

基于自适应配合模具的复合材料加筋壁板共胶接技术研究

刘文¹,古武¹,刘志杰¹,何凯¹,刘璇²,宋玉祥²,崔益华²

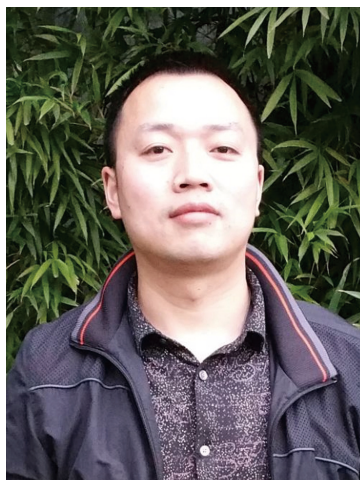
(1. 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610092;

2. 南京航空航天大学,南京 210016)

[摘要] 为解决大型复合材料加筋壁板筋条/蒙皮一体化成型过程中的型面配合问题,提出一种基于自适应配合模具的复合材料加筋壁板共胶接方法。以固化后的蒙皮外形面作为成型面,将未硫化的橡胶粘贴在钢模上,硫化形成带有配合型面自适应模具。该模具能够保障加筋壁板共胶接过程中筋条与蒙皮精确配合。通过力学性能测试,验证了该工艺方法不会对复合材料蒙皮的力学性能带来损失。同时通过对橡胶材料的硬度和压缩变形率进行测量,验证了橡胶能够满足自适用配合模具要求。此外,试验结果还表明,基于本工艺方法制造的试验件内部无分层脱粘问题。

关键词: 复合材料;加筋壁板;共胶接;自适应;模具

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.14.061



刘文

航空工业成飞检验检测部质量工程室主任,工程师。主要从事树脂基复合材料结构制造及检测技术研究工作。

碳纤维增强树脂基复合材料具有高比强度、高比模量、耐腐蚀性等一系列优异的性能,因而在航空航天领域得到越来越广泛的应用^[1-4]。复合材料加筋壁板作为一种典型的整体化结构,具有几何构型设计灵活、筋条分布多样、可靠性好等优点^[5],因而在航空航天领域常用作次承力

的舵面壁板、机身壁板等,以及主承力的机翼壁板、翼盒壁板等^[6-9]。

复合材料胶接技术主要分为共固化、共胶接和二次胶接(图1)^[10]。共胶接工艺是整体成型技术中非常重要的一种,该技术是指将一种或多种已固化与另一种或多种未固化零件通过胶膜在一次固化中固化并胶

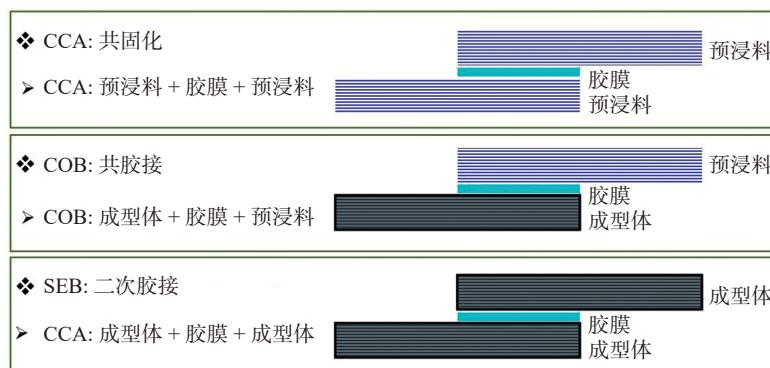


图1 3种复合材料胶接技术示意图

Fig.1 Schematic of three adhesive bonding methods for composites

接成一个整体制件的工艺方法^[11]。为减少进罐次数,缩短固化周期,降低固化成本^[12-14],复合材料壁板主要采用共胶接方法^[15-16]。如图2所示,在固化后的蒙皮上,铺叠结构胶膜跟多个未固化的加强筋^[17],随后进热压罐固化并形成整体制件。

随着结构承载能力及轻量化要求的不断提高,复合材料加筋壁板上的蒙皮设计为含丢层的铺层结构。即在蒙皮不同位置铺层层数不同,造成整个蒙皮厚度不均匀。由于制造误差等影响,筋条与蒙皮配合之间存在间隙且间隙分布不均匀(图3)。在筋条外部模具为刚性模具的情况下,大间隙区域胶膜无法完全填充,导致复合材料加筋壁板存在分层、脱粘等缺陷^[18-20]。

针对加筋壁板型面配合精度问题,罗刚堂等^[11]设计了软模/硬模组合模具,并研究了该模具对加筋壁板共胶接质量影响;Wang等^[21-22]研

究了压力分布规律及其对树脂流动的影响;Huang^[23]研究了填充捻条对孔隙缺陷的影响。本文作者所在的研究团队前期在硬模的基础上粘贴已硫化的橡胶软模,基于红丹粉间隙检测结果打磨软模以消除配合间隙,使得模具加压后零件型面之间配合精度提高。上述方法虽然能够提高型面配合精度,然而由于铺层误差,每一个加筋壁板丢层位置都不相同。间隙值每次都需要重新确认,软模也需要重新打磨,因而该方法具有周期长、成本高等问题。

为解决大型复合材料加筋壁板筋条/蒙皮一体化成型过程中的型面配合问题,本文提出一种基于自适应配合模具的复合材料加筋壁板共胶接方法。以固化后的蒙皮外形面为成型面,将未硫化的橡胶粘贴在钢模上并进行硫化,形成具有配合型面自适应模具。该模具能够保障加筋壁板共胶接过程中筋条与蒙皮精确

配合。本文基于超声C扫描表征了样件的内部质量,以验证工艺方法的有效性。此外,由于蒙皮零件需要多经历一次高温固化以成型橡胶软模,因此本文同时对已固化蒙皮和橡胶软模在反复经历高温下的性能进行检测,以验证该工艺方案的可行性。

材料、设备及试验过程

本文采用碳纤维增强双马树脂基复合材料,牌号为ZT7H/QY9611。采用的结构胶膜牌号为J-299结构胶膜。原材料购自中航复合材料有限公司,选用AIRTECH公司模具用AIRPAD橡胶。试验过程如下。

1 不同固化工艺对复材蒙皮性能影响试验

1.1 样件制造与固化工艺

ZT7H/QY9611 复合材料试验件尺寸为200mm×200mm,由16张预浸料按0°方向进行铺叠。随后进行真空袋封装,组装方式如图4所示。

为分析不同固化工艺对复材力学性能的影响,共对比3组样件,分别标记为CM-1、CM-2和CM-3,其中每组样件个数为5个,以下为各自固化工艺。

CM-1: 固化参数1;

CM-2: 固化参数1+ 固化参数1;

CM-3: 固化参数1+ 固化参数2+ 固化参数1。

其中,固化参数1为ZT7H/QY9611复合材料的固化工艺参数:2℃/min升温至120℃,保温2h;随后升温至160℃,保温2h;再升温至180℃,保温2h;升温至200℃,保温5h;自然降温(固化过程保持全真空以及0.6MPa的热压罐压力)。

固化参数2为AIRPAD橡胶固化工艺参数:升温至180℃,保温3h,自然降温。

1.2 测量方法

将CM-1~CM-3号样品依据ASTM D 7264-15、ASTM D2344要求切割为标准试样,进行常温/高温



图2 筋条蒙皮一体化共胶接工艺方法示意图

Fig.2 Integration of skin and stiffener with co-bonding technology

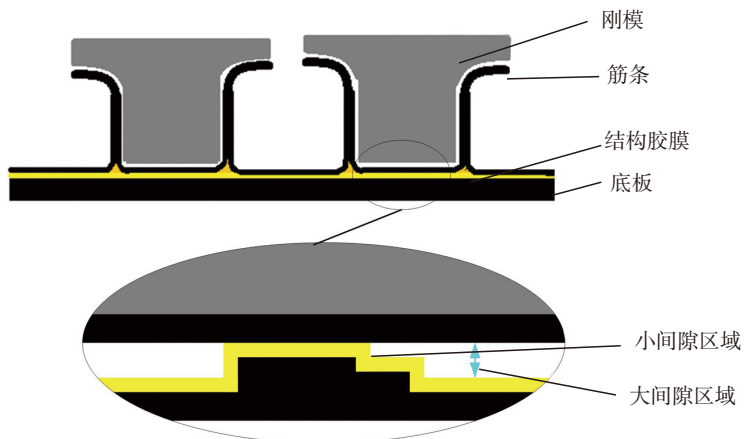


图3 胶接固化型面配合过程以及大、小间隙示意图

Fig.3 Fitting process of adhesive curing panels and small/large clearance areas

下的弯曲性能、层间剪切测试。

2 高温对自适应橡胶的性能影响试验

为了分析 AIRPAD 橡胶能否满足本文提出的共胶接工艺,研究了橡胶在两种固化工艺下的硬度和高压变形率性能。

2.1 样件制造与固化工艺

选取两层未硫化 Airpad 橡胶(单层厚度 1.5mm),尺寸为 200mm × 200mm,相互粘接后放入真空装置中,按照 -0.085MPa 抽 30min 真空,去除层间气泡。如图 4 进行组装。

为验证不同固化工艺参数对样件性能的影响,将制造的两组样件分别标记为 Ru-1 和 Ru-2,以下为各自固化工艺。

Ru-1: 固化参数 2;

Ru-2: 固化参数 1+ 固化参数 2。

2.2 测试方法

采用橡胶邵氏硬度测量仪和万能拉伸试验机分别测量了橡胶的邵氏硬度和在 0.7MPa 压力下的压缩率。

3 共胶接工装与胶接试验

3.1 共胶接工装

本文采用的钢模材料为普通钢,在钢模与已经固化后的蒙皮丢层区配合面之间贴上两层未硫化的 Airpad 橡胶。两端用耐高温胶带进行粘贴固定。随后进行组装并按照橡胶软模的固化工艺进行固化。其中, Airpad 橡胶在固化过程中发生流动,自动填充与蒙皮之间的间隙,保证外形与蒙皮丢层区外形的一致性。

3.2 胶接试验

整个胶接试验过程分为蒙皮试验件固化、共胶接成型工装制备和胶接组装 3 个部分。

(1) 蒙皮试验件固化。

蒙皮试验件尺寸、铺叠方向和丢层区设置为:料片大小 200mm × 250(0°)mm,角度为 (+45°/0°/-45°/90°/+45°/0°/-45°/90°/0°/0°/0°/0°/0°/0°/0°),总层数 32 层,中间 16 层 0° 方向预浸料为丢层铺层,其余为全铺层,丢层高度差 0.2mm。

按照固化参数 1 进行固化。

(2) 共胶接成型工装备备(图 5)。

将两层 Airpad 橡胶相互粘接后,放置于蒙皮试验件上进行固定,组装后按照固化参数 2 进行固化。

(3) 胶接组装与固化(图 6)。

在完成制备的成型工装上铺放预浸料,并与蒙皮试验件通过胶膜进行共胶接并按照固化参数 1 进行固化。

结果与讨论

1 不同固化工艺对复材性能影响

使用未硫化橡胶层组成的模具代替现有方案中的硫化橡胶层组成的模具时,复合材料蒙皮试验件在胶接前多经历一次橡胶硫化过程。对经历不同高温固化过程的复材试样在常温/高温下的弯曲和层间剪切性能进行了测试,数据见表 1。

对比表 1 中 CM-1~CM-3 测试

数据可以发现:随着进罐固化次数的增加,复合材料平均弯曲和层剪性能呈上升趋势。这说明本文提出的工艺方法不会降低复合材料蒙皮力学性能,并且由于复合材料后固化,力学性能有所上升。

2 高温对自适应橡胶的性能影响

本文提出的工艺方法中, Airpad 橡胶材料需要连续经历自身硫化和胶接固化两次高温固化过程,在橡胶层性能试验中,对橡胶材料多次进罐后的邵氏硬度、0.7MPa 压力下的压缩变形率进行了测试,分析重复高温历程对其性能的影响,具体数据见表 2。

对比表 2 中 Ru-1~Ru-2 测试数据,可以发现:

(1) Ru-2 的硬度与 Ru-1 硬度值基本一致。这说明多一次橡胶固化工艺对橡胶软模的影响无影响。此外,

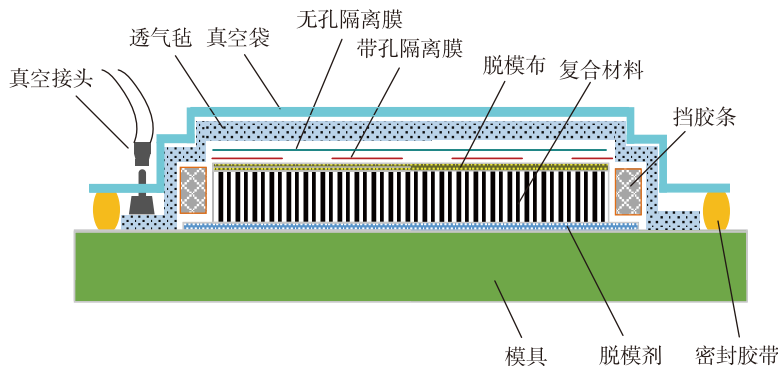


图4 复合材料组装示意图

Fig.4 Schematic of fabrication methods for the composites



图5 软模层硫化成型示意图

Fig.5 Vulcanization molding of flexible film



图6 胶接过程示意图

Fig.6 Process of bonding

Ru-2 的硬度保持在 69~71,符合胶接面最佳硬度范围内(经过实际生产统计,橡胶邵氏硬度维持在 65~75 之间,胶接面无损缺陷产生概率最低)。在该工艺下,橡胶软模能够作为成型工装的一部分,并具有足够的硬度而不会在高温高压下发生过大变形。

(2)Ru-2 在 0.7MPa 压力下压缩变形率为 Ru-1 的 103%。这说明多一次橡胶软模固化工艺并不降低橡胶的弹性,在使用过程中能够保证良好的传压效果。此外, Ru-2 的压缩变形量保持在 8.47% 以上,3mm 厚的橡胶软模能够产生 0.25mm 以上的变形量,针对小尺寸 (< 0.2mm) 配合间隙,橡胶软模能够依靠自身的弹性变形来消除。

经过上述研究,橡胶能够满足本文提出的共胶接固化工艺的需求。

3 胶接组装与固化

图 7 为固化后的蒙皮试验的底板,上表面因丢层结构而存在不同高度差(单层厚度 0.25mm)。

图 8 所示为使用未硫化橡胶自适应成型出的胶接模具,可以看出,橡胶层表面可清晰观察到胶接蒙皮

上的丢层结构(单层丢层 0.25mm)。在该模具上铺叠预浸料,通过结构胶膜与底板进行共胶接,得到如图 9 所示的胶接件。

从图 9 中可以看出,底板通过铺叠形成的丢层结构与胶接完成的试验件表面结构相符合,表明基于自适应配合模具的预浸料与底板能够精确配合。

图 10 为试验件进行了超声波 C 扫描测试。接收端接收到回波信号强弱会在无损检测图中呈现不同的颜色变化,若出现空白色块则代表该处因存在分层等缺陷导致接收端未收到回波信号。从无损检测图中可以看出,胶接面未见白色色块,表明制件未出现无损缺陷。该结果表明,自适应配合面在胶接固化过程中与胶接型面配合良好,胶接过程胶接面压力分布均匀,所以胶接质量较好,且未出现脱粘、分层等严重缺陷。

为验证该工艺方法在大型加筋壁板上的适用性,基于该工艺方法制造了 1:1 加筋壁板试验件,其局部如图 11 所示。对该试验件进行无损检测(超声 A 扫描)。结果表明,

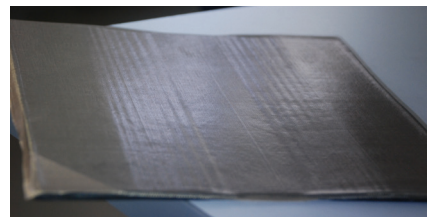


图7 固化完成的底板
Fig.7 Baseplate after curing

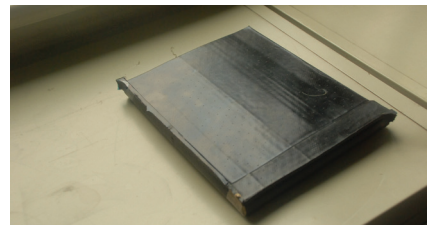


图8 硫化完成后的橡胶层
Fig.8 Flexible film after vulcanization molding

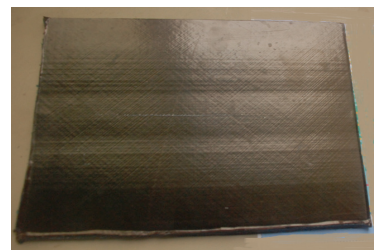


图9 固化后的胶接件表面
Fig.9 Surface of component after curing

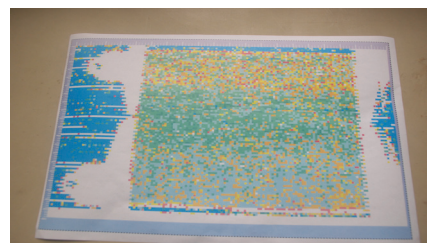


图10 零件无损检测效果图
Fig.10 Nondestructive testing of parts

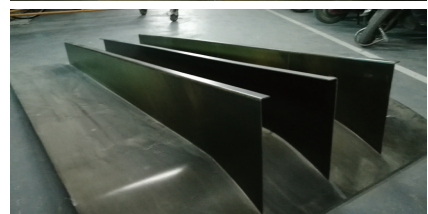


图11 1:1试验件
Fig.11 Test article of 1:1

表1 弯曲强度与层间剪切强度测试结果

测试参数	温度	类型	平均值	最小值
弯曲强度 /MPa	室温	CM-1	1802	1766
		CM-2	1793	1745
		CM-3	1824	1779
	150℃	CM-1	1419	1385
		CM-2	1422	1396
		CM-3	1443	1356
层间剪切强度 /MPa	室温	CM-1	126	121
		CM-2	131	125
		CM-3	131	130
	150℃	CM-1	78	70
		CM-2	82	71
		CM-3	88	73

表2 橡胶硫化后硬度测试

测试参数	类型	1 组	2 组	3 组	4 组	5 组
邵氏硬度	Ru-1	70	71	70	70	69
	Ru-2	69	70	69	70	71
压缩变形率 /% (0.7MPa)	Ru-1	9.78	9.95	9.56	9.43	8.96
	Ru-2	9.72	12.57	8.47	9.15	9.38

该大型加筋壁板试验件配合面未出现无损缺陷,表明该工艺方法能满足大面积复杂型面的胶接配合精度要求。

结论

针对加筋壁板型面丢层区难以精度配合问题,本文提出了一种基于自适用配合模具的加筋壁板共胶接方法并制造了对应的试验件。通过无损检测和表面质量检查结果表明,本文提出的方法能够提高蒙皮与筋条之间的配合精度,避免了分层和脱粘问题。力学性能测试表明,本方法不会导致 ZT7H/QY9611 复合材料性能下降;同时通过对橡胶材料的硬度和压缩变形率进行测量,验证了 Airpad 橡胶能够满足自适用配合模具要求。

参考文献

- [1] AL-SALEH M H, SUNDARARAJ U. Review of the mechanical properties of carbon nanofiber/polymer composites[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2011, 42(12): 2126–2142.
- [2] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1–12.
DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace[J]. Journal of Composite Materials, 2007, 24(1): 1–12.
- [3] WISNOM M R. Size effects in the testing of fibre-composite materials[J]. Composites Science and Technology, 1999, 59(13): 1937–1957.
- [4] GIBSON R F. A review of recent research on mechanics of multifunctional composite materials and structures[J]. Composite Structures, 2010, 92(12): 2793–2810.
- [5] 赵长喜, 李继霞. 航天器整体壁板制造技术[J]. 航天制造技术, 2006(4): 46–48.
ZHAO Changxi, LI Jixia. The manufacturing technology of the overall wall panel of spacecraft[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2006(4): 46–48.
- [6] 张铁军, 李曙林, 常飞, 等. 复合材料加筋壁板多点冲击损伤和高周剪切疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 2872–2879.
ZHANG Tiejun, LI Shulin, CHANG Fei, et al. Multipoint impact damage and high cycle shear fatigue test of composite reinforced wall plate[J]. Journal of Aviation Dynamics, 2017, 32(12): 2872–2879.
- [7] 金迪, 寇艳荣. 复合材料加筋壁板结构选型设计[J]. 复合材料学报, 2016, 33(5): 1142–1146.
JIN Di, KOU Yanrong. Structural design of composite reinforced wall panels[J]. Journal of Composite Materials, 2016, 33(5): 1142–1146.
- [8] 徐娟, 李建川, 彭建, 等. 固化工艺参数对复合材料帽形加筋壁板固化变形的影响研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2013(4): 6–11.
XU Juan, LI Jianchuan, PENG Jian, et al. Study on the effect of curing process parameters on curing deformation of composite cap and stiffened wall plate[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2013(4): 6–11.
- [9] MIAO Y, LI J C, GONG Z H, et al. Study on the effect of cure cycle on the process induced deformation of cap shaped stiffened composite panels[J]. Applied Composite Materials, 2013, 20(4): 709–718.
- [10] SONG M G, KWEON J H, CHOI J H, et al. Effect of manufacturing methods on the shear strength of composite single-lap bonded joints[J]. Composite Structures, 2010, 92(9): 2194–2202.
- [11] 罗刚堂, 李敏, 顾軼卓, 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. Study on the design and forming process of the mold design and forming process of the combined adhesive T-type and reinforced wall plate[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2012(5): 58–64.
- [12] 茅佳兵, 王生楠, 刘俭辉. 机翼复合材料加筋壁板结构的优化设计[J]. 航空工程进展, 2014, 5(3): 390–396.
MAO Jiabing, WANG Shengnan, LIU Jianhui. Optimization design of the structure of reinforced wall plate of wing composite materials[J]. Aviation Engineering Progress, 2014, 5(3): 390–396.
- [13] 李婷, 郝雪萍, 赵洁, 等. 飞机典型复合材料加筋壁板结构稳定性及破坏强度分析[J]. 飞机设计, 2013, 33(6): 38–42.
LI Ting, HAO Xueping, ZHAO Jie, et al. Analysis of structural stability and fracture strength of the typical composite reinforced wall plate of aircraft[J]. Aircraft Design, 2013, 33(6): 38–42.
- [14] 郑洁, 任善. 复合材料加筋壁板稳定性分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 44–48.
ZHENG Jie, REN Shan. Study on the stability analysis method of composite reinforcement wall plate[J]. Aviation Science and Technology, 2015, 26(3): 44–48.
- [15] 代晓璞, 雷兴平. J-188 结构胶膜对聚醚醚酮复合材料胶接性能研究[J]. 工程塑料应用, 2013, 41(12): 91–93.
DAI Xiaoying, LEI Xingping. Research on the adhesion properties of polyether ether ketone composite materials with J-188 structural film[J]. Engineering Plastics Application, 2013, 41(12): 91–93.
- [16] 孙晶晶, 张晓晶, 宫占峰, 等. 复合材料帽型筋条脱粘的失效机理分析[J]. 航空学报, 2013, 34(7): 1616–1626.
SUN Jingjing, ZHANG Xiaojing, GONG Zhanfeng, et al. Analysis on the failure mechanism of the deadhesion of composite cap stiffeners[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7): 1616–1626.
- [17] 何凯, 龚志红, 徐娟, 等. FM73M 胶膜及其与 PMI 泡沫芯的胶接机理[J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(1): 82–85.
HE Kai, GONG Zhihong, XU Juan, et al. FM73M film and its adhesion mechanism with PMI foam core[J]. Aerospace Materials & Technology, 2013, 43(1): 82–85.
- [18] 孙中雷, 张国凡. 复合材料胶接接头强度设计研究[J]. 计算机仿真, 2017, 34(3): 46–50.
SUN Zhonglei, ZHANG Guofan. Research on the strength design of adhesive joints of composite materials[J]. Computer Simulation, 2017, 34(3): 46–50.
- [19] 杨志, 卢博远, 吕智慧, 等. 循环加载下复合材料胶接面变形与破坏实验研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2016(9): 5–11.
YANG Zhi, LU Boyuan, LÜ Zhihui, et al. Experimental study on deformation and destruction of adhesive surfaces of composite materials under cyclic loading[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2016(9): 5–11.
- [20] 邹华民, 崔向斌, 任明法, 等.

含初始脱粘缺陷复合材料加筋壁板渐进压溃过程的数值模拟[J]. 玻璃钢/复合材料, 2017(11): 12-18.

ZOU Huamin, CUI Xiangbin, REN Mingfa, et al. Numerical simulation of the process of progressive crushing of composite reinforced wall plates with initial degumming defects[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2017(11): 12-18.

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

[22] WANG X M, XIE F Y, LI M, et al. Experimental investigation of the compaction and tensile strength of co-cured skin-to-stiffener structures[J]. *Applied Composite Materials*,

2011, 18(5): 371-383.

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

通讯作者: 古武, 工程师, 研究方向为树脂基纤维增强复合材料成型工艺, E-mail: guwugoogle@163.com。

Co-Bonding Technology of Composite Stiffened Skin Based on Self-Adaptive Mould

LIU Wen¹, GU Wu¹, LIU Zhijie¹, HE Kai¹, LIU Xuan², SONG Yuxiang², CUI Yihua²

(1. AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] In order to improve the fitting accuracy of the stiffened skin profile, an adaptive fitting method based on the self-adaptive mould was proposed. The rubber was treated as the fitting surface. It was vulcanized and its surface was formed with that of the cured composite skin. Then, the rubber was attached to the steel mould to form an adaptive mould. The results showed that the cooperated clearance and interference were eliminated by the adaptive fitting of the unvulcanized rubber. There were no negative effects on the mechanical properties of composites, and the mechanical properties of the rubber could satisfy the requirement of adaptive fitting. What's more, the effect of the method on the properties of composites was evaluated.

Keywords: Composite; Stiffened skin; Co-bonding technology; Self-adaptive; Mould

(责编 逸飞)

(上接第49页)

Dongxing, et al. Effect of porosity on the hydrothermal behavior of carbon fiber reinforced epoxy composite laminates[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(2): 24-29.

[11] 郭明恩, 孙祖莉, 边文凤, 等. 真

空导入工艺参数对复合材料孔隙含量的影响[J]. *材料工程*, 2012(10): 54-57, 62.

GUO Mingen, SUN Zuli, BIAN Wenfeng, et al. Influence of processing parameters on void content in VARI manufacturing techniques[J].

Journal of Materials Engineering, 2012(10): 54-57, 62.

通讯作者: 文诗琦, E-mail: whiskyshane163@com。

Influence of Compaction Parameters on Porosity of Composite Part Laminated Area With Variable Thickness

WEN Shiqi, WEN Youyi, HE Simin, LI Ke, YANG Yongzhong

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

[ABSTRACT] Porosity is one of the most unavoidable defects in composite part which has significant impact on structural strength. The sandwich structural composite parts were manufactured by vacuum bag-autoclave co-curing method. Porosity of sandwich composite part laminated area with variable thickness was studied by adjusting compaction parameters including compaction vacuum, compaction time and ancillary material types. Results show that improving compaction vacuum, extending compaction time appropriately and using perforated release film A4000RP3 and breather Style PC3 can reduce the porosity of composite part variable thickness area.

Keywords: Porosity; Honeycomb sandwich; Composite; Compaction; Vacuum; Mechanical property

(责编 逸飞)