

一种新型泡沫填充T型加筋壁板液体成型共固化工艺研究

刘亚男,原崇新,赵新福,李永行

(中国商飞北京民用飞机技术研究中心民用飞机结构与复合材料北京市重点实验室,北京 102211)

[摘要] 选取典型复合材料T型加筋壁板结构件,针对其真空辅助液体成型工艺共固化T型加筋壁板铺贴过程中加筋区填充困难、工艺复杂、不可重复等问题,提出了一种针对阴模成型的新泡沫填充T型加筋壁板共固化成型工艺方法,采用泡沫加筋芯与纤维铺覆导向板,实现了加筋区尺寸精确控制,解决了阴模加筋区填充困难,表面成型质量差的问题,并在注胶过程中引入钢制均压板,采用单面模具得到双面光滑的T型加筋壁板结构件,研制出的加筋壁板成型质量良好,研究结果对壁板类结构低成本整体成型技术在民机上的应用与发展具有重要参考价值。

关键词: 复合材料;加筋壁板;液体成型;整体化成型;共固化

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.04.074



刘亚男

博士、高级工程师,主要从事民用飞机复合材料结构低成本制造工艺及其性能研究。

先进复合材料以其质轻、高强、高模、耐腐蚀等优异性能在航空航天结构中的应用日益广泛。在民用航空领域,复合材料用量已成为衡量飞机先进性的重要标志之一,但是复合材料长期居高不下的成本,尤其是制

造成本,成为制约其大量应用的重要因素。因此,近年来,轻质、高效、低成本复合材料结构应用技术备受关注,其重要途径之一即为低成本成型技术。复合材料整体成型技术,能够大幅度减少复杂、大型结构的组装零件和紧固件数量,减少分段与对接、节省装配时间,是实现复合材料制件轻质、高效、低成本的重要途径。复合材料加筋壁板是飞机典型的整体化结构^[1-3]。根据不同的承载能力要求,筋条的结构类型有多种选择,如L型、T型、J型、U型、I型等,其中T型筋条及其加筋壁板是航空结构件最常见的结构形式^[4-7]。

目前,对于T型加筋壁板,国内外的研究主要集中在力学性能及破坏模式的理论和试验研究方面,尤其是T型加筋壁板的后屈曲和拉脱性能研究^[8-10],在制造工艺方面,一般采用分步固化或整体固化的方式。分步固化是指先将复合材料面板和加强筋分别单独固化成型,然后再进

行二次胶接。因此,分步固化事实上是一种二步法成型方法,时间长、效率低、耗能大。整体固化或共固化是一种一步法整体成型工艺,是指将加强筋区与面板区一起铺放并同时加热固化一次成型的制造方式,该方法既可采用预浸料热压罐成型,也可采用液体成型工艺。

对于液体成型工艺来说,共固化是主要的成型方法,根据模具形式不同又分为阳模成型和阴模成型。对于复合材料加筋壁板结构,阳模成型是指将加强筋区采用凸面模具,两侧用固定块进行固定,在模具凸面进行纤维铺放的工艺;阴模成型是指加强筋区采用凹面模具,将干纤维层沿凹陷区进行铺放,铺放后再在上方铺放复合材料面板。采用液体成型加强筋与面板共固化工艺,可以大大节省制造时间,节约二次胶接产生的能耗^[11-13]。无论是阳模成型或阴模成型都是单面模具,分别可以得到凹面光滑或凸面光滑的结构件,但是都

存在筋条与蒙皮接触的三角区域填充捻条容易造成孔隙缺陷、成型过程非常复杂、不可控、不能重复等问题,若工艺控制不当,将造成孔隙、分层、厚度不均等缺陷,并严重影响制件的成型质量和性能。另外,在液体成型工艺过程中,采用干纤维铺放,纤维定位准确性与铺覆操作性都存在很多问题,尤其加筋区结构复杂,成型质量控制难度大^[14-15]。

本文针对真空辅助液体成型工艺共固化T型加筋壁板加筋区填充困难、工艺复杂、加筋区表面质量难以控制且重复性差等问题,发展了一种针对阴模成型的新泡沫填充T型加筋壁板共固化成型工艺方法,通过数控加工制备泡沫加筋芯精确控制加筋芯尺寸,解决了阴模加筋区填充工艺复杂、重复性差的问题,并通过特制纤维铺覆导向板、改善加筋区表面成型质量,并在注胶过程中引入钢制均压板,实现单面模具得到双面光滑结构件的目的。

试验及方法

1 原材料与仪器设备

原材料:T300 碳纤维平纹布(3K, PW, 上海力硕);环氧树脂(EPOLAM 5015, Axson);固化剂(EPOLAM2025 HARDENERS, Axson);PVC 泡沫(Divinycell, 戴铂新材料有限公司);真空袋及辅助材料(美国 Airtech)。

仪器设备:自动下料机,美国格柏;激光铺层定位系统,德国 LAP;固化炉,法国 Etuves;复合材料加工中心,意大利 FIDIA;旋转式抛光机,美国标乐;金相显微镜,上海测维光电技术有限公司;超声波扫描显微镜, SAM 300E, 德国 PVA TePla。

2 加筋壁板成型方法

本文采用阴模成型真空辅助液体成型工艺(VARI)制备泡沫加筋T型壁板,工艺流程如图1所示。首先采用自动下料机进行下料,保证

加筋区表层纤维织物结构尺寸的准确性。同时,采用数控切割机床精确切割泡沫芯材获得加筋区预制件,清理准备加筋壁板模具(见图2)。其次,铺叠好加筋区的表面纤维层,将事先加工好的泡沫预制件填充于加强筋模具凹槽中(见图3)。为了保证加筋区成型质量,先进行预压实,再利用自制的特定导向板结合激光铺层定位系统对铺叠好的表层纤维布进行裁剪,去除毛边。待几个加筋区的纤维和泡沫都铺叠好后,铺覆底面纤维织物。然后,放置好脱模布、均压板、导流网,并设置好注胶管与出胶管,进行真空封装。同时,按比例配好环氧树脂备用。最后,进行注胶固化,固化完成后自然冷却至室温,脱模,并采用复材加工中心进行切边,记为 panel1。

为了对比分析,本文保持其他条件不变,但是不采用泡沫加筋芯和均压板制备加筋壁板,记为 panel2。

制备后,采用五轴加工中心进行切边,并采用游标卡尺测量加筋壁板底面板的厚度;采用超声波扫描显微镜超声水浸反射法对加筋壁板加筋区的内部缺陷进行分析。

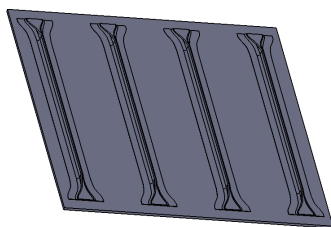


图2 加筋壁板模具示意图
Fig.2 Diagram of stiffened panel mould

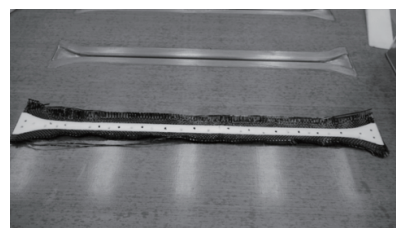


图3 泡沫加筋芯填充加筋区
Fig.3 Foam core filled reinforced area

结果与讨论

1 加筋壁板表面质量分析

对于阴模成型加筋壁板,如何保证加筋区尺寸均匀性与表面质量、加筋三角区的填充密实度以及真空袋面的平整度是成型工艺控制的关键。本文按上文所述方法分别制备加筋壁板 panel1 和 panel2,如图4所示。从图4(a)和(b)中可以看出,加筋壁板 panel1 的上表面加筋区填充密实,加筋表面边缘整齐,尺寸均匀,下表面平整,表面无明显干斑、褶皱等缺陷,成型质量好。相反,图4(c)所示加筋壁板 panel2 的底面不平整,在加筋区有明显的凹坑,这是因为

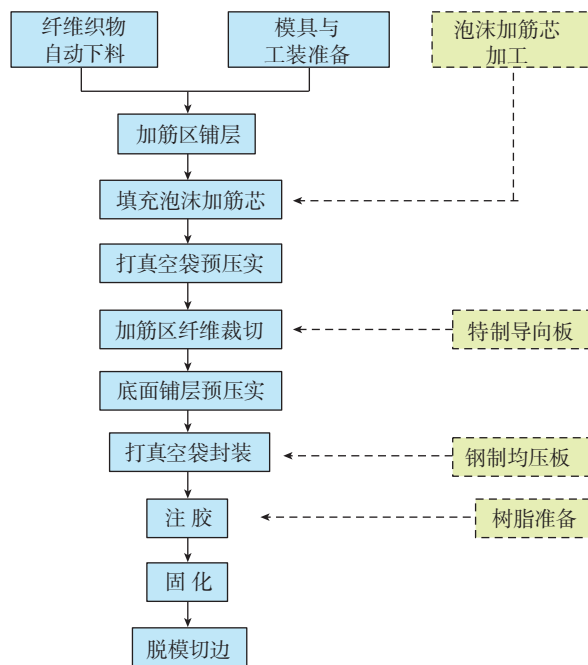


图1 加筋壁板制备工艺流程图

Fig.1 Scheme of stiffened panel fabrication process

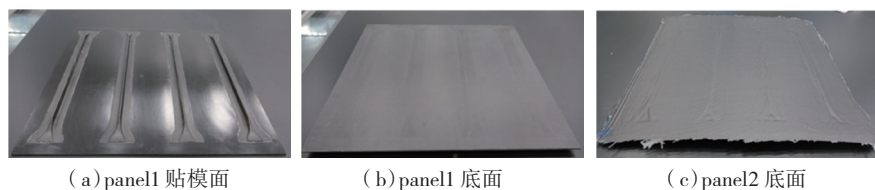


图4 加筋壁板照片

Fig.4 Photos of fabricated stiffened panel

panel2 不是泡沫加筋芯,而是采用干纤维填充,很难填充密实,尤其加筋底面两边三角区,形状不规则难以精准填充,同时因为打袋封装时没有采用均压板,底面各点压力不均而导致成型后底面不平整。

2 加筋壁板厚度均匀性分析

为进一步比较本文泡沫加筋壁板工艺改进对成型质量的影响,采用五轴复材加工中心对 panel1 和 panel2 加筋壁板切边后,采用游标卡尺测量加筋壁板底面面板边缘厚度,对比分析其厚度均匀性,每边测试3个点共12个点,结果如表1所示。

由表1可知,加筋壁板 panel1 各点的厚度离散系数为3.13%,小于 panel2 的厚度离散系数5.97%,进一步证明 panel1 制备中采用均压板提高了底面的平整度。同时,比较表1中 panel1 和 panel2 的厚度平均值可知,虽然同为16层纤维织物,但是 panel1 的平均厚度为3.62mm,小于 panel2 的平均厚度4.41mm,这可能是因为均压板的采用除使加筋壁板底面面内方向各点压力更均匀,也使层间方向的压力传递更有效,因而层间更密实,厚度更低。

3 壁板加筋区成型质量分析

加筋壁板加筋三角区的填充密实度以及平整度是成型工艺控制的关键,如果工艺控制不当,容易出现褶皱、厚度不均、孔隙和分层等缺陷,为进一步比较工艺改进对加筋壁板加筋区成型质量的影响,采用超声扫描显微镜对两种工艺制备的加筋壁板加筋区成型质量进行分析,超声扫描采用超声水浸反射法,扫描范围300mm×300mm,探头5MHz,直径

9.53mm,焦距20.07mm,扫描结果如图5所示。

图5(a)和图5(b)分别为泡沫加筋壁板和纤维填充加筋壁板的加筋区超声扫描结果,对比两块壁板的加筋区图像,可看出由于第一块板的加筋内填充的是泡沫,其与碳纤维蒙皮之间由于声阻抗差异较大,造成反射波较强,成像亮度高;而第二块板的加筋内部填充也是碳纤维材料,与蒙皮之间的声阻抗差异较小,所以声波反射强度低,成像较暗。

进一步分析图5(a)可以看出,泡沫填充区边界清晰、表面平整,没有褶皱、孔隙、分层等缺陷,成型质量较好。反之,从图5(b)中可以看出,由于纤维填充加筋壁板表面平整度较差,导致表面出现小面积起伏区,造成声波散射而不能按照原路返回被探头接收,所以扫描图像会出现大量黑斑。而纤维填充加筋区红色图示部分有明显孔隙,这是因为干纤维松散不易控制很难保证各个区域填充均匀和密实。此外,加筋区上边缘约40mm、下边缘20mm内(黄色箭头所示)底面面板有明显的褶皱,这也是因为干纤维填充加筋区填充不密实,抽真空加压成型后纤维变形导致厚度不均所致。同时,加筋区边缘两侧褶皱面积和程度也有差异,更进一步说明干纤维填充加筋区难以保证填充密实度和均匀性。

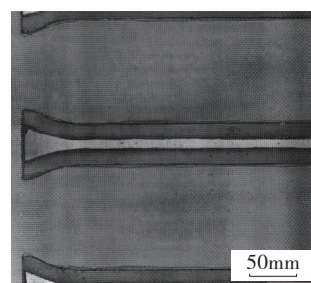
结论

本文提出了一种针对阴模成型的新型泡沫填充T型加筋壁板共固化成型工艺方法,制备出成型质量良好的复合材料T型加筋壁板结构件。

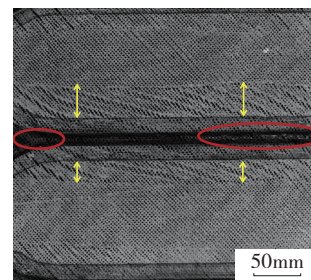
主要结论包括:(1)采用数控加工方法,制备出净尺寸泡沫加筋芯与纤维铺覆导向板,实现了加筋区尺寸精确控制,提高了铺放质量与效率;(2)在注胶过程中引入钢制均压板,提高了制件的厚度均匀性和表面平整度;(3)超声扫描结果表明,相比纤维填充加筋壁板,泡沫填充加筋壁板填充

表1 加筋壁板panel1和panel2底面边缘厚度

测试点	Panel1/mm	Panel2/mm
1	3.64	4.15
2	3.52	4.27
3	3.74	4.28
4	3.77	4.64
5	3.79	4.77
6	3.69	3.95
7	3.47	4.43
8	3.68	4.19
9	3.51	4.80
10	3.55	4.55
11	3.49	4.59
12	3.60	4.30
平均值	3.62 ± 0.11	4.41 ± 0.26
离散系数 Cv/%	3.13	5.97



(a) panel1



(b) panel2

图5 超声扫描结果

Fig.5 Results of ultrasonic scanning

区边界清晰、表面平整,没有褶皱、孔隙、分层等缺陷,成型质量良好。

致谢

感谢中国商飞北京民用飞机技术研究中心杨海楠在加筋壁板超声扫描进行缺陷分析方面提供的帮助。

参考文献

[1] LI M, LI Y X, ZHANG Z G. Numerical simulation of two dimensional flow and compaction during the consolidation of laminated composites[J]. *Polymer Composites*, 2008, 29(5): 560-568.

[2] ELALDI F, LEE S, SCOTT R F. Manufacture of composite panels with J-shape stiffens[J]. *Materials and Manufacturing Processes*, 1995, 10(1): 27-36.

[3] WANG X M, XIE F Y. Influence of core fillers on resin flow and fiber compaction of cocured skin-to-stiffener structures[J]. *Polymer Composites*, 2010, 31(8): 1360-1368.

[4] 罗刚堂,李敏,顾轶卓,等. 共胶接 T 型加筋壁板模具设计及成型工艺研究 [J]. *玻璃钢 / 复合材料*, 2012(5): 58-64.

LUO Gangtang, LI Min, GU Yizhuo, et al. The design of mold for T type stiffened panel and study on its forming process[J]. *Glass Fiber*

Reinforced Plastics/Composite Material, 2012(5): 58-64.

[5] HUANG C K. Study on co-cured composite panels with blade-shaped stiffeners[J]. *Composites: Part A*, 2003, 34(5): 403-410.

[6] 程勇,彭建,罗辑,等. 复合材料加筋蒙皮的研制 [J]. *航空制造技术*, 2011, 54(11): 80-82.

CHENG Yong, PENG Jian, LUO Ji, et al. Study on the composite material of stiffened panel type[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2011, 54(11): 80-82.

[7] TONG L, JAIN L K. Analysis of adhesive bonded composite lap joints with transverse stitching[J]. *Applied Composite Materials*, 1995, 2(6): 343-365.

[8] FALZON B G, STEVENZ K A, DAVIDS G O. Postbuckling behavior of a blade-stiffened composite panel loaded in uniaxial compression[J]. *Composites: Part A*, 2000, 31(5): 459-468.

[9] VIJAYARAJU K, MANGALGIRI P D. Experimental study of failure and failure progression in T-stiffened skins[J]. *Composite Structure*, 2004, 64(2): 227-234.

[10] CHARLOTTE M, EMILE G. Stiffener debonding mechanism in postbuck of CFRP aerospace panels[J]. *Composites: Part A*, 2005, 36(7): 934-946.

[11] 丛晶洁,陈志平,胡忠民. 加筋壁板 VARI 整体成型工艺设计与验证 [J]. *航空制造技术*, 2017, 60(18): 83-87.

CONG Jingjie, CHEN Zhiping, HU Zhongmin. Process design and verification of vari integrated forming of stiffened panels[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(18): 83-87.

[12] MCLANE R M. Economic issues in composites manufacturing[C]//*Proceedings of American Society for Composites, 3rd Technical Conference*. Lancaster: Technomic Publishing Co., Inc., 1988: 23-32.

[13] DAMODAR R A, NAVIN J, MARK W H. Progressive failure studies of stiffened panels subjected to shear loading[J]. *Composite Structures*, 2004, 65(2): 29-142.

[14] LIU W, BUTLER R, GREEN A J. Bi-level optimization and postbuckling of highly strained composite stiffened panels[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(11): 2562-2570.

[15] ORIFICI A, THOMSON R, DEGENHARDT R, et al. Degradation investigation in a postbuckling composite stiffened fuselage panel[J]. *Composite Structures*, 2008, 82(2): 217-224.

通讯作者: 刘亚男, E-mail: liuyan@comac.cc。

A Novel Approach of Liquid Composite Molding Co-Curing Process of T-Stiffened Composite Structure

LIU Yanan, YUAN Chongxin, ZHAO Xinfu, LI Yonghang

(Beijing Key Laboratory of Civil Aircraft Structures and Composite Materials, Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute of COMAC, Beijing 102211, China)

[ABSTRACT] This paper aimed to solve the problems in the manufacturing process for typical T-stiffened composite structure, including difficulty to be filled of the T-stiffened area, complex and unrepeated of the process. A novel approach of vacuum-assisted liquid molding co-curing process was developed to manufacture the T-Stiffened composite structure with foam cores filled in the stiffened area. Two custom tools were designed in the new approach. During plying procedure, a well-tailored foam core and a ply-guiding plate were used to realize the precise dimension and quality control of the T-stiffened area. In the injection process, a steel pressure plate was introduced, which helped to get double-sided smooth T-reinforced panel using a single-side mold. The manufactured T-stiffened panel was demonstrated to be good in quality. The results are of great reference value for the applications and developments of low cost integral manufacturing technic for stiffened structures on airplanes.

Keywords: Composite materials; Stiffened panel; Liquid composite molding; Integration forming; Co-curing

(责编 铃兰)