

# 某大型飞机复合材料壁板工艺仿真及验证技术

郭 渊<sup>1\*</sup> 盛 毅<sup>1</sup> 马秀菊<sup>1</sup> 黄 杰<sup>3</sup> 高龙飞<sup>3</sup> 黎玉钦<sup>1</sup> 黎增山<sup>2</sup> 高志强<sup>1</sup>

(1. 航天海鹰(镇江)特种材料有限公司, 镇江 212132; 2. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191;  
3. 中国商飞复合材料中心, 上海 200436)

## 摘 要:

热压罐固化成型是制造复合材料的常用方法, 固化期间罐内温度分布变化以及模具与复合材料构件之间的热不匹配、柔性模具的低热导率等因素导致制件内部不可避免的产生温度梯度以及残余应力, 从而影响材料的使用性能。大尺寸曲面帽型壁板采用复合材料热压罐工艺成型, 根据热压罐的工作原理, 针对复合材料构件热压罐成型过程中温度场分布和固化变形等问题, 进行了仿真分析, 通过对比制件温度场分布和固化变形仿真计算结果以及全尺寸零件的实际验证结果, 验证了预测方法的正确性。分别利用成型工装和检测型架改进优化以及制造过程优化来控制构件固化变形, 使其形状满足产品尺寸的精度要求, 证明根据工艺仿真计算结果以及工艺过程改进, 可以对大尺寸曲面帽型壁板在制造工艺过程中出现的变形回弹及残余应力水平进行预估和最大限度的减小, 实现复合材料结构设计和制造的一体化, 提高制件的成型质量。

关键词: 热压罐; 温度场; 复合材料; 固化变形

中图分类号: V214.3

文献标识码: A

OSID:



## 0 引言

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, 具有重量轻、高强度、高模量、结构功能一体化和设计制造一体化、易于成型大型制品等优点<sup>[1]</sup>。近年来, 对先进树脂基复合材料的需求日益增长, 用作承力的结构件, 解决了单一材料无法解决的技术难关, 广泛应用于飞机的垂直安定面、机身、机翼等结构, 以大大降低结构重量, 提高飞机使用寿命, 降低维护成本, 提升民机的经济性、舒适性和环保性等<sup>[2-3]</sup>。

热压罐成型技术是目前航空航天先进复合材料结构广泛采用的主要成型方法, 由于模具与复合材料构件之间的热不匹配、柔性模具的使用、树

脂固化反应放热效应、框架式模具变形及罐内温度分布变化等都会对构件的固化变形造成一定的不利影响, 导致制件内部不可避免的产生温度梯度以及残余应力, 从而影响构件的外形尺寸和型面精度<sup>[4-5]</sup>。

为减小复合材料的固化变形, 传统的解决方法是在经验和反复试验的基础上确定零件的固化工艺参数并通过对零件固化所用的模具的型面进行反复的调整和补偿性修正加工等方法, 以控制制件变形程度或抵消变形的影响<sup>[6-9]</sup>。由于影响因素较多, 采用实验方法确定工艺参数费时费料, 增加了复合材料的制造成本。比如, 某大型飞机复合材料用量约为 12%, 主要部件为垂尾、平尾、后机身(分为前段和后段)、副翼等, 在这些部件中, 就包含了大尺

\* 通信作者: E-mail: 18611700121@126.com

引用格式: 郭渊, 盛毅, 马秀菊, 等. 某大型飞机复合材料壁板工艺仿真及验证技术[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1): 96-105. GUO Y, SHENG Y, MA X J, et al. Simulation and verification technique for composite parts for some large civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(1): 96-105 (in Chinese).

寸复合材料壁板结构(垂尾、平尾、后机身)、大曲率变截面结构(后机身)、蜂窝三明治夹层结构(副翼等活动面)等复杂结构。另外,影响产品内外部质量的因素更加复杂,加之国内缺乏设计和生产大型复合材料零件的经验,同时其生产过程必须满足美国 FAA 适航标准相似的规范要求,使得工作开展愈发艰难。因此,大尺寸复杂变截面共固化成型的复合材料零件建立一套完整的固化变形分析是解决制件变形问题的关键,也是成为提高制件制造质量、降低制造成本的核心关键问题之一<sup>[10]</sup>。

## 1 典型曲面帽型壁板工艺仿真及验证

### 1.1 典型曲面帽型壁板零件成型工艺方案

某大型飞机后机身壁板为典型大尺寸曲面帽型加筋壁板结构,采用阳模成型。以某大型飞机后机身前段左壁板为例,总长 2 969 mm,前端弦长 1 957 mm,后端弦长 1 336 mm,最厚区约 4.5 mm,最薄约 2.74 mm,9 根帽型筋与蒙皮共固化成型,左壁板在平尾开口处蒙皮有剧烈的收缩趋势,壁板帽型长桁也随之有一定程度的扭曲,帽型 R 角角度  $\alpha$  约从 40°变化至 100°,零件具体结构示意图如图 1 所示。

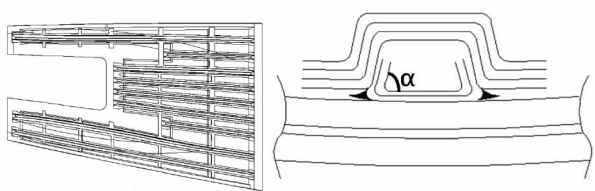


图 1 某大型飞机后机身前段左壁板示意图

针对大尺寸曲面复杂空腔帽型壁板结构零件开展了成型过程中压力传递、温度分布等控制的专项研究,采用可剪裁自适应技术,解决了热压罐成型过程中的压力传递难题,目前已在某大型飞机项目后机身部件壁板上成功应用。

复合材料零件固化过程大致可分为三个阶段:树脂流动阶段、树脂升温固化阶段以及降温脱模阶段,其中在树脂升温固化阶段,由于温度梯度的存在导致不同位置固化程度不同,这是固化变形产生的根源所在<sup>[11-12]</sup>。

某大型飞机后机身壁板为大曲率帽型加筋壁板结构,由于树脂固化反应放热效应、柔性模具的使用以及温度分布等因素都会对大尺寸曲面壁板造成一

定的固化变形,导致帽型长桁轴线以及壁板外型面轮廓难以保证,所以如何控制壁板的变形程度以及建立一套完整的固化变形分析是优化工艺设计、提高产品质量的关键。

### 1.2 典型曲面帽型壁板零件工艺仿真

完善的固化变形仿真计算模型,应包含热压罐热场计算、树脂固化动力学反应计算、热压罐热场及化学反应热场叠加计算、温度导致的应变与化学收缩导致的应变叠加计算、材料随温度和固化度力学性能本构方程的计算<sup>[13]</sup>。固化变形仿真流程示意图如图 2 所示。

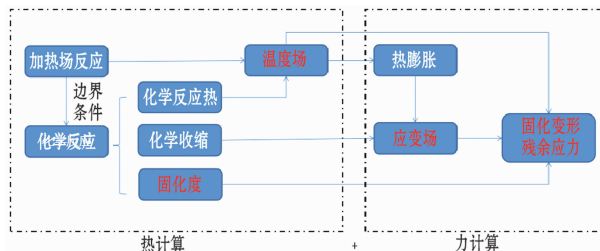


图 2 固化变形仿真流程示意图

#### 1.2.1 温度场模拟

固化过程中的温度场分布是热压罐工艺最重要的工艺控制因素<sup>[14]</sup>。为保证产品的固化质量,制件的温度场在时间和空间上需得到合理分布,而且从制造成本上也需要考虑设计合理的温度场工艺参数。

大尺寸曲面帽型壁板采用了气囊和压力垫结合辅助复材成型工装固化成型的方法,气囊和压力垫主要由橡胶材料组成,由于柔性模具和复材模具材料的热导率不同,所以在共固化过程中会对制件的残余应力及变形产生较大的影响,进而导致复合材料构件表面上的温度分布发生变化,最终引发构件在变形上的差异。因此,进行温度场分布研究是必要的。

在温度场分布研究中,根据大尺寸曲面帽型壁板工装在热压罐内实际固化过程的边界条件,热压罐结构尺寸参数,工装在热压罐内的放置位置等进行固化过程的模拟:通过有限体积法,利用计算流体力学中连续、运动、能量的非定常三维 N-S 方程,以及反映湍流特性的湍流模型,建立一种反映热压罐内对流换热的温度场变化的三维非定常模拟方法,对构件温度场具有重要影响作用的工装模具温度场进行数值模拟。热压罐的工作原理如图 3 所示。

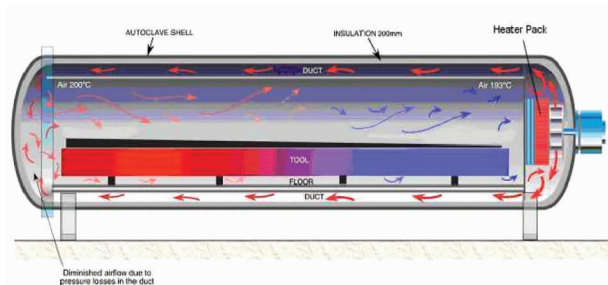


图3 热压罐工作原理图

根据热压罐及工装尺寸数据(热压罐尺寸为长 9 m, 内径 3.5 m, 外径 4 m) 结合热压罐的工作原理, 建立热压罐的几何模型, 如图 4 所示。热压罐的外壁为热气流入口, 内壁为加热工作段, 热气流对工装及制件加热后从一端流出。

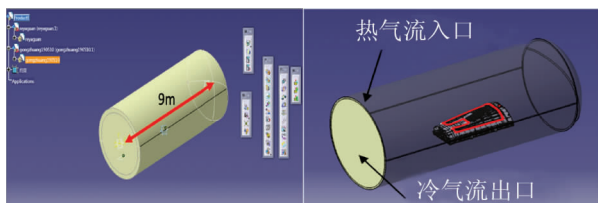


图4 热压罐 CATIA 几何模型

利用 ICEM CFD 软件进行网格划分, 总网格量约为 100 万, 如图 5 所示。

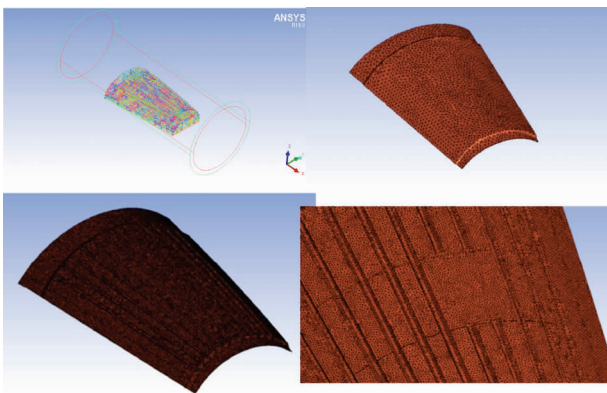


图5 ICEM CFD 网格划分

利用 FLUENT 软件进行热压罐温度场的模拟, 热源处的边界条件为速度入口, 设置入流速度为 10 m/s, 固化压力为 0.6 Mpa, 设置如图 6 所示的温度监测点, 检测内容为当前时间工装表面的实时温度, 使用 linux 系统下的集群计算节点, 设置相关参数进行计算, 在计算过程中可以读取日志 log 文件可以实时查看残差, 观察收敛性。

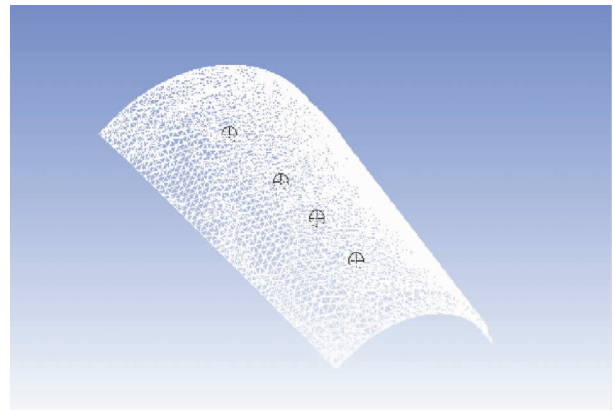


图6 温度监测点示意图

计算得到的结果为零件表面分布的温度检测点的温度变化趋势, 如图 7 所示, 分为升温、保温、降温三个阶段。不同点温度云图如图 8 所示。

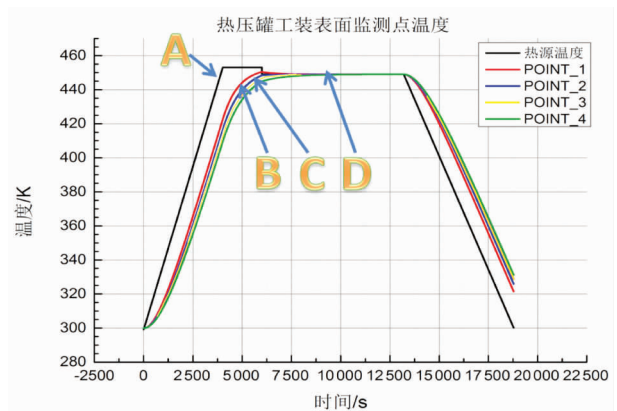


图7 壁板工装温度曲线图

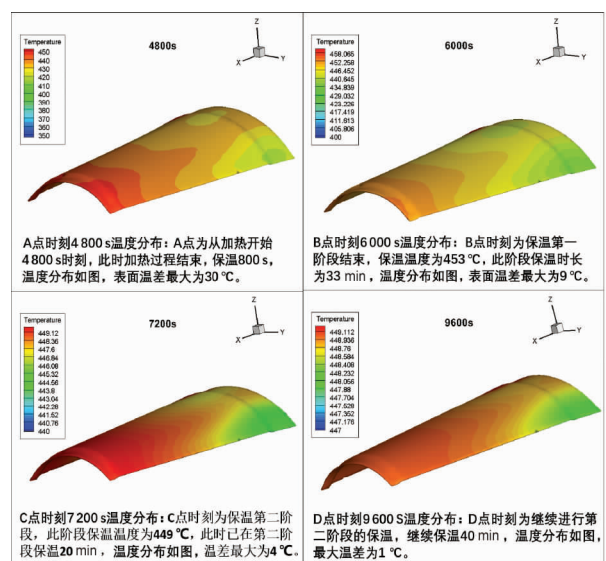


图8 不同点温度云图



由温度曲线和云图得出,大尺寸曲面帽型壁板最大温差为  $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,出现在保温阶段(80 min)时。由于工装表面为非对称曲率结构,且工装整体长度方向尺寸较大,因此温度分布并不对称。在升温阶段,迎风面温度较高,工装中部温度次之,背风面温度较低,且温差逐渐增大。到达保温阶段后温差减小。降温阶段迎风面温度较低,工装背风面温度较高。

### 1.2.2 固化变形仿真

固化变形仿真技术已经在波音、空客以及其它欧美公司的复合材料零部件中广泛应用,此技术主要应用于初步设计阶段零件变形的预测以及后期零件制造工装型面的设计和工装型面的返修,因此对大尺寸双曲面壁板固化变形进行了仿真分析研究<sup>[15]</sup>。

#### 1) 仿真模型初步建立及计算

根据项目经验以及国内外同领域的研究,采用实体网格对模型进行离散。建立模型如图 9 所示。蒙皮网格尺寸 16 mm、长桁网格尺寸 8 mm。蒙皮厚度方向上 5 层网格,长桁厚度方向上 4 层网格。总体网格数量 100 万级别,单次计算时间 40 min。计算模型与结果如图 9 ~ 图 11 所示。

模型的边界条件如图 10 所示,在 11#长桁蒙皮边缘取 1 点进行固支,在另外一侧的蒙皮边缘取 1 点

约束局部坐标系的 2 方向自由度,即图 9 中的 Y 方向。

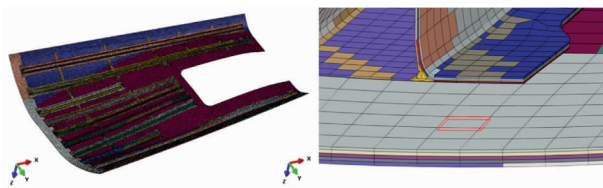


图 9 前处理整体以及局部示意图

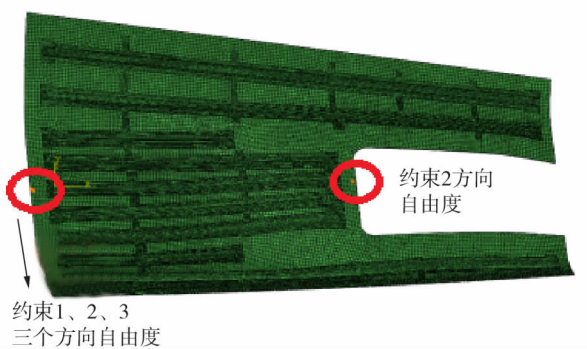


图 10 边界条件示意图

计算结果如图 11 所示,零件的大部分区域向内侧变形,在零件开口处的局部区域向气动外形测变形,最大变形量约 10 mm 左右。

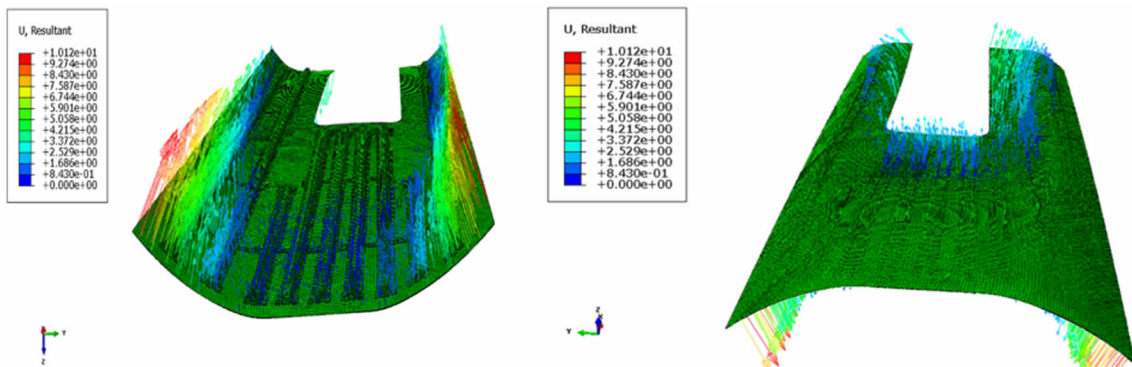


图 11 计算结果图

#### 2) 网格尺寸影响

为了研究网格尺寸的影响,重新对网格进行了规划,蒙皮长桁均采用 8 mm 网格,计算之后与第一次的计算结果进行对比分析,结果如图 12 所示。左侧为 16 mm + 8 mm 下的计算结果,右侧为均 8 mm 下的计算结果,最大变形量相差了 50 % 左右。由此可见,网格放的细化对计算结果影响较大,需要多次建模直至找到最佳网格尺寸。

#### 3) 敏感性参数分析

为了研究参数敏感性分析,对仿真模型做了敏感性分析,重新建立了网格尺寸相对较大模型,目的是使单次计算时间降低。新的模型采用 30 mm 对长桁和蒙皮进行离散。单次的计算时间控制在 10 min 以内。在两种材料的  $12 \times 2$  个参数空间内,选取了 400 个点进行参数分析,每种参数的变化范围为  $\pm 10\%$ ,分析结果如图 13 所示。后续将以敏感性参数分析结果为基础,调整模型中比较关键的参数,从而达到修正仿真模型的目的。

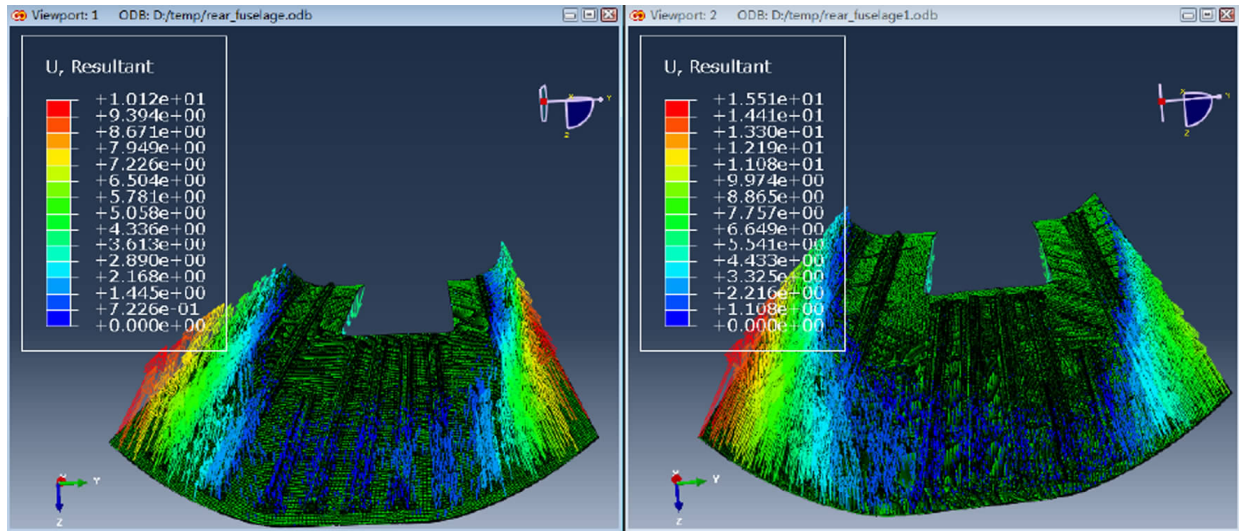


图 12 网格尺寸对比结果图

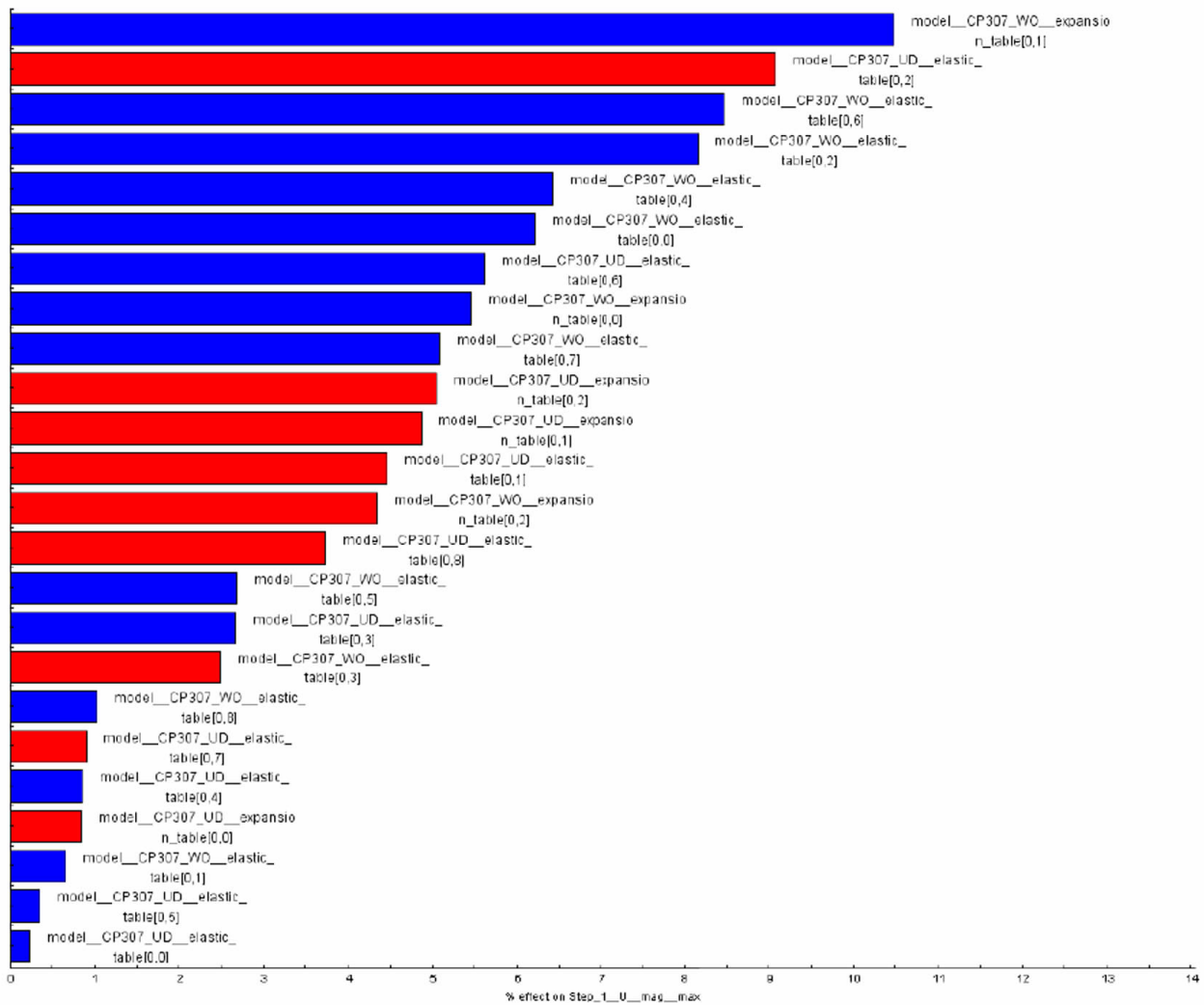


图 13 参数敏感性分析结果图



### 1.2.3 制造工艺改进

由于变形仿真主要应用于初步设计阶段零件变形的预测,所以如果想得到完全符合图纸要求的零件,制造工艺还需要进一步优化和改进。在上述仿真的基础上,对双曲面壁板工艺进行了改进,具体措施如下。

#### 1) 制件成型工装的改进优化

通过仿真计算结果,对壁板成型工装进行了设计优化,根据模具实际使用经验,首先将成型工装的框架支撑结构进行优化,对帽型筋位置进行卡板式等距支撑;其次在复材工装模体周边采用“C”型卡块拉紧结构,如图 14 所示,解决了以往复材工装模体和框架采用胶膜连接带来的可能脱开的风险,保证复材工装在高温高压下多次使用后型面的稳定性,从而避免由于工装型面的变形导致零件型面的超差变形。新旧壁板成型工装的对比示意图如图 15 所示。

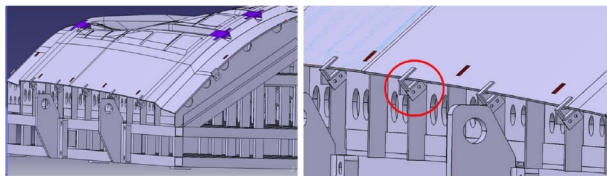


图 14 “C”型卡块拉紧结构示意图

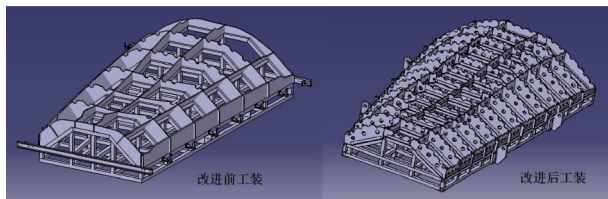


图 15 新旧壁板成型工装对比图

#### 2) 制件型面检测方法的改进

固化变形影响构件的外形尺寸,而复合材料构件固化成型后其力学性能要达到设计要求,外形尺寸也应满足装配协调要求,不允许强迫装配,特别是对于尺寸较大、需要保证相互对应的装配位置的共固化成型的结构件,因此型面的精准测量至关重要。

针对民用飞机复合材料壁板轮廓检测的需求,研制了一套民用飞机复合材料壁板轮廓检测施力控制系统,如图 16 所示。该系统不仅可根据传感器反馈的施力数据对施力速度和移动距离进行闭环控制;还可以多点同时施力且具有力控状态保持功能,保证输出力始终满足图纸检测施力要求,节约人工成本提升产品检测效率,而且还可以在不同架次的产品检测中精确控制施力到 0.1 N,从而验证不同

架次产品的质量稳定性。

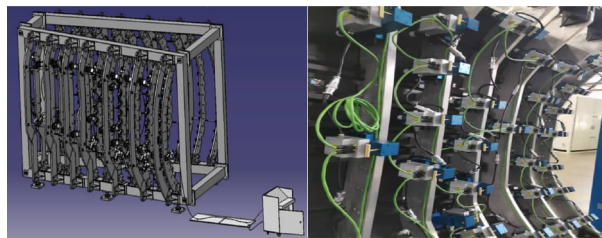


图 16 壁板型面检测自动控制系统

#### 3) 碳捻丝制作以及放置方法的改进

树脂基复合材料在固化过程中的固化反应放热以及材料热胀冷缩等都会对捻丝条三角区域填充效果产生影响,因此在对三角空隙进行填充时必须选择一个合理的使用量和填充方式以获得最佳成型质量<sup>[16]</sup>。

目前,某大型飞机复材零件三角截面变化区域较多,截面尺寸变化也较为剧烈,传统碳捻丝预成型方式很难做出变截面形式的碳捻丝条,会导致捻丝附近铺层产生褶皱以及明显的树脂填充。捻丝条的三角区域不易控制,R 角尺寸和厚度不易保证,R 角处的外部有明显的树脂填充,内部纤维产生褶皱等,如图 17 所示。

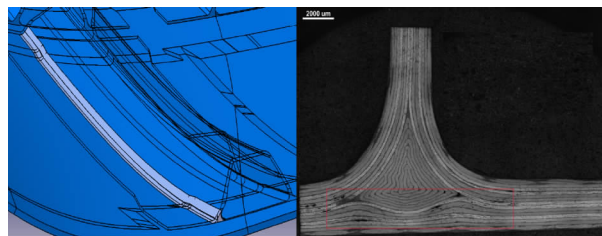


图 17 传统预成型方式制作的碳捻丝金相图

通过微积分原理优化捻丝制作以及填充方式,解决了变截面三角区域内部质量缺陷,优化后的捻丝附近铺层纤维走向规整,提高了产品的质量稳定性,如图 18 所示。

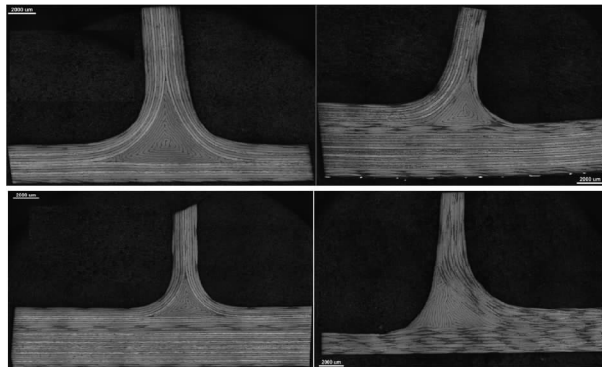


图 18 通过优化方式制备的碳捻丝金相图

#### 4) 帽型长桁翻转与定位一体化

近年来,自动化技术与复合材料零件制造的结合使航空制造发生了革命性的变化,零件的生产效率、质量等得到了大幅度的提升。目前,大尺寸曲面壁板帽型长桁是在专用铺贴工装上进行铺贴,后人



图 19 自动化翻转与定位工装

工转移至成型工装上翻转定位,耗时耗力且存在转移过程中预铺层纤维屈曲的风险。针对上述情况,设计了帽型长桁的自动化翻转和定位工装,通过库卡机器人自带气动夹具实现翻转与定位一体自动完成,如图 19 所示,可以提高制件的生产效率,保证产品质量的稳定性。

## 2 仿真计算结果与试验产品结果对比

### 2.1 温度场结果对比

由温度场仿真计算结果得出,大尺寸曲面帽型壁板最大温差为  $30^{\circ}\text{C}$ ,出现在保温阶段(80 min)。全尺寸试验结果固化曲线如图 20 所示,根据全尺寸试验结果固化数据及固化曲线分析,工装表面温度最大相差  $36.5^{\circ}\text{C}$ ,出现在保温阶段(112 min);在升温过程中,工装迎风面位置温度最高,背风面位置温度最低;升温过程中温差逐渐增大,保温时温差逐渐减小;降温阶段,迎风面温度最低,背风面位置温度最高。

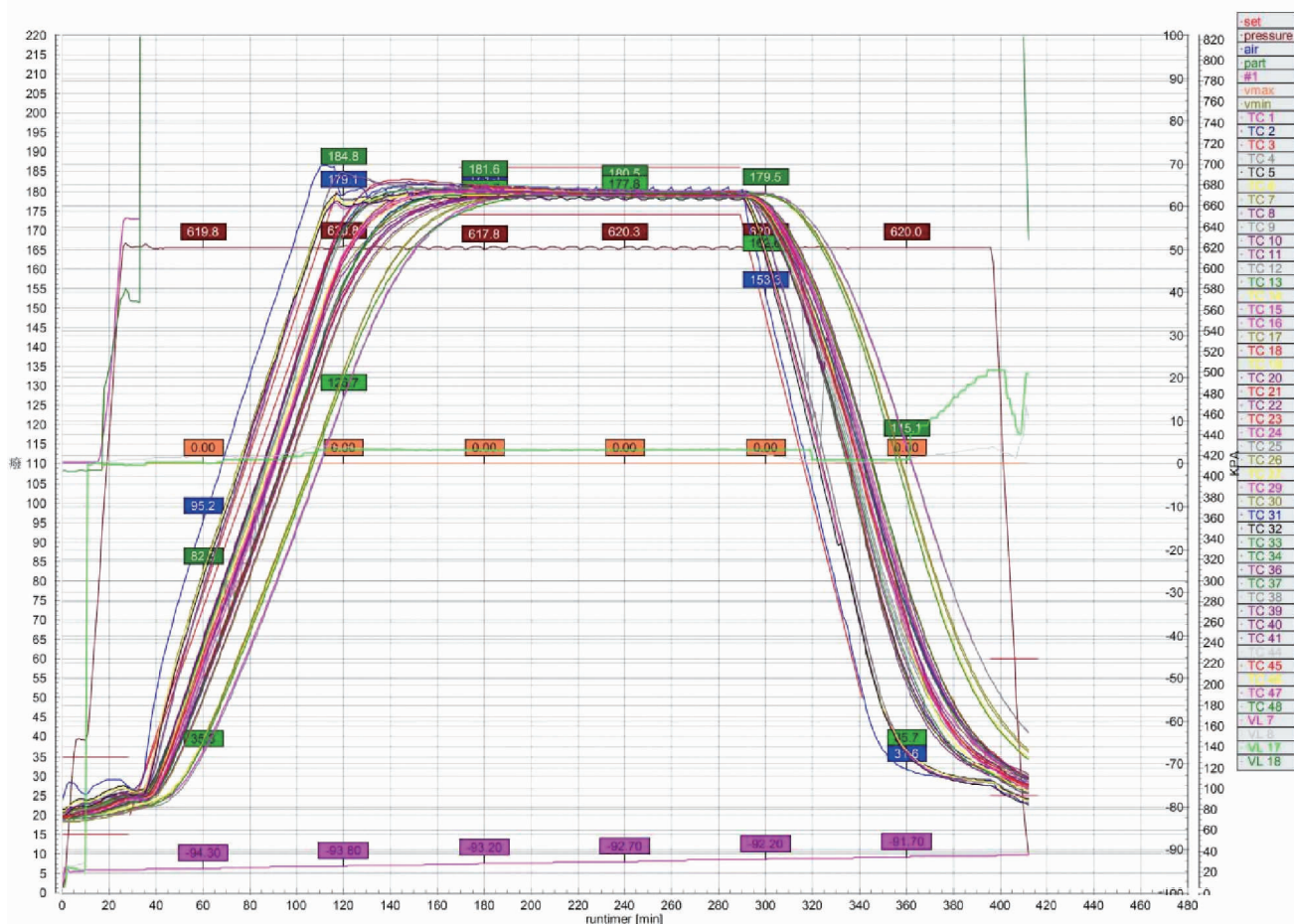


图 20 全尺寸试验固化曲线图



从对比中可以看出,计算结果较实测结果偏差较小,温度分布趋势一致,验证了模型的有效性,说明模型可以模拟热压罐内温度场的分布情况。

## 2.2 变形结果对比

由变形仿真计算结果得出双曲率零件的大部分区域向内侧变形,在零件开口处的局部区域向气动外形侧变形,最大变形量约 10 mm 左右。

全尺寸试验零件型面检测结果如图 21 所示,根据三坐标型面检测云图可见,在壁板“U”型开口附近的局部区域向气动外形侧变形,最大变形量约为 1.187 mm。

从对比结果可以看出,变形仿真计算结果较实

测结果偏大,变形的整体趋势一致,验证了模型的有效性,说明模型可以模拟零件变形的情况,同时为后续的工艺改进提供技术指导,且在此指导下采取的上述 4 项工艺改进措施可以有效减小零件的固化变形。

## 3 结论

利用 CATIA、ICEM CFD、FLUENT 等三维建模和计算分析软件,针对复合材料构件热压罐成型过程中温度场分布和固化变形等问题,进行了模拟分析,通过对比制件温度场分布和固化变形仿真计算结果以及全尺寸零件的实际验证结果,取得了一定的模拟效果。

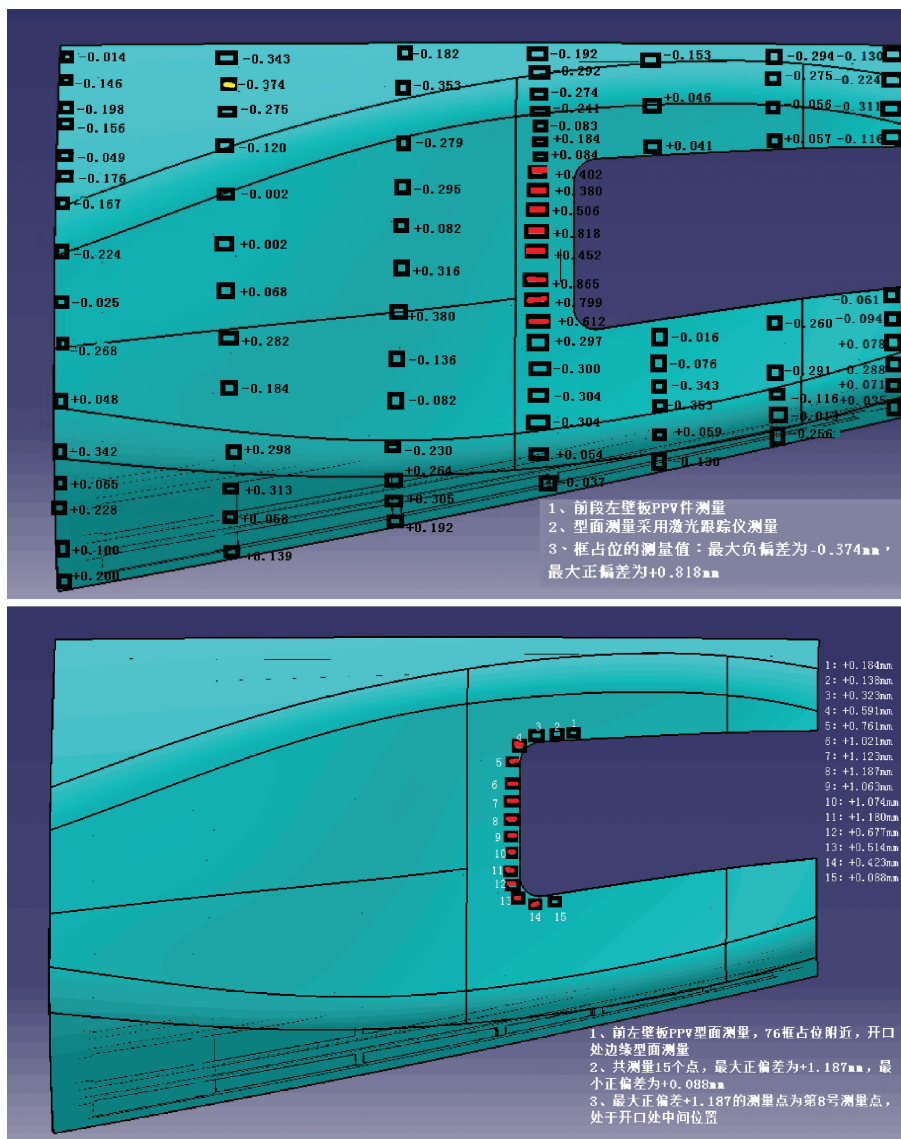


图 21 全尺寸零件型面检测图



基于工艺仿真计算结果以及工艺制造过程的改进优化,譬如结合制造工艺过程中的各种因素对于结构变形的影响,例如热压罐温度场、工装、工艺控制等,可以对典型复杂大尺寸复合材料制件在制造工艺过程中出现的变形回弹及残余应力水平进行预估和最大限度的减小零件的固化变形,以达到理论设计要求,从而指导制造工艺的改进,指导模具、复合材料结构本身的设计,帮助先进复合材料制造项目减少反复尝试的次数,对于降低项目成本、提高项目速度有很大的帮助。

### 参考文献:

- [1] MORGAN R J, SHIN E E, Lincoln J. Overview of polymer matrix composites performance and materials development for aerospace applications[J]. SAMPE Journal, 2001, 37 (2):102-107.
- [2] 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, 2010:1-3.
- [3] 陈绍杰. 浅谈复合材料整体成形技术[J]. 航空制造技术. 2005, (9):58-62.
- [4] 张铖, 梁宪珠, 王永贵, 等. 热压罐工艺环境对于先进复合材料框架式成型模具温度场的影响[J]. 材料科学与工程学报, 2011, 29(4):547-553.
- [5] 寇哲君, 龙国荣, 万建平, 等. 热固性树脂基复合材料固化变形研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2006, (增刊1):7-11.
- [6] WHITE S R, HAHN H T. Cure cycle optimization for the reduction of processing-induced residual stresses in composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 1993, 27(14):1352-1378.
- [7] MADHUKAR M S, GENIDY M S, RUSSELL J D, et al. A new method to reduce cure-induced stresses in thermoset polymer composites part I: Test method[J]. Journal of Composite Materials. 2000, 34 (22):1882-1904.
- [8] MADHUKAR M S, GENIDY M S, RUSSELL J D, et al. A new method to reduce cure-induced stresses in thermoset polymer composites part II: Closed loop feedback control system[J]. Journal of Composite Materials. 2000, 34(22):1905-1925.
- [9] MADHUKAR M S, GENIDY M S, RUSSELL J D, et al. A new method to reduce cure-induced stresses in thermoset polymer composites part III: Correlating stress history to viscosity degree of cure and cure shrinkage [J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34 (22): 1926-1947.
- [10] 郭战胜. 厚截面树脂基复合材料制造过程的热化学和残余应力研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2004:30-50.
- [11] BOGETTI T A, GILLESPIE J W. Two-dimensional cure simulation of thick thermosetting composites[J]. Journal of Composite Materials. 1991, 25 (3):239-273.
- [12] 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.
- [13] 寇哲君, 戴棣, 曹正华. 复合材料结构固化变形测. [J]. 材料工程, 2007, (增刊1): 25-228.
- [14] 贾云超, 关志东, 李星, 等. 热压罐温度场分析与影响因素研究[J]. 航空制造技术, 2016, 497 (增刊1): 90-95.
- [15] 张纪奎, 酆正能, 关志东, 等. 热固性复合材料固化过程三维有限元模拟和变形预测[J]. 复合材料学报, 2009, 26(1):174-178.
- [16] 邹靖, 湛利华, 张泳安, 等. 捻子条填充量对 T 型件成型质量的影响[J]. 玻璃钢/复合材料, 2017(3): 70-75.

### 作者简介

郭 渊 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 复合材料热压罐成型工艺, 某大型飞机后机身前段、后段、垂尾以及副翼工作包复合材料零件关键技术应用研究工作。E-mail: 18611700121@126.com

盛 毅 男, 硕士研究生, 副总经理, 高级工程师。主要研究方向: 热压罐成型工艺研究。E-mail: shengyi@hiwingmail.com

马秀菊 女, 硕士研究生, 高级工程师。主要研究方向: 热压罐成型工艺研究。E-mail: maxiuju@hiwingmail.com

黄 杰 男, 硕士研究生, 工程师。主要研究方向: 复合材料结构设计研究。E-mail: huangjie3@comac.cc

高龙飞 男, 硕士研究生, 工程师。主要研究方向: 工艺仿真研究。E-mail: gaolongfei@comac.cc

黎玉钦 男, 硕士研究生, 总经理, 高级工程师。主要研究方向: 热压罐工艺研究。E-mail: liyuqin@hiwingmail.com

黎增山 男, 博士, 实验师, 工程师。主要研究方向: 复合材料力学、损伤容限研究。E-mail: lizengshan@buaa.edu.cn

高志强 男, 硕士研究生, 董事长, 高级工程师。主要研究方向: 复合材料工艺研究。E-mail: gaozhiqiang@hiwingmail.com

## Simulation and verification technique for composite parts for some large civil aircraft

GUO Yuan \* SHENG Yi<sup>1</sup> MA Xiuju<sup>1</sup> HUANG Jie<sup>3</sup> GAO Longfei<sup>3</sup> LI Yuqin<sup>1</sup> LI Zengshan<sup>2</sup> GAO Zhiqiang<sup>1</sup>

- (1. Aerospace Haiying Special Materials co. , LTD. , Zhenjiang 212132, China;  
2. School of Aeronautical Science and Engineering, Beihang university, Beijing 100191, China;  
3. COMAC Composites Center, Shanghai 200436, China)

**Abstract:** Autoclave process is commonly used for composites manufacture. During this process, factors including the temperature distribution changes in the tank, the thermal coefficients mismatch between the mold and composite components, and the low thermal conductivity of flexibility mold result in the inevitable generation of temperature gradient and the residual stress in the parts, thus affecting the performance of the materials. Composite large-scale hyperboloid hat-stiffened panels adopt autoclave process as well. According to the working principle of autoclave, the temperature field distribution and curing deformation in the process of the autoclave molding were simulated and analyzed. By comparing the simulation results and the actual results of the full-size parts, the validity of the simulation was verified, and the dimensional precision of the product was satisfied by optimization of the manufacturing process and the inspection method of mold quality to control curing deformation. The results for the simulation and the optimization of manufacturing process show that the deformation resilience and the residual stress of the composite large-scale hyperboloid hat-stiffened panels during formation process could be predicted and eliminated at the utmost, which is beneficial to integrate the design and manufacture process as well as improve the forming quality of the parts.

**Keywords:** autoclave; temperature field; composite materials; curing deformation

---

\* Corresponding author. E-mail: 18611700121@126.com