

# 复合材料夹层结构蜂窝与面板脱粘研究

## Research on Honeycomb and Laminate Disbond in Composite Sandwich Structure

中航通飞研究院有限公司 曾小苗 罗琳胤 邵俊欣 杨鉴威

**[摘要]** 论述了真空固化炉成型复合材料夹层结构研制中出现的蜂窝与面板脱粘原因及解决方案。通过分析复合材料夹层结构脱粘原因,提出解决方案,并通过工艺试验进行验证,为复合材料夹层结构脱粘分析及解决方案提供参考。

**关键词:** 夹层结构 脱粘 蜂窝 固化炉

**[ABSTRACT]** This article mainly discusses the disbond problem and solution of vacuum oven curing composite sandwich structure. Through analyzing disbond reasons of composite sandwich structure, proposing solutions and the process test, we provide the solution of disbonding composite sandwich structure.

**Keywords:** Sandwich structure Disbond Honeycomb Curing oven

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S2.150

复合材料蜂窝夹层结构由两块高强度的上、下面板夹着一层蜂窝芯组成,重量轻、刚性大,可以大幅度减轻飞机的重量;可设计性强;可以充分发挥复合效应的优点,使材料的受力处于最佳状态。

某型复合材料飞机增压舱采用夹层结构真空固化炉整体成型,见图1。零件通过上下半模铺贴成型,零件和成型模具合模后是一个筒形封闭体,只有后端面有一个后压力框开口,零件上的其他开口在零件固化成型后再铣切。增压舱零件面板采用12K东丽T700碳纤维预浸布,夹芯采用纸蜂窝AHN4120,胶膜采用汉高公司EA9696。整个增压舱采用的蜂窝芯子有19mm高的过拉伸蜂窝芯子,12.5mm、25mm和38mm高的正六边形蜂窝芯子。在研制过程中整体化夹层结构出现的问

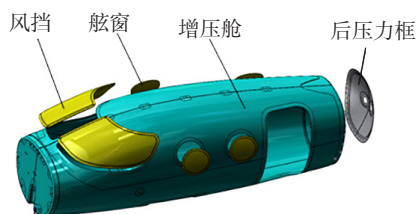


图1 复合材料增压舱

Fig.1 Composite pressure cabin

题是:整个增压舱内表面出现了大面积面板分层,夹层结构面板与蜂窝芯子脱粘,见图2。从脱粘零件可以看出胶膜完全没有与蜂窝粘接,全部粘接在复合材料面板上,正常的蜂窝夹层结构固化后,胶膜在蜂窝上形成胶棱,蜂窝与面板的剥离强度值较高。

蜂窝与面板脱粘主要原因:(1)该零件合模后成型过程中内外表面受热不均,造成零件内表面没完全固化,内面板分层,蜂窝与面板脱粘;(2)蜂窝高度较高,有19mm、25mm和38mm的,真空固化压力小,排气不畅,蜂窝与面板脱粘。

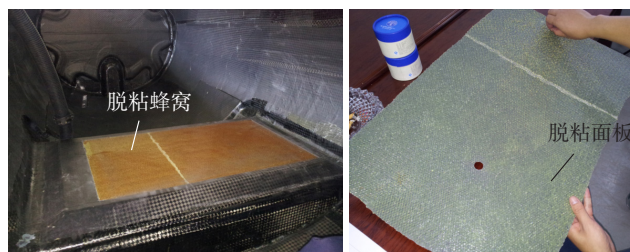


图2 面板与蜂窝脱粘

Fig.2 Laminate and honeycomb disbond

## 1 解决方案

### 1.1 固化过程温度场控制

T700碳纤维预浸料固化曲线如图3所示。因成型零件的开敞性不好,内部热空气循环不流畅,造成增压舱零件内部温度场不均匀,零件外表面已达到固化温度,零件内表面还未达到固化温度,引起零件内表面面板分层,蜂窝脱粘。随后通过模拟增压舱零件热分布曲线调整零件固化曲线,调整后的固化曲线见图4。通过固化参数的优化解决了增压舱零件固化温度不均匀问题。

### 1.2 零件热分布测试试验

一般零件通常只做工装的热分布,但增压舱零件由于形状复杂,结构不通畅,工装的热分布不能代表成型零件的热分布。增压舱零件热分布工艺测试试验:在增压舱成型模具中铺贴一种40层500mm×500mm预浸料铺层,再铺贴一种3/芯/3夹层结构铺层(大小500mm×500mm),分别在贴膜面和内表面铺层内接入

热电偶。采用图3固化曲线固化,测温曲线表明:零件外表面达到固化温度时零件内表面还未达到固化温度,随着保温时间的延长零件内表面也开始达到固化温度,但零件内表面铺层温度变化剧烈,固化不完全。采用图4固化曲线固化时,通过逐级升温保温的方法,在零件达到固化温度时,零件内外表面温差不明显,完全控制在固化温度偏差范围内,能保证增压舱零件固化完全。

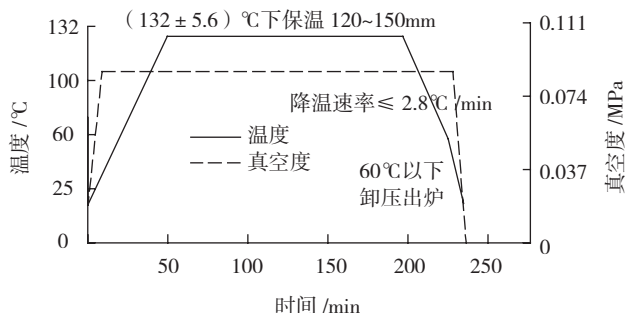


图3 T700 预浸料固化周期  
Fig.3 Curing cycle of T700 prepreg

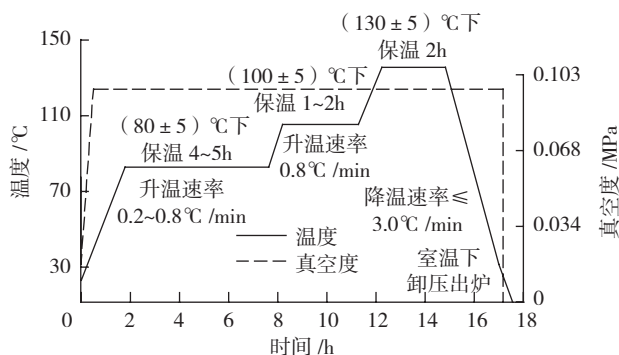


图4 T700 预浸料增压舱零件固化周期  
Fig.4 Curing cycle of T700 prepreg pressure cabin part

### 1.3 固化过程排气不畅通解决措施

增压舱零件基本铺层采用3/芯/3结构,蜂窝采用19mm高过拉伸蜂窝,前防火墙采用25mm高正六边形蜂窝,翼盒处采用38mm高正六边形蜂窝,增压舱剖面图见图5。蜂窝与面板胶膜采用汉高EA9696胶膜,厚0.25mm。在零件的铺贴过程中胶膜和铺层铺贴后进行了抽真空压实。采用一个整铺层抽真空压实一次,采用图4调整后的零件固化曲线,零件出炉后,内外面板没有出现分层现象,但多处仍出现了蜂窝与面板脱胶。从脱胶现象分析,增压舱在固化过程中排气不畅,蜂窝芯格中的空气在固化过程中无法排出,在固化升温过程中蜂窝芯格内空气体积膨胀,使胶膜与蜂窝芯完全脱开。后期大量工艺试验表明:在蜂窝芯的高度达到19mm时,这种真空固化炉成型的夹层结构就可能脱粘。蜂窝芯高度在12mm以下时,没有发生过蜂窝与面板脱粘现象。如何解决高蜂窝与面板脱粘问题,经研究提出了2

种解决方案:

(1) 增加零件成型时的压力,保证固化升温过程中蜂窝与面板胶接固化。这种方案必须将零件的成型工艺由真空炉固化改为热压罐成型,无法实现零件低成本制造成型,不采取。

(2) 基于碳纤维预浸料不更改,主要从改善蜂窝与预浸料的界面透气性考虑,通过改善面板与蜂窝粘接胶膜透气性,使蜂窝芯格空气基本能排出,保证胶膜与芯子的固化。

### 1.4 改善蜂窝与预浸料的界面透气性试验验证

改善蜂窝与预浸料界面透气性,主要通过改变胶膜透气性来研究,通过改善现有胶膜和选用不同透气性胶膜,并通过胶膜试验件对比结果,找到最佳解决方法。

试验件选取增压舱翼盒处零件铺层,此处蜂窝最高为38mm高正六边形蜂窝,试验件模拟实际零件边界四周封闭,大小500mm×500mm,预浸料采用12K T700碳纤维预浸料,胶膜分别采用汉高的EA9696、EA9696加尼龙网和EA9696K,试验件铺层与真实零件铺层一致,P4、P6为胶膜层,P5为蜂窝,P7~P10为周边加强层,具体见图6,固化成型后试验件见图7。

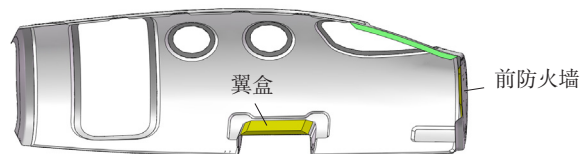


图5 增压舱零件剖面  
Fig.5 Section of pressure cabin part

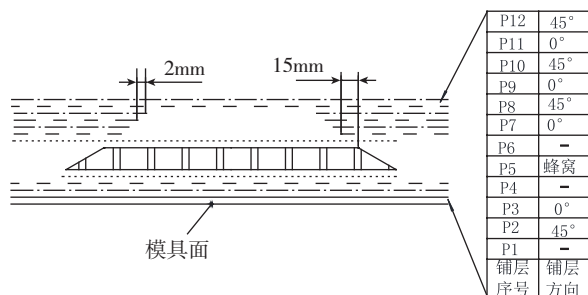


图6 翼盒处试验件铺层  
Fig.6 Wing box specimen layer

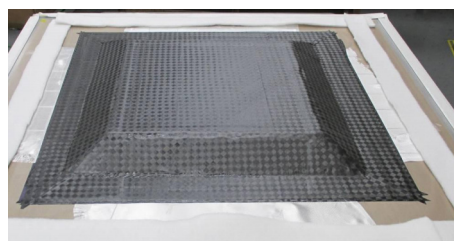


图7 固化成型后试验件  
Fig.7 Test specimen after curing

(下转第156页)

表2 孔圆柱度计算值

预压紧力 /N	孔圆柱度 /mm		
	位置 1	位置 2	位置 3
30	0.0078	0.0108	0.002
60	0.0156	0.0217	0.0039
90	0.0234	0.0325	0.0059

$H_{\max} \leq 0.03\text{mm}$ , 圆柱度公差  $T_{\max}=0.025\text{mm}$ 。首先根据圆柱度要求,在表 2 中差值求取预压力范围  $F \leq 71\text{N}$ , 然后根据毛刺高度要求,确定预压力  $F \geq 60\text{N}$ 。对于转速和进给速率,从变形控制角度出发,进给不得超过  $0.06\text{mm/r}$ ,要求越小越好,但为保证制孔效率,可取上限值,同时适当增大转速,以提高效率。

## 5 结论

本文对薄壁叠层单向预压钻孔工艺过程进行了分析,通过试验研究、理论分析和有限元仿真,以孔同轴度、出口毛刺为评价指标,对叠层单向预压制孔工艺参数进行了分析,主要贡献如下:

(1) 设计薄壁叠层结构单向预压钻孔试验,以孔圆柱度和夹层毛刺高度为主要评价指标,分析预压力、转速和进给速率对制孔质量的影响显著度。

(2) 通过对钻孔过程的分析,结合薄壁零件弱刚性特点,分析单向预压紧力对叠层零件产生的初始变形。考虑零件材料的变形,建立钻孔后孔圆柱度计算模型。并利用 ABAQUS 有限元分析软件建立了薄板零件的单向受压模型,计算出叠层零件材料的变形量,验证叠层孔圆柱度计算模型。

(3) 分析了主要的钻孔毛刺种类,包括出口毛刺以及夹层毛刺,避免夹层毛刺成形的方法是尽量增大单向预压力以减小钻削过程中的夹层间隙。

(4) 综合考虑孔圆柱度、夹层毛刺高度、效率等因素,提出了工艺决策建议。

## 参考文献

- [1] 范玉青. 现代飞机制造技术. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.
- [2] 袁红璇. 飞机结构件连接孔制造技术. 航空制造技术, 2007(1): 96-99.
- [3] DEVLIEG R, SITTON K, FEIKERT E, et al. ONCE (one-sided cell end effector) robotic drilling system. SAE, 2002.
- [4] HEMPSTEAD B, DEVLIEG R, MISTRY R, et al. Drill and drive end effector[C]/SAE 2001 Automated Fastening Conference & Exposition, Seattle, WA, USA, 2001.
- [5] 张兴华, 郑慧慧. 金属叠层材料层间毛刺形成的钻削实验研究. 现代制造工程, 2011(10): 79-82.
- [6] 王珉, 薛少丁, 蒋红宇, 等. 飞机大部件对接自动化制孔单

向压紧力分析. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 553-558.

[7] 王珉, 薛少丁, 陈文亮, 等. 面向飞机自动化装配的单向压紧制孔毛刺控制技术. 航空制造技术, 2011(9): 26-29.

[8] 王成勇. 用最小量冷却液法钻削航空铝-钛多层复合板. 机械工程学报, 2002, 38(6): 93-96.

[9] ANTONY F, KAMAL Y T, HARUHIKO A. Flexible fixturing and automatic drilling of sheet metal parts using a robot manipulator. Robotics & Computer-Integrated Manufacturing, 1989, 5(4): 371-380.

[10] SHIKATA H, DEVRIES M F, WU S M, et al. An experimental investigation of sheet metal drilling. Annals of the CIRP, 1980, 1: 85-88.

[11] MELKOTE S N, NEWTON T R, HELLSTERN C, et al. Interfacial burr formation in drilling of stacked aerospace materials. Proceedings of the CIRP International Conference on Burrs, 2009.

[12] WARDAK K R, TASCH U, CHARALAMBIDES P G. Optimal fixture design for drilling through deformable plate workpieces, Part I: model formulation. Journal of Manufacturing Systems, 2001, 20(1): 23-32.

[13] WARDAK K R, TASCH U, CHARALAMBIDES P G. Optimal fixture design for drilling through deformable plate workpieces, Part II: results. Journal of Manufacturing Systems, 2001, 20(1): 33-43.

(责编 李丹)

(上接第 151 页)

EA9696 加尼龙网试验件是在蜂窝和内外面板之间加一层透气尼龙网, EA9696 胶膜是一种蓝色环氧基胶膜, EA9696K 是一种白色环氧基胶膜, 两种胶膜的主要区别是 EA9696K 胶膜中复合了一层透气网格, 在固化抽真空过程中透气性能更好。

在采用同种蜂窝、同种预浸料、相同固化条件的情况下:(1) 蜂窝和面板间采用 EA9696 胶膜的试验件蜂窝与面板脱粘;(2) 蜂窝和面板间采用 EA9696 胶膜加尼龙网的试验件蜂窝与面板粘接完好;(3) 蜂窝和面板间采用 EA9696K 胶膜的试验件蜂窝与面板粘接完好。

后期滚筒剥离试验结果表明, EA9696 胶膜加尼龙网的试验件蜂窝与面板的滚筒剥离强度值远低于蜂窝与面板采用 EA9696K 胶膜的试验件的滚筒剥离强度值。

## 2 结论

(1) 碳纤维预浸料固化曲线因成型零件的复杂程度要进行调整, 固化曲线应该根据模具和零件不同, 依据零件热分布来定, 以确保零件固化成型。

(2) 对于蜂窝高度不大于  $12\text{mm}$ , 且开敞性较好的夹层结构零件, 采用 EA9696 胶膜真空固化成型, 蜂窝与面板粘接良好, 满足设计要求。

(3) 对于蜂窝高度大于  $19\text{mm}$ , 且半封闭的夹层结构零件, 采用真空固化成型时, 为了保证夹层结构蜂窝与面板粘接良好, 必须选用透气性更好的胶膜。试验结果表明 EA9696 胶膜的透气性能不好, 应改用 EA9696K 胶膜。

(责编 李丹)