

U形夹芯结构复合材料蒙皮制造技术研究

吴利敏, 杨永忠, 张 龙, 陈 翠, 闫雷鸽, 喻钟男

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610073)

[摘要] 针对U形夹芯结构复合材料蒙皮在实际成型过程中存在的主要问题进行了研究,在蜂窝芯局部稳定辅助手工倒角、蜂窝芯外形控制、铺层交叉固持及零件外形检测等方面对成型工艺进行了改进,并对相应的改进进行了深入分析。研究表明:通过对蜂窝的局部稳定化处理,实现了过拉伸蜂窝芯手工修切过程中倒角表面质量的明显改善;通过对外形样板的优化设计,实现了过拉伸蜂窝芯外形尺寸的精度控制;通过对铺叠过程中铺层的交叉固持,避免了U形夹芯结构复合材料蒙皮固化时的压力传递问题,有效解决了蜂窝芯收缩、铺层转移皱褶及内部分层等问题;通过简易卡板、定力夹紧装置与塞尺方式相结合的方法,实现了零件状态下外形的高效测量。

关键词: U形夹芯结构;蜂窝稳定化处理;交叉固持;外形测量;复合材料蒙皮

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2018.13.090



吴利敏

工程师,主要从事复合材料胶接成型工艺研究。获得航空工业二等奖1项,首届中国国防邮电企业职工优秀技术创新成果二等奖,2017年成飞公司内部“创新之星”称号,2015年度全国精益管理项目发表赛二等奖。

随着复合材料制造技术的不断发展,基于高比模量、高比强度、优异的耐疲劳性能和耐腐蚀性能以及良好的可设计性等优异的特性,复合材料在航空航天领域得到广泛的应用^[1-2],如美国的F35战机复合材料结构用量超过了35%^[3],波音787飞机上的用量也已占全机结构总重的50%;同时,复合材料成型工艺的相对复杂、成本过高的因素,又限制了它的广泛应用。其中U形夹芯结构是复合材料蒙皮中常见的结构形式,典型结构(预浸料铺层-胶膜-过拉伸蜂窝芯-胶膜-预浸料铺层)如图1所示,因自身结构特点存在蜂窝芯与预浸料之间难以完全贴合、铺层压力传导不均匀,以及复合材料构件热膨胀系数与金属模具存在较大差异,在其成型过程中存在蜂窝形状难以精确控制、底部区域易出现分层、褶皱及零件实际外形尺寸与理论数模存在差

异等情况,对此国内外学者已进行不少相关的研究工作。

韩培培等^[4]从模具入手,综合考虑模具材料与复合材料热膨胀系数的差异、U形模具的结构形式、回弹角补偿及构件脱模等因素,采用CATIA三维软件对复合材料热压罐模具进行了数字化设计;房晓斌等^[5]分析了复合材料U形蒙皮厚度超差的原因,采用密封胶条进行边缘密封,在U形蒙皮底部靠袋面放置无

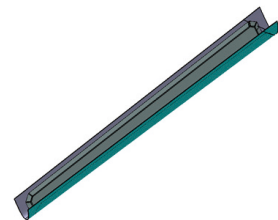


图1 U形夹芯结构复合材料蒙皮典型结构
Fig.1 Typical structure of U-shaped sandwich structure composite skin

碱玻璃布进行吸胶处理,有效解决了固化成型后厚度超差的难题;刘望子等^[6]以复合材料典型U形件结构为研究对象,建立了典型热压罐固化仿真模型和固化变形预测模型。此外,还有多篇论文对零件生产过程中的精确控制进行了相关研究。

本文以典型的U形蒙皮结构为例,聚焦制造过程中存在的蜂窝芯收缩、铺层滑移褶皱及蒙皮内部易分层等问题,开展了工艺方案的设计研究,采用胶接成型工艺一次成型,低成本解决了成型工艺过程常见的问题。

试验及方法

U形复合材料夹芯蒙皮结构的研制与生产是一项系统的工作,本文主要从蜂窝芯手工倒角、铺层交叉固持、U形结构贴模面外型精确检测等方面开展相关的工艺探索。

1 蜂窝芯手工倒角

目前在U形复合材料夹芯蒙皮结构胶接共固化过程中,蜂窝芯边缘需要采用倒角的方式防止蜂窝芯芯

格压塌,易于铺叠。倒角加工可以采取数控加工和高速带锯倒角机加工方式。外形轮廓复杂的蜂窝芯常采用数控加工,质量较好,但成本较高;对于外形轮廓简单(如四边形或多边形直边轮廓外形)的蜂窝芯(如图2所示),其加工可以选择用高速带锯倒角机加工方法,提高加工效率,降低生产成本,缺点在于加工表面质量较差,且倒角加工工艺方法存在以下弊端:

(1)边缘蜂格容易被带锯或用于固定蜂窝芯的双面胶带撕裂,造成边缘蜂格缺少,尺寸精度难以保证。

(2)倒角斜面存在大量毛刺,表面质量差,如图3所示。

本研究采用的蜂窝芯为过拉伸蜂窝芯,该蜂窝芯芯格易变形,可以与大曲率的型面很好地贴合。针对蜂窝芯本身的特点及加工后的缺陷,本研究使用胶膜稳定化和灌密封胶稳定化两种方法,对蜂窝芯进行稳定化处理,并比较两者的工艺效果;然后采用双面胶隔离蜂窝和固定蜂窝芯的方法,最后采用合理的方法去除毛

刺、飞边,防止损坏蜂窝边缘。

2 蜂窝芯外形控制

蜂窝芯外形成型可以通过整体数控机加法、平面蜂窝芯整体弯曲稳定化预成型后数控机加法或平面过拉伸蜂窝芯加工后弯曲成型法等方法加工而成,3种方法对比情况如表1所示。

由表1可以得出结论:通过平面过拉伸蜂窝芯倒角加工后弯曲成型的工艺方法较为简单,占用工装和数控设备资源少,成本较低,但外形精度较难控制,主要是过拉伸蜂窝芯倒角加工后为平面状态,组装铺叠在U形成型工装后,蜂窝芯外侧蜂格拉伸变长,导致蜂窝芯外形比平面状态时的宽度尺寸要大,如图4所示, $L_2 > L_1$,蜂窝芯外形无法准确控制。

本研究利用零件理论外形和成型工装,获得蜂窝芯弯曲前后的尺寸 L_1 、 L_2 ,得出差值,设计蜂窝芯的外形样板时外形按差值缩小。

具体方案为:

(1)按蜂窝芯理论数模外型展开图设计样板,按样板切割出蜂窝芯。

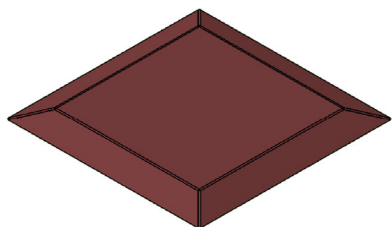


图2 外形轮廓简单的蜂窝芯示意图
Fig.2 Schematic diagram of simple honeycomb core

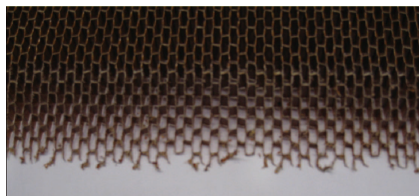


图3 高速带锯倒角机蜂窝芯倒角表面质量
Fig.3 Surface quality of honeycomb core chamfered by high speed band saw chamfering machine

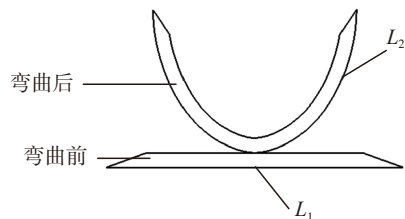


图4 蜂窝芯弯曲前后状态示意图
Fig.4 Comparison between honeycomb core state before and after bending

表1 蜂窝芯外形成型方法对比

蜂窝芯成型方法	优点	缺点
整体数控机加法	外形尺寸精度高	对高度较高的零件,无合适厚度的蜂窝芯;对两面均为曲面的零件,蜂窝芯加工固持难,加工时间长;需数控编程,需专用铣切夹具,占用数控机床资源
蜂窝芯整体弯曲稳定化预成型后数控机加法	外形尺寸精度高	整体稳定化预成型,需专用成型工装,工序复杂;需数控编程,需专用铣切夹具,占用数控机床资源
平面过拉伸蜂窝芯倒角加工后弯曲成型法	工序简单; 无需专用成型工装或铣切夹具; 仅需高速带锯倒角机,无需占用数控机床	弯曲成型后蜂窝芯变形量大,外形轮廓尺寸精度较难控制

(2) 在成型工装上预先放置与蜂窝芯下铺层等厚度的四氟布, 固定。

(3) 放置蜂窝芯在成型工装内, 在四氟布上用笔画出蜂窝芯外形轮廓线。

(4) 取出蜂窝芯和四氟布, 将蜂窝芯外形样板平放在四氟布上, 画出蜂窝芯外形轮廓线。

(5) 对比蜂窝芯弯曲前后的轮廓线, 得出蜂窝芯弯曲前后外形尺寸差值, 按此差值缩小蜂窝芯外形样板尺寸, 即得出合理的蜂窝芯外形样。

3 铺层交叉固持

U形夹芯结构一般采用拉伸模(阳模)拉伸成型, 由于零件曲面变形较大, 固化时由于铺层压力传导不均匀, 致使零件底部铺层易形成架桥、分层或者铺层褶皱。

为改进这一现象, 本文从固持方式入手, 采用辅助材料在零件长度方向上进行完全不固持、完全固持、局部对称固持、交叉固持等多种方案, 开展了不同铺层固持方式的试验件制造研究, 确定零件铺层的最佳抓紧方式, 优化零件在热压罐固化过程中的压力分布, 使零件V型底部型面能够均匀受压, 提高零件内部质量; 其中图5为零件典型固持示意图。

4 贴模间隙检测

由于复合材料与模具热膨胀系数存在较大差异的特点, 产品在成型后均会产生不同程度的变形, 但其变形量不能过大, 否则影响气动外形与其他部件的装配连接。贴膜面的外形测量一般有两种方法, 一是通过测量零件周边的贴模度, 间接反映整个产品的变形情况, 但这种方法无法直接测量靠近中心区域的外形; 另一种方法是在装配时用装配工装定位夹持后对外表面直接进行测量, 这种方法的优点是能够直观反映装配关系和配合情况, 但装配时才能发现问题, 对产品质量控制和生产交付影

响大。

本研究通过设计简易卡板、定力夹紧装置与塞尺相结合的方法, 首先设计一个简单卡板, 即检验模, 该模具沿展向间隔不大于300mm设置检查切面。当进行检查时, 通过设计的一种可施加确定压力的夹紧装置允许在装配连接区最小300mm的间隔内(或等效的更小间隔内)最大施加45N的局部压力, 然后使用塞尺即可实现对零件外型面的精确测量, 参见图6、图7。

结果与讨论

1 蜂窝芯局部稳定辅助手工倒角工艺效果

从工艺效果来看, 胶膜稳定化和灌封胶稳定化等两种稳定化方案对比情况如表2所示。

从表2可以看出, 胶膜稳定化方法较灌封胶稳定化方法使零件增重较少, 且胶膜固化后易加工, 因此蜂窝芯胶膜稳定化方法优于灌封胶稳定化法。

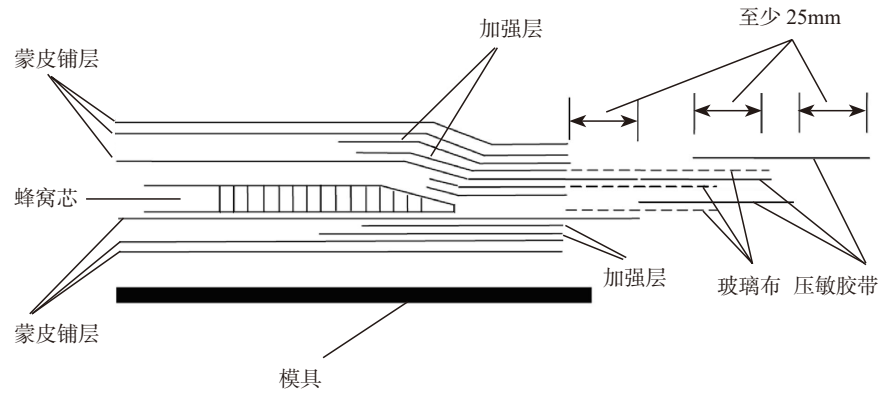
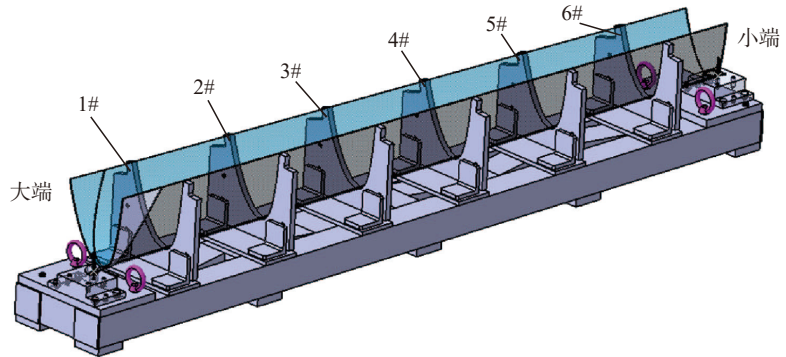
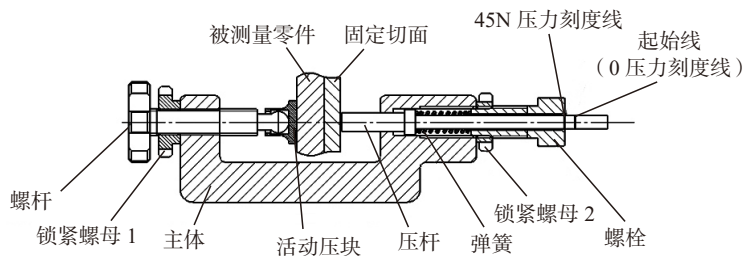


图5 铺层固持示意图

Fig.5 Schematic diagram of cross interval grasped layer



(a) 检验模结构示意图(数字代表检查切面编号)



(b) 施加45N间隙测量工具结构示意图

图6 零件外形检测方案示意图

Fig.6 Schematic diagram of program used for shape detection of the part

采用胶膜对蜂窝芯倒角加工区域进行稳定化固化预处理,如图 8 所示,其中胶膜在倒角加工时起到隔离蜂窝芯和双面胶的作用,倒角后采用 150 目或更细的砂纸按顺时针方向打磨倒角斜面。

通过试验验证,采用改进后的倒角加工工艺方法,解决了以前的弊端,有以下优点:

(1) 提高了蜂窝边缘外形轮廓质量,尺寸精度得到有效控制,蜂格未出现撕裂情况,如图 9 所示。

(2) 提高了蜂窝倒角斜面表面质量,有效去除了飞边、毛刺。

(3) 使用高速带锯对蜂窝芯进行倒角加工,提高了加工效率,省去了数控编程的过程。

2 蜂窝芯外形控制

通过试验验证,按此优化方案设计的蜂窝芯样板能够准确控制蜂窝芯外形。以获取的蜂窝样板所裁剪的蜂窝,很好地实现了蜂窝外形的控制,精度满足生产实际过程需要。

3 铺层交叉固持

(1) 采用完全固持的方案。

固化后零件的表面出现了底部

缺胶、层间分层、空隙较多的现象(见图 10),固化后对其进行 X 射线检测,结果显示,在尖部出现一条或两条白线区域,该区域根据 X 射线检

测疑似分层,估计有 100mm 左右,如图 11、12 所示。

对 X 射线检测疑似分层缺陷位置进行剖切,剖切截面显示该区域确实存在蜂窝芯-层压板间脱黏、层压板铺层间的分层缺陷,如图 13 所示。

(2) 采用完全不固持的方案。

零件底部光滑,但是固化后零件

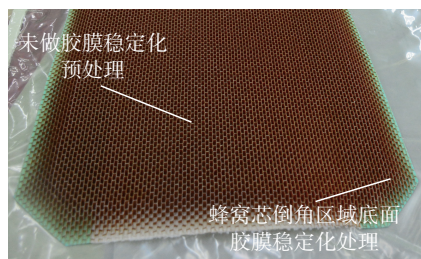


图8 蜂窝芯稳定化处理示意图
Fig.8 Schematic diagram of honeycomb core stabilization process



图10 零件底部贫胶区
Fig.10 Schematic diagram of poor glue zone at the bottom of the part

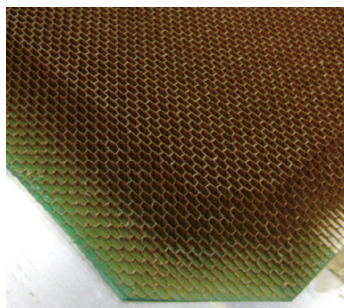


图9 胶膜稳定化预处理后蜂窝倒角示意图
Fig.9 Schematic diagram of honeycomb core chamfer after stabilization of the film

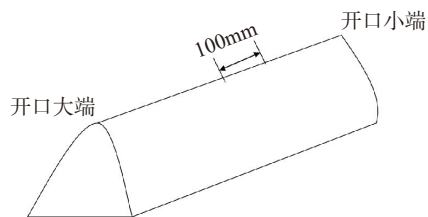


图11 零件底部分层区域示意图
Fig.11 Schematic diagram of the delamination at the bottom of the part



图7 C形定力夹紧装置示意图
Fig.7 Schematic diagram of C-shaped clamping device

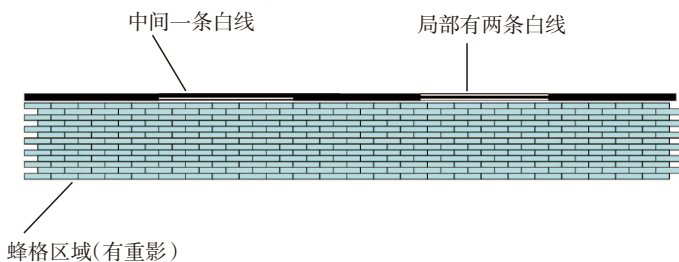


图12 射线检测结果局部放大示意图
Fig.12 Schematic diagram of the result monitored by X-ray

表2 蜂窝芯稳定化方法对比

稳定化方法	固化方式	优点	缺点
胶膜稳定化	热压罐	胶膜的密度相对低,处理后重量变化小; 采用胶膜稳定化后,在蜂窝芯底面形成平面,加大了与预浸料的接触面积,增强了黏接强度	固化方式稍复杂
灌密封胶稳定化	室温或烘箱	固化方式简单,稳定化效果好	零件重量增加多,固化后灌密封胶硬度高,难加工

内表面出现褶皱,如图 14、15 所示。

根据研究分析,采用多层铺层全固持,固化过程中由于铺层被固持,造成压力无法直接作用在蜂窝芯下的铺层,铺层无法被压实。如果铺层完全不固持,导致铺层滑移,形成皱褶。所以后续采用多种局部对称固持的方案,研究发现:固持尺寸较多,易出现零件脱黏、分层现象;固持尺寸较少,易出现铺层褶皱现象。

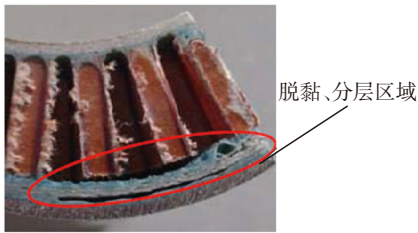


图13 内部分层剖视图
Fig.13 Cross-section of internal delamination

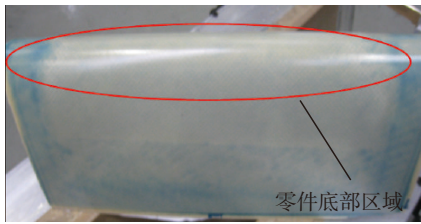


图14 底部光滑
Fig.14 Schematic diagram of smooth bottom

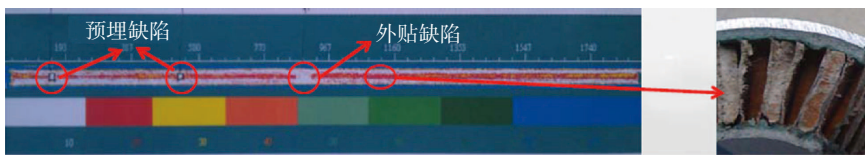


图17 蒙皮试验件底部超声无损检测图
Fig.17 Schematic diagram of ultrasonic inspection for pointed end of the part

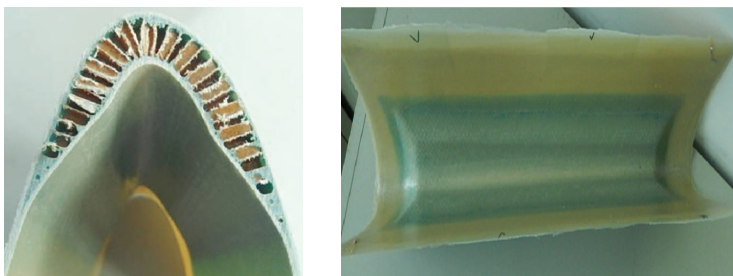


图18 U形夹芯结构复合材料蒙皮示意图
Fig.18 Schematic diagram of U-shaped sandwich structure composite skin

后续通过多次试验验证,最终确定在相邻区域和相邻铺层间采取铺层交叉固持的方法(如图 16 所示),在保证蜂窝芯不收缩滑移的同时允许铺层有局部轻微滑移,充分将压力传递至 U 形区域底部,使零件 U 形底部型面能够均匀受压,避免了分层、皱褶等缺陷的出现,如图 17、18 所示。

4 贴模间隙检测

通过简易卡板、定力夹紧装置

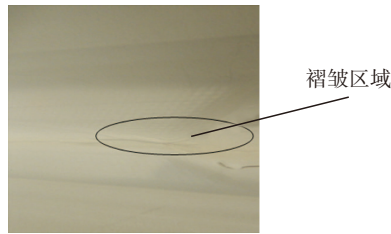


图15 铺层褶皱示意图
Fig.15 Schematic diagram of layer folds



图16 铺层交叉间隔固持示意图
Fig.16 Schematic diagram of cross interval grasped layer

与塞尺相结合的外形测量工艺,实现了零件外形测量的全覆盖及快速检测,可及时发现外形的缺陷,经检测合格的零件均能满足装配精度要求,极大地缩短零件装配周期。

结论

本研究针对 U 形夹芯复合材料蒙皮结构制造过程中出现的工艺缺陷问题,提出了若干工艺改进措施,试验结果表明:

(1)通过理论分析和试验对比,采用胶膜稳定化方法对蜂窝芯稳定化处理,得到了一种低成本、高效的过拉伸蜂窝芯加工方法,有效地解决了过拉伸蜂窝芯边缘芯格撕裂等问题,改善了其质量和外形精度。

(2)采用差值理论确定蜂窝芯弯曲前后外形轮廓尺寸差值,设计出准确的蜂窝芯外型样板,可有效控制蜂窝芯外形尺寸精度。

(3)系统研究了预浸料铺层的抓紧方式对 U 形复合材料制件内部和外观质量的影响,并通过比较研究确定了一种实用的 U 形复合材料制件预浸料铺层的最佳固持方式,可有效控制零件内部分层、脱黏及铺层褶皱等缺陷的形成,提高产品质量,达到了无损检测技术指标要求。

(4)研究了一种 U 形零件外形检测时压力施加方法,通过设计一种 C 形定力夹紧装置,使 U 形零件贴模间隙检测时能够施加量化的压力,该压力满足设计要求,最终通过采用简易卡板-定力夹紧装置-塞尺实现了零件状态下外形的高效测量。

参考文献

[1] RAJESHWAR K, TACCONI N R D, CHENTHAMARAKSHAN C R. ChemInform abstract: semiconductor-based composite materials: preparation, properties, and

performance[J]. Chemistry of Materials, 2001, 13(9): 2765-2782.

[2] ANOSHKIN A, ZUIKO V, SHIPUNOV G, et al. Technologies and problems of composite materials mechanics for production of outlet guide vane for aircraft jet engine[J]. PNRPU Mechanics Bulletin, 2014, 1(4): 5-44.

[3] KARPOUZIAN G, LIBRESCU L. Three-dimensional flutter solution of aircraft wings composed of advanced composite materials[C]//Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Boston, 2013.

[4] 韩培培, 孟庆杰. 复合材料U形梁成型模具设计[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(3): 73-77.

HAN Peipei, MENG Qingjie. Design of composite component mold for U-shape girder[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2015(3): 73-77.

[5] 房晓斌, 孟翠翠. 某型机复合材料U形蒙皮固化成型厚度控制[J]. 橡塑技术与装备, 2016, 42(2): 79-80.

FANG Xiaobin, MENG Cuicui. Thickness control of cured U-shape composite machine skins[J]. China Rubber/Plastics Technology and

Equipment, 2016, 42(2): 79-80.

[6] 刘望子, 陈正生, 汪心文. 复合材料典型U形件及整体框架壁板固话变形仿真研究[C]//第三届中国航空科学技术大会. 北京, 2017.

LIU Wangzi, CHEN Zhengsheng, WANG Xinwen. Research on solidification simulation of the typical type-U and overall frame skin composite components[C]//China Aviation Science and Technology Conference. Beijing, 2017.

[7] 程文礼, 袁超, 邱启艳, 等. 航空用蜂窝夹层结构及制造工艺[J]. 航空制造技术, 2015, 58(7): 94-98.

CHENG Wenli, YUAN Chao, QIU Qiyang, et al. Honeycomb sandwich structure and manufacturing technology for aviation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(7): 94-98.

[8] GANDY H T N. Adhesiveless honeycomb sandwich structure with carbon graphite prepreg for primary structural application: a comparative study to the use of adhesive film[D]. Kansas: Wichita State University, 2012.

[9] 何凯, 李成龙, 龚志红, 等. 航空复

合材料构件精确制造技术探讨及应用[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 101-105.

HE Kai, LI Chenglong, GONG Zhihong, et al. Discussion and application of precise manufacturing technology for aeronautical composite components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 101-105.

[10] 骆金威, 高涛, 牟文平, 等. 面向超声波机床加工芳纶纸蜂窝芯的新型固持方法[J]. 航空制造技术, 2014, 57(22): 106-108.

LUO Jinwei, GAO Tao, MOU Wenping, et al. New method of fixing aramid paper honeycomb core for ultrasonic machine tool[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(22): 106-108.

[11] 刘刚. 纸基蜂窝芯零件高速铣削加工固持系统[D]. 杭州: 浙江大学, 2004.

LIU Gang. Fixation system for high speed milling of paper-based honeycomb core parts[D]. Hangzhou: Zhengjiang University, 2004.

通讯作者: 吴利敏, E-mail: wulimin168@126.com。

Study on Manufacture Technology for U-Shaped Sandwich Structure Composite Skin

WU Limin, YANG Yongzhong, ZHANG Long, CHEN Cui, YAN Leige, YU Zhongnan
(AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610073, China)

[ABSTRACT] Technical problems existing in molding process of U-shaped sandwich structure composite skin was studied. Many aspects of molding process were ameliorated, which included honeycomb core stabilization process, honeycomb core shape control, cross interval grasped layer and shape detection of parts. The results showed that stabilization process for honeycomb core could make greatly improve the quality of honeycomb core chamfer of manual cut. The optimal design of shape models could great assistance in shape control of honeycomb core. The cross interval grasped layer could avoid pressure conduction problems existing in molding process, and effectively solve the problems of honeycomb shrinkage, layer folds and internal delamination. The association, which included simple snap-gauge, U-shaped clamping devices and feelers, realized the efficient measurement of the shape of the parts.

Keywords: U-shaped sandwich structure; Honeycomb core stabilization process; Cross interval grasped layer; Shape detection; Composite skin

(责编 铃兰)