

# 大型中空异形变截面复合材料的成型工艺研究

沈艳彬<sup>1</sup>,万君<sup>1</sup>,张杰<sup>2</sup>

(1. 上海伽材新材料科技有限公司,上海 201306; 2. 中国航空工业昌河飞机工业(集团)有限责任公司,江西 景德镇 333002)

**摘要:**针对大型中空异形变截面复合材料的大长径比、中空、异形、变截面、变壁厚等特殊结构的成型工艺进行研究。根据复合材料的结构和选材分析,确定成型工艺路线和成型工艺参数。通过试验件的试验验证,结合成型质量分析发现,延长树脂流动段和后固化阶段的保温时间,并减小复合材料内部的温度梯度,可以有效提升树脂的固化程度并降低成型过程中的内应力。对工艺参数进行优化后,复合材料内部的分层与孔隙缺陷情况明显改善,缺陷尺寸在长度和宽度方向分别减少至 15.6%和 24.9%,有效改善了大型中空异形变截面复合材料的成型质量。

**关键词:**中空结构;复合材料;成型工艺;成型质量

**中图分类号:**TG386.44 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)03-0066-04

## Research on Forming Process of Large-sized Hollow Composites with Special-shaped Cross-section

SHEN Yanbin<sup>1</sup>, WAN Jun<sup>1</sup>, ZHANG Jie<sup>2</sup>

(1. Shanghai Jiakai Novel Material Technology Co., Ltd., Shanghai 201306, China;

2. AVIC Changhe Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Jingdezhen 333002, China)

**Abstract:** This paper studies the forming process of hollow composites with large aspect ratio, hollow, abnormal shape, variable cross-section and variable wall-thickness. According to the structure of the composite materials and analysis of the selected materials, the forming process route and parameters are determined. The results of verification on test piece and molding quality analysis show that extending the holding time of resin flow section and curing section and reducing the temperature gradients in composite materials can greatly improve the curing degree of resin and reduce the internal stress in forming process. The optimized process parameters significantly improve the delamination in composites and pore defects, with the defect sizes in the directions of length and width being reduced respectively to 15.6% and 24.9%, which effectively enhances the molding quality of large-sized hollow composites with special-shaped cross-section.

**Keywords:** hollow structure; composite materials; forming process; molding quality

## 0 引言

复合材料由于其比强度高、比模量高、可设计性和耐候性好等优势广泛应用于航空航天领域<sup>[1-2]</sup>,大大促进了航空航天飞行器的轻量化、高性能化和结构功能一体化。近年来,先进复合材料在各种飞行器中的轻量化应用逐渐由非承力部件和次承力部件发展到主承力部件,并向大型化、整体化方向发展。

当前,广泛应用于航空航天领域的复合材料多为层压结构和蜂窝夹芯结构,相关成型工艺研究较为全面和成熟<sup>[3-5]</sup>,而中空结构复合材料由于其工艺复杂性和制造难度大的问题,限制了其在航空航天飞行器主承力部件上更广泛的应用。目前,国内对中空结构复合材料的成型工艺开展的研究多为较小型、结构简单、壁厚较薄的产品。张旭东等<sup>[6]</sup>研究了小型固定翼无人机复合材料圆管的成型工艺,其中圆管长度 612 mm,内径 42 mm,壁厚 1.5 mm 且为等壁厚结构;张夏明等<sup>[7]</sup>以某航天器复合材料一体化

摇臂为例,介绍了全封闭中空异型薄壁结构复合材料的成型工艺方法,其中摇臂包络尺寸为(865×130×90)mm,最大壁厚不超过 5 mm。而对于大型中空结构复合材料的成型工艺研究还较欠缺。

对于大型中空异形变截面复合材料的固化成型工艺研究鲜有报道,由于其大长径比、中空、变壁厚等特殊结构,使复合材料的成型质量难以保障。研究表明,在变截面、变壁厚复合材料中,孔隙是制件成型过程中最常见的一种缺陷<sup>[8-9]</sup>,也是严重影响复合材料力学性能、安全性和可靠性等综合性能的主要原因<sup>[10-12]</sup>。因此,如何控制成型过程中孔隙缺陷是大型中空异形变截面复合材料的高质量制造成型工艺中亟需攻克的关键技术问题,也是评估复合材料成型工艺质量的重要指标。

本文介绍一种大型中空异形变截面复合材料,其尺寸为(7 720×420×140)mm,壁厚最厚处 25 mm,最薄处仅为 3.5 mm。根据其结构特点和材料选材,优化其成型工艺和工艺路线。根据大型中空异形变截面复合材料,确定初步

**基金项目:**企业自主研发项目

**第一作者简介:**沈艳彬(1990—),女,山东菏泽人,硕士,研究方向为先进复合材料的工艺开发。

的成型工艺参数,结合试验件的试验验证,并使用超声 A-扫描检测和光学显微镜对其成型质量进行表征,并针对其成型质量情况的问题分析原因,对工艺参数进行优化,有效改善大型中空异形变截面复合材料的成型质量。

## 1 试验件成型过程及结果分析

### 1.1 工艺路线

根据试验件的大长径比、中空、异形、变截面、变壁厚的结构特点和材料选材,确定成型工艺为充气袋压工艺,并确定了以下工艺路线:首先对预浸料使用裁切机床自动下料,得到设计尺寸的预浸料裁片,在芯模上布气袋后手工铺贴预浸料裁片得到预型体,再将内部已铺设好气袋的预型体转移到成型模具中,通过对成型模具加热同时对内部气袋进行充气加压的方式,制得制品粗胚,再将粗胚进行机加工制得试验件制品。

### 1.2 试验件设计与模具制造

试验件采用 T800 碳纤维单向预浸料、T800 碳纤维级纹织物预浸料和高强玻璃纤维预浸料,树脂体系为高温成型环氧树脂。

通过对复合材料结构分析可知,试验件根部段具有壁厚最厚以及变截面、变壁厚的结构特点,是大梁的典型结构段。因此选择根部端约 2 500 mm 长典型结构设计试验件,并使用 45 钢自制试验件模具。试验件模具经过尺寸检验排除制造误差,模具结构示意图如图 1 所示。

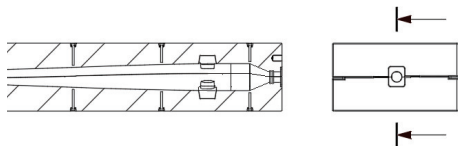


图 1 试验件模具示意图

### 1.3 试验件制备与表征

本制件选用树脂为高温固化树脂,通过对成型模具加热同时对内部气袋进行充气加压的方式,使预型体成型制得试验件粗胚,粗胚经数控加工外形轮廓和孔,得到试验件。使用 700M 复合材料超声检测仪和 FJ 系列高分辨率超声换能器对试验件成型质量进行表征。设定第一保温段(树脂流动段)、第二保温段(预固化段)和第三保温段(后固化段)3 个阶段进行分段式升温,有利于增加树脂与纤维的浸润性能,排出界面中含有的气泡和形成均匀的成型网络结构,以降低产品的孔隙率并减少产品的内应力。具体制备步骤如下。

树脂在操作压力下的充分流动有利于降低复合材料的孔隙率,空气的纵向扩散速度比横向扩散速度小得多,而纵向扩散所需时间随着制品厚度的增加显著增加,因此考虑最厚壁厚 25 mm。在树脂黏度较低时,树脂流动段的温度设置为  $(85 \pm 5)^\circ\text{C}$ ,此时树脂黏度约  $10 \text{ Pa} \cdot \text{s}$ 。在树脂高温固化成型中通常伴随着残余应力的产生。过高的残余应力会引起层间分层、树脂断裂,影响复合材料的成型质量和使用性能;较高的固化温度可缩短固化时间,但会增加孔隙率和过高的内应力,影响产品成型质量。根据所选树脂的黏度温度曲线和 DSC 分析结果,确定成型工艺参数为以  $2^\circ\text{C}/\text{min}$  升温速率升温至  $(85 \pm 5)^\circ\text{C}$ ,保温 60 min;升温至  $(130 \pm 10)^\circ\text{C}$ ,保温 60 min;升温至  $(180 \pm 10)^\circ\text{C}$  保温 60 min。待制件平均温度降至  $80^\circ\text{C}$  以下时脱模。

### 1.4 试验结果与分析

使用 700M 复合材料超声检测仪和 FJ 系列高分辨率超声换能器对试验件成型质量进行超声 A-扫描检测,试验件缺陷尺寸、深度和性质如表 1 所示。对截面进行光学显微镜拍照,试验件试样截面的光学显微照片如图 2 所示。

表 1 试验件缺陷尺寸、深度和性质

序号	长度/mm	宽度/mm	深度	性质	序号	长度/mm	宽度/mm	深度	性质	序号	长度/mm	宽度/mm	深度	性质
F1	13	21	$(2/5)H$	分层	F10	210	12	近表面	分层	F19	17	15	$(2/3)H$	孔隙
F2	165	30	$(2/3)H$	分层	F11	20	23	$(1/5)H$	分层	F20	10	16	$(2/3)H$	孔隙
F3	16	28	$(2/3)H$	孔隙	F12	17	9	$(2/3)H$	孔隙	F21	9	16	近表面	孔隙
F4	12	0	$(2/3)H$	孔隙	F13	6	6	近表面	孔隙	F22	280	2	$(1/2)H$	分层
F5	9	6	$(2/3)H$	孔隙	F14	12	12	近表面	孔隙	F23	20	4	$(1/2)H$	分层
F6	30	510	$(1/4)H$	分层	F15	9	9	近表面	孔隙	F24	172	4	$(1/2)H$	分层
F7	6	6	$(3/4)H$	分层	F16	14	17	近表面	孔隙	F25	4	9	$(2/7)H$	分层
F8	5	10	$(3/4)H$	分层	F17	10	10	近表面	孔隙	F26	320	85	近表面	孔隙
F9	5	8	$(3/4)H$	分层	F18	5	17	近表面	孔隙	F27	120	25	近表面	孔隙

注:  $H$  为扫描检测位置总厚度, mm。

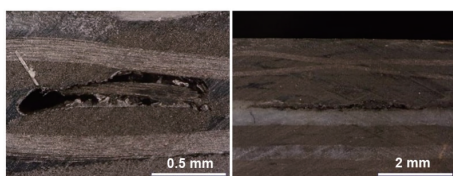


图 2 试验件试样截面的光学显微照片

试验件的超声 A-扫描检测结果表明,试验件有 12 处分层缺陷,其中 5 处为单向尺寸超过 100 mm 的大尺寸分层,缺陷深度多集中在中间厚度,位置集中在根部壁厚较厚处。有 15 处孔隙缺陷,有 2 处为单向尺寸超过 100 mm 的密集孔隙,其他为单向尺寸 10 mm 左右的孔隙,深度多集中在表面。统计发现,缺陷的平均尺寸在长度方向为 56.1 mm,宽度方向为 33.7 mm,但是两组数据的标准差分

别高达 90.9 mm 和 96.5 mm。这说明缺陷的尺寸分布较宽,且部分缺陷的尺寸很大,对复合材料的力学性能会造成较严重的影响。

进一步通过光学显微镜对孔隙结构进行观察。图 2(a) 中的分层为气孔分层,主要是复合材料在成型过程的升温阶段未及时排出裹挟在树脂层间的空气、挥发分等导致<sup>[13]</sup>。分析原因是树脂流动保温段的时间偏短,导致裹挟在层间的空气、挥发分等未能及时排出,进而在成型过程中,未及时排出的空气、挥发分等汇集形成较大的气孔,最终在超声 A-扫描检测的波形中体现为分层。图 2(b) 中的分层为应力分层<sup>[13]</sup>,形成原因主要有两个方面:一是树脂流动段和预成型段的温差过大,导致升温过程中,根部段产品壁厚较厚位置内外存在一定的温度梯度和成型度梯度,即外部直接接触模具表面迅速升温至开始成型反应并大量放热,而产品内部温度未达到相应的温度,导致成型过程中局部应力集中,进而导致分层;另一方面,预固化段的保温时间不够,壁厚较厚部分位置的树脂凝胶-玻璃化转变不完全,导致成型度较低。在进一步升温至后固化过程中,壁厚较厚的根部段表面成型时,内部并没有完全成型,由此产生的内应力最终导致复合材料内部分层。

## 2 全尺寸中空变截面复合材料的成型优化与结果分析

### 2.1 工艺参数优化与全尺寸中空异形变截面复合材料的制备

通过试验件的尺寸检验和质量表征结果以及成型过程分析,对全尺寸大梁的成型工艺参数进行优化。结合成

型机理分析,将成型工艺参数作如下优化:

1)原(85±5)℃保温段保温 60 min 改为(85±5)℃保温 30 min 和温度达到(110±10)℃保温 60 min,即树脂流动段总保温时间为 90 min,比优化前增加了 30 min,以保证树脂流动充分;另外,在(130±10)℃保温段之前,增加(110±10)℃保温 60 min 的保温段,降低两个段之间的温度差以降低根部端产品较厚位置内外的温度和成型度梯度,降低内部残存应力或应力集中的情况;

2)当温度升至(130±10)℃时,保温时长由 60 min 增加至 90 min,以保证材料能够充分完成凝胶-玻璃化转变。

首先预浸料使用裁切机床自动下料得到设计尺寸的预浸料裁片,在芯模上布气袋后手工铺贴预浸料裁片得到全尺寸预型体,再将内部已铺设好气袋的预型体转移到成型模具中,通过对成型模具加热的同时对内部气袋进行充气加压的方式使大型中空异形变截面复合材料成型,制得复合材料粗胚,复合材料粗胚数控加工外形轮廓和孔得到大型中空异形变截面复合材料制品。

优化后大型中空异形变截面复合材料成型固化阶段的工艺参数为:以 2℃/min 升温速率升温至(85±5)℃,保温 30 min,温度达到(110±10)℃,保温 60 min,温度达到(130±10)℃,保温 90 min,温度达到(180±10)℃,保温 60 min,待制件平均温度降至 80℃以下时脱模。

### 2.2 缺陷表征结果与分析

在相同的测试环境下,使用 700M 复合材料超声检测仪和 FJ 系列高分辨率超声换能器对试验件成型质量进行超声 A-扫描检测。表 2 为全尺寸试件的缺陷尺寸、深度和性质,对截面进行光学显微镜拍照,试样截面的光学显微照片如图 3 所示。

表 2 大型中空异形变截面复合材料缺陷尺寸、深度和性质

序号	长度/mm	宽度/mm	深度	性质	序号	长度/mm	宽度/mm	深度	性质	序号	长度/mm	宽度/mm	深度	性质
F1	48	10	(5/6)H	分层	F14	11	7	(1/3)H	分层	F27	12	10	(9/10)H	孔隙
F2	35	18	(5/6)H	分层	F15	50	8	(4/7)H	分层	F28	10	9	(1/3)H	分层
F3	12	5	(5/6)H	孔隙	F16	16	7	(5/7)H	分层	F29	11	6	(1/3)H	分层
F4	18	8	(1/3)H	孔隙	F17	50	7	(3/7)H	分层	F30	16	15	(1/4)H	分层
F5	19	16	(1/3)H	分层	F18	10	8	(6/7)H	分层	F31	28	7	近底面	分层
F6	10	5	近底面	孔隙	F19	11	6	(3/7)H	分层	F32	13	7	(2/5)H	分层
F7	6	3	(5/6)H	分层	F20	9	6	(3/7)H	孔隙	F33	12	7	(1/6)H	孔隙
F8	10	3	(5/6)H	分层	F21	15	9	(3/7)H	分层	F34	8	6	(1/3)H	孔隙
F9	14	10	(1/3)H	孔隙	F22	13	11	(1/3)H	孔隙	F35	14	10	(2/5)H	分层
F10	10	9	(1/3)H	孔隙	F23	14	12	(3/7)H	分层	F36	10	7	(1/3)H	孔隙
F11	8	4	(1/3)H	孔隙	F24	23	17	(1/3)H	分层	F37	13	7	(1/3)H	孔隙
F12	14	8	(1/3)H	分层	F25	15	8	(2/5)H	分层	F38	11	5	(1/3)H	分层
F13	13	8	(1/3)H	分层	F26	15	9	(1/3)H	分层	—	—	—	—	—

注:H为扫描检测位置总厚度,mm。

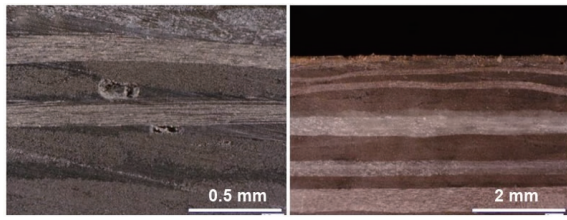


图3 大型中空异形变截面复合材料的试样截面的光学显微照片

由于全尺寸件与试验件在尺寸上进行了放大,因此缺陷的数量从27处增加至38处,但全尺寸件中尺寸较大的分层或孔隙缺陷情况得到了有效抑制。缺陷的最大尺寸为50 mm,仅为试验件中最大缺陷长度的15.6%。经统计,全尺寸试件的平均缺陷长度仅为16.5 mm,宽度为8.4 mm,并且数据的标准差也显著降低至11.1 mm和3.5 mm。结果表明,经过固化工艺参数的优化可以有效抑制大尺寸缺陷的发生。

通过对全尺寸样件截面的观察发现,当成型参数优化调整后,试样内部的缺陷明显减少,且由于应力集中导致的层间断裂分层的现象得到了有效抑制。

树脂流动阶段温度、树脂流动阶段保温时间和凝胶-玻璃化阶段保温时间对于复合材料成型质量有明确影响。壁厚越厚,需要越长的树脂流动阶段保温时间,以便树脂得到充分挤压和浸润。壁厚越厚,需要越长的凝胶-玻璃化阶段保温时间,而且需减小两个阶段的温度差,以减小树脂基体成型过程中存在较为明显的温度和成型度梯度,减少较大的成型变形引起的分层、孔隙等缺陷。

通过成型时间和温度的协同控制,大型中空异形变截面大梁成型质量有较大提升。也为后续进一步对成型工艺的优化指明了方向。通过对制造时间和温度的进一步深入优化可以完善和提高复合材料的性能。

### 3 结语

本文通过对大型中空异形变截面复合材料的特征结构设计并制作了试验件,利用超声A-扫描检测和光学显微镜拍照方法对试验件的成型质量进行了表征,分析成型参数对成型质量的影响,对工艺参数进行了相应的优化。通过延长成型过程中树脂流动阶段的保温时间,使树脂成分更加均匀;在预固化阶段中增加中间温度以减少复合材料内部的温度梯度与固化梯度;最后,在后固化阶段进一

步延长保温时间,提升复合材料的固化程度。通过3种方法协同作用,抑制了全尺寸中空异形变截面复合材料中分层缺陷的发生,缺陷的平均长度从56.1 mm减小为16.5 mm,平均宽度也从33.7 mm减小为8.4 mm;同时分层、孔隙的缺陷尺寸分布也更集中,表明成型工艺的优化有效改善了大型中空异形变截面复合材料的成型质量。

#### 参考文献:

- [1] 赵霖森. 先进复合材料手册[M]. 北京:机械工业出版社, 2003.
- [2] 马立敏,张嘉振,岳广全,等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 317-322.
- [3] 王莹,肖光明,贺韩. 大型双曲蜂窝夹层结构短舱成型工艺研究[J]. 复合材料科学与工程, 2021(7): 99-104.
- [4] 马开维,李博,朱佳强,等. 工艺参数对复合材料长桁预制体变形成型制件质量的影响[J]. 北京化工大学学报(自然科学版), 2019, 46(6): 36-44.
- [5] 李哲夫,谈源,张俭,等. 热模压预成型工艺参数对复合材料帽型长桁质量的影响[J]. 复合材料学报, 2021, 38(10): 3270-3280.
- [6] 张旭东,赵伟超,张娟. 小型无人机复合材料圆管的成型工艺[J]. 宇航材料工艺, 2021, 51(3): 82-85.
- [7] 张夏明,朱开鼎,蒋贵刚,等. 全封闭中空异型薄壁复合材料结构成型[J]. 宇航材料工艺, 2021, 51(3): 99-102.
- [8] WANG X M, ZHANG Z G, XIE F Y, et al. Correlated rules between complex structure of composite components and manufacturing defects in autoclave molding technology [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2009, 28(22): 2791-2803.
- [9] 王雪明,谢富原,李敏,等. 热压罐成型复合材料复杂结构对制造缺陷的影响规律[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 757-762.
- [10] PARK S Y, CHOI W J, CHOI H S. The effects of void contents on the long-term hygrothermal behaviors of glass/epoxy and GLARE laminates [J]. Composite Structures, 2010, 92(1): 18-24.
- [11] BIRT E A, SMITH R A. A review of NDE methods for porosity measurement in fibre-reinforced polymer composites [J]. Insight-Non-Destructive Testing and Condition Monitoring, 2004, 46(11): 681-686.
- [12] WISNOM M R, REYNOLDS T, GWILLIAM N. Reduction in interlaminar shear strength by discrete and distributed voids [J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(1): 93-101.
- [13] 王雪明,谢富原. 复合材料层合板分层缺陷及其实验模拟方法研究[J]. 纤维复合材料, 2020, 37(4): 30-34.

收稿日期: 2021-11-25