式,固化变形

中图分类号:TB330.1

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2018.05.009

## Effect of Mold Forming Method on Curing Deformation of V-Shaped Composites

ZHU Junjun<sup>1</sup> WEN Qionghua<sup>1</sup> LUO Ji<sup>1</sup> LI Bo<sup>1</sup> WANG Qian<sup>2</sup>

(1 AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co. Ltd, Chengdu 610092)

(2 School of Aerospace Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191)

**Abstract** Composites will have curing spring back deformation resulting in dimensional changes due to unavoidable physical and chemical mechanisms which take place during the autoclave curing process. V-shaped composites are widely used in the outer surface of the aircraft, therefore it is essential to study the deformation mechanisms of the curing process for improving composites molding precision and effectively reducing the difficulty of assembly. This paper establishes the finite element analysis model and design the typical structure sample in order to analyse the influence of mold forming method on the curing deformation of V-shaped composites. The results show that the deformation between the prediction and the sample is in the range of 5%, and the deformation of the male mold forming is 10% ~ 15% larger than that of the female mold forming. The deformation springback is inversely proportional to the corner angle and the thickness of the workpiece, when the male mold forming and its spring back angle is proportional to the radius of the corner.

**Key words** Composites, V-shape composites structure, Mold forming, Spring back deformation

### 0 引言

复合材料以其高比强度和比刚度,优良的耐腐蚀,抗疲劳,可设计性强,可大面积整体成型等特性在航空航天等领域得到广泛的应用<sup>[1-3]</sup>,复合材料的用量和应用部位已经成为衡量飞行器先进性的重要标志。近年来,复合材料在军民飞行器上的用量正大幅提高。

热固性复合材料结构件在一定温度和压力条件

下,在热压罐内固化成型的过程是一个复杂的热、化学和力学性能变化的过程。在固化过程中因纤维和树脂、模具与构件的线胀系数不匹配以及固化放热导致的温度场不均匀等因素导致残余应力与固化变形的产生,从而导致构件装配工作量增大、难度增加以及装配阶差等问题<sup>[4-7]</sup>。

模具对构件的变形的影响又分为模具材料、模具形式、表面状态、温度均匀性等,其中模具材料主要分

为 Invar 钢、普通钢等,模具形式主要分为阴模成型和阳模成型,表面状态分为贴脱模布和刷涂脱模剂,温度均匀性主要由工装结构决定<sup>[8-10]</sup>。在同等模具材料、表面状态、温度均匀性下影响构件变形的主要因素为模具形式。

新一代飞机重点突出隐身特性,而 V 型结构普遍用于飞机外表面,因此为满足现有骨架定位装配方式以及阶差控制的需求,深入开展模具形式对复合材料 V 型结构固化变形的影响,对满足飞机复合材料 V 型结构的高精度尺寸要求,高质量的保证我国先进战斗机研制具有重要意义。本文主要研究了复合材料 V 型结构的有限元分析模型,并通过有限元计算和试验验证相结合的方式分析了模具形式对 V 型机构变形的影响。

### 1 复合材料固化机理分析

复合材料固化过程发生树脂基体交联反应、树脂固化收缩、树脂在固化压力下的流动和纤维网络的变形等一系列复杂的物理化学变化,这些现象之间的相互影响和耦合是数值模拟复合材料固化过程的难点所在。本文采用整体-子结构模型(Integrated-Sub Model)处理各种物理化学现象之间的复杂关系,该模型将固化过程按照所发生的物理化学变化分成几个相对简单、独立的子模块,耦合关系较强的现象放在同一模块中考虑,影响关系较弱的则放在不同的各模块中,各模块的影响关系通过他们之间的数据交换来体现,这样各模块内任务明确,便于分析和计算。

按照整体-子结构思想,本文将固化过程分为热-化学、流动-压实以及残余应力-变形三个子模块分别研究材料内的热传导和固化动力学、树脂在罐压下的流动和分布以及结构残余应力和脱模后的固化变形,分别建立各模块的三维有限元控制方程;以树脂在固化过程中的凝胶点和玻璃化转化点为判断依据确定各模块及其子程序的调用关系;最后建立复合材料固化全过程的三维有限元模型。

固化过程各模块描述的物理化学现象可能是同时发生的,他们之间存在着一定的相互影响关系,这种影响关系通过各模块之间的数据交换来体现。图 1 为各模块之间的数据交换关系示意图,其中方框内点划线上方为本模块的名称以及所描述的物理化学现象,点划线下方为本模块的输出变量;指向方框的箭头为本模块的输入变量,实线表示对在当前时间步内就可以计及的上一模块对本模块的影响,虚线则表示在下一个时间步考虑上一模块对本模块的影响。各模块输入变量、输出变量以及与其他模块的关系见图 1。

热-化学模块的输入参数包括工艺参数(包括温度和压力)、几何形状、边界条件等必要条件,同时还

包含另外两个模块在上一个时间步求解所得的纤维体积含量分布以及结构的变形情况;输出变量为温度和固化度以及由二者确定的树脂黏性。热-化学模块的温度和固化度变化在当前时间步内就会对另外两个模块产生影响。

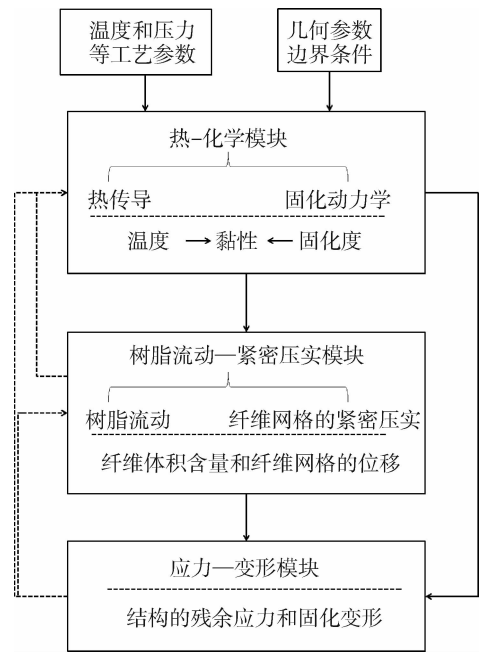


图 1 各模块之间的数据交换关系

Fig. 1 Data exchange relationship between modules

流动-压实模块的输入条件包含纤维网络的渗透率和弹性性能以及树脂黏性,同时还包含在上一个时间步求解所得结构的变形情况;输出变量为纤维体积含量和纤维网络的位移。流动-压实模块的求解结果对应力变形模块当前时间步的求解结果产生影响,对热-化学模块的影响则在下一时间步考虑。

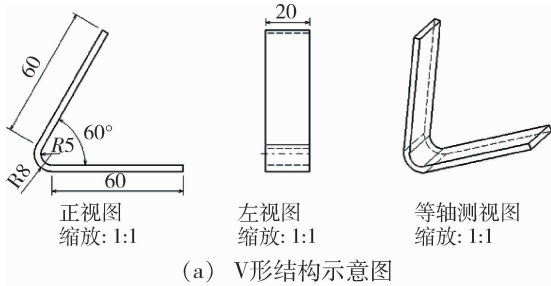
前面两个模块的输出变量温度、固化度、纤维体积含量均是应力-变形模块重要的输入参数,输出变量为结构的残余应力和固化变形。应力变形模块的求解结果对其他两个模块的影响在下一个时间步考虑。

### 2 V 型复合材料固化变形有限元分析

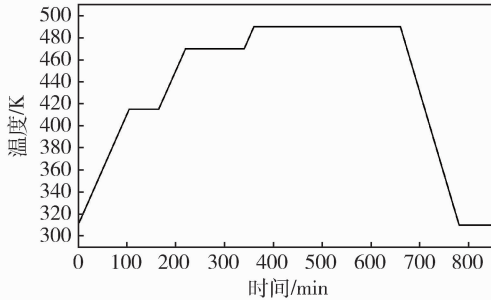
热-化学模型:如图 2(a)所示的 CATIA 模型,首先建立 V 型结构三维 CATIA 数模,输入如图 2(b)所示的固化工艺参数,建立热-化学模型,得到如图 2(c)所示的固化度、温度随时间变化曲线。

流动-压实模型:采用与热-化学模块同样的 V 型结构模型,计算结果如图 3 所示,V 型结构平直边的纤维体积含量比弯曲部分高,并且纤维体积含量基本无梯度。

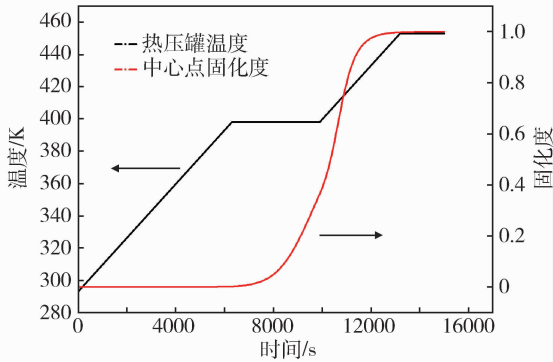
应力-应变模型:对拐角和直边的边界处进行模型的切割,方便分别对直边和拐角的材料属性进行定义。同时对厚度方向进行模型切割,方便进行复合材料每一层属性的定义,如图 4 所示。



(a) V形结构示意图



(b) V形结构固化工序参数



(c) V形结构固化度随时间变化历程

图2 V形结构参数示意图

Fig. 2 Parameter diagram of V-shaped structure

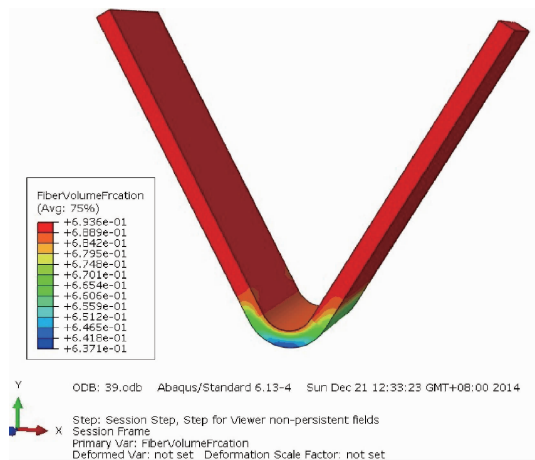


图3 V形结构孔隙比

Fig. 3 Void ratio of V-shaped structure

图5表示阴模成型复合材料V型结构的变形云图。可以看出,V型结构的最大变形为直边边界处,最大变形量为1.915 mm,通过对角度的测量可以得出,角度的最大回弹量为1.64°。

图6表示使用阳模模具后,复合材料V型结构

的变形云图。可以看出,V型结构的最大变形为2.00 mm,角度回弹量是1.764°。这说明对于V型结构,使用阴模模具有利于减小角度回弹。

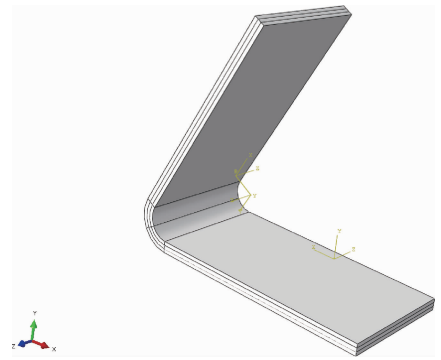


图4 V型结构的三维视图

Fig. 4 Three-dimensional view of V-shaped structure

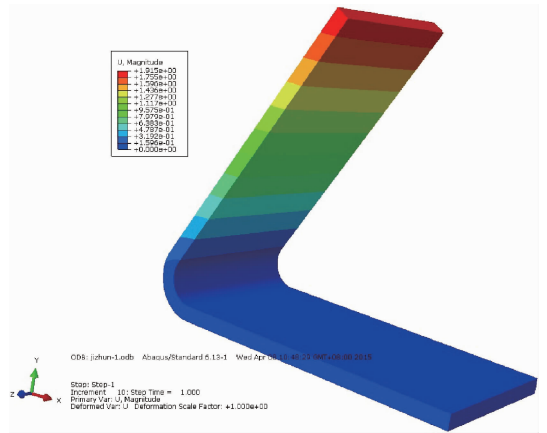


图5 阴模模具V型结构变形云图

Fig. 5 Deformation cloud of female molding of V-shaped structure

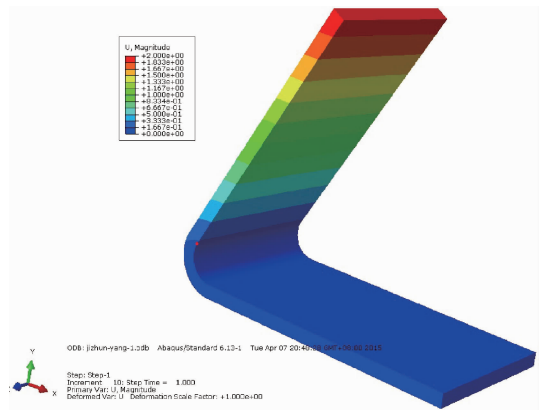


图6 阳模模具V型结构变形云图

Fig. 6 Deformation cloud of male molding of V-shaped structure

### 3 V型复合材料固化变形试验验证

#### 3.1 试验材料及方法

设置基准试验,作为其它固化试验的参考。基准试验件的设计如下:构件材料,ZI7H/5429 预浸料;构件铺层, $[-45/90/45/0]_{3s}$ ,共24层,3 mm厚;模具

材料,钢;模具形式,阴模;构件几何形状,带拐角的 V 型构件图 2(a)。

### 3.2 测量方法、工具

试验件回弹角度可以有效反应其尺寸和固化变形,本试验利用游标万能圆角器分别对厚度和回弹角度进行测量。在进行测量前,对模具型面进行绘制,精确了解模具型面的轮廓,以测量试验件的相对变形。

## 4 结果与讨论

图 7 为试验得到的试验件实物,可以看出试验件在直边上的厚度较为均匀,与理论值相符,但在拐角处,阴模成型的 V 型试验件的厚度明显大于直边处的厚度,出现了积胶现象。阳模成型的 V 型试验件的拐角厚度与直边厚度相差不大,成型质量比阴模模具效果更好。

对试验件进行回弹角测量,测量结果如表 1 所示。

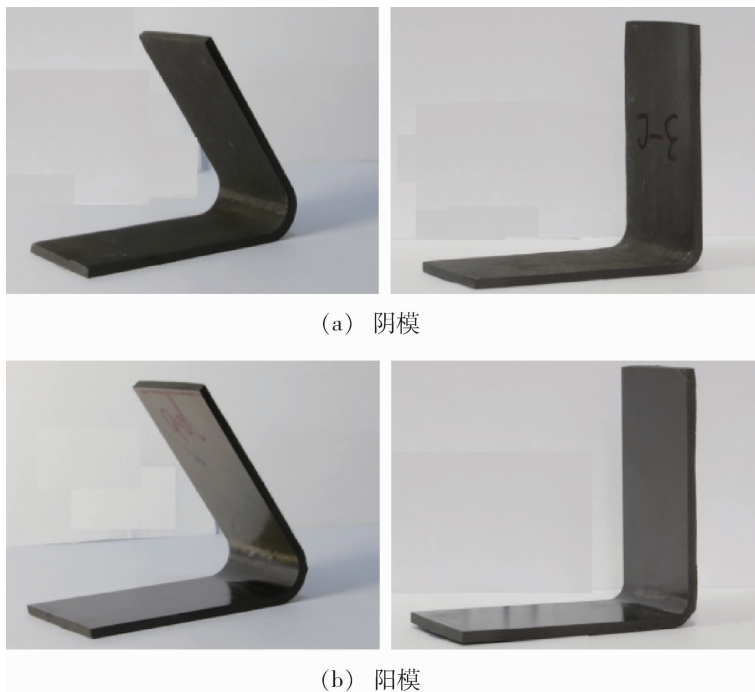


图 7 试验件实物图

Fig. 7 Real photos of test piece

表 1 试验件回弹角测试结果

Tab. 1 Spring back angle of test pieces

试样编号	厚度/mm <sup>1)</sup>	模具形式	拐角半径/mm	拐角角度/(°)	数量	平均回弹角/(°)	仿真计算/(°)	偏差值/%
3-C	3	阴模	5	90	4	1.10	1.15	4.5
3-D	3	阳模	5	90	4	1.40	1.46	4.2
6-A	6	阴模	5	60	4	1.54	1.57	1.9
6-B	6	阳模	5	60	4	1.62	1.65	1.9
9-c	3	阴模	5	60	6	1.62	1.64	1.2
9-d	3	阳模	5	60	6	1.80	1.76	2.2
1-A	3	阴模	8	60	3	1.60	1.63	1.9
1-B	3	阳模	8	60	3	2.53	2.59	2.4

注:1)3 mm 厚度的铺层为[-45/90/45/0]<sub>3s</sub>,6 mm 厚度的铺层为[-45/90/45/0]<sub>6s</sub>。

(1)通过有限元模型分析计算得到的阴、阳模成型的回弹角分别为 1.64°、1.764°,试验得到的阴、阳模成型的回弹角分别为 1.62°、1.80°,误差在 5% 范围内。

(2)60°拐角半径为 5、3 mm 厚、阴模成型的试验件角度回弹量平均为 1.62°,阳模角度回弹为 1.80°,宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2018 年 第 5 期

阳模模具的角度回弹量大于阴模模具。

(3)90°拐角半径为 5、3 mm 厚、阴模的试验件角度回弹量平均为 1.10°,阳模角度回弹为 1.40°,随着拐角角度增大,其回弹角度有变小的趋势。

(4)90°拐角半径为 5、6 mm 厚、阴模的试验件角度回弹量平均为 1.54°,阳模角度回弹为 1.62°,随着

厚度的增加,回弹角度有变小的趋势。

(5)60°拐角半径为 8.3 mm 厚、阴模的试验件角度回弹量平均为 1.60°,阳模角度回弹为 2.53°,拐角半径对阴模成型 V 型结构试验件的角度回弹影响很小,阳模成型回弹角随着拐角半径增加而增加。

图 8 为不同模具形式时 V 型构件回弹角的对比情况。模具形式对回弹变形的影响表现在两个方面:树脂分布和模具对结构的作用。

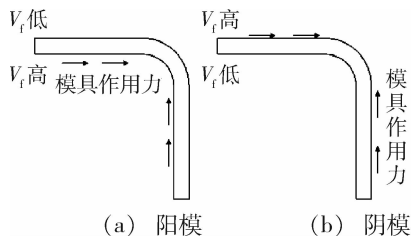


图 8 不同模具形式的树脂分布和模具作用力

Fig. 8 Resin distribution and mold force for different mold types

同时,模具对构件的约束也作用于贴模面。在升温过程中,由于模具材料的热膨胀系数远大于复合材料,模具伸长量比构件大,造成构件贴紧模具一侧产生拉伸应力。脱模之后拉伸应力释放出来,使贴模面收缩变形大于非贴模面。

上述两种因素叠加使层合板平直部分产生的翘曲变形增加了回弹角,如图 9(a)所示。采用阴模时的树脂分布和模具的作用与阳模时相反,其产生的翘曲变形减小了回弹角,如图 9(b)所示。

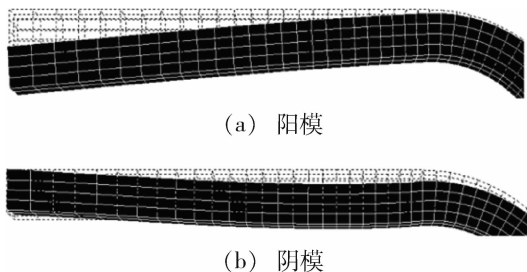


图 9 不同模具形式 V 型构件变形细节 40×

Fig. 9 Deformation details of different mold types of V-shaped member

阴模模具阻碍试验件回弹变形,而阳模模具促进试验件回弹变形。使用不同形式模具导致的复合材料 V 型结构角度回弹量的差异在 10% ~ 15% 之间。

## 5 结论

(1)建立了 V 型复合材料结构固化过程中的变形预测模型,计算结果与实测结果误差在 5% 范围内,证明有限元模型和计算方法可靠有效。

(2)因不同的模具形式导致树脂分布差异以及模具对构件的约束,使得阳模成型比阴模成型的变形要大 10% ~ 15%。

(3)通过有限元分析及试验验证,V 型结构变形回弹量,其趋势与拐角角度、制件厚度成反比,阳模成型时其回弹随拐角角度成正比。

(4)本文建立了 V 型复合材料结构的固化变形有限元分析模型,并通过试验验证,对控制复合材料 V 型结构的回弹变形提供指导意义。

## 参考文献

- [1] 杨乃宾,章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [2] ALBERT C, FERNLUND G. Spring-in and warpage of angled composite laminates [J]. Composite Science and Technology, 2002, 62:1895-1912.
- [3] 张振国,张娜,张秀丽,等. 复合材料薄层板常温固化收缩及翘曲变形 [J]. 河南科技大学学报,自然科学版, 2009, (6):1-4.
- [4] 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,2009,2(1):156-161.
- [5] ERSOY N, POTTER K, WISNOM M. An experimental method to study the frictional processes during composites manufacturing [J]. Composites Part A, 2005, 36:1536-1544.
- [6] 贾丽杰,魏冉,杨霓虹,等. 复合材料 C 形结构的回弹变形研究[J]. 航空制造技术, 2013, 23/24:121-124.
- [7] 程文礼,邱启艳,陈静. 热压罐成型复合材料固化变形机理及控制研究[J]. 材料导报, 2012, 11(26):410-414.
- [8] 李艳霞,李敏,张佐光,等. L 形复合材料层压板热压工艺密实变形过程的树脂模拟[J]. 复合材料学报, 2008, 25(3):78-83.
- [9] 魏冉,贾丽杰,宴冬秀,等. 热固性复合材料结构固化变形研究进展[J]. 航空制造技术, 2013, 23/24:104-107.
- [10] FERNLUND G, RAHMAN N, COURDJI R. Experimental and numerical study of the effect of cure cycle, tool surface, geometry, and lay-up on the dimensional fidelity of autoclave-processed composite parts [J]. Composites Part A, 2002, 33: 341-351.