

大尺寸复合材料翼梁数字化设计/制造技术

李 林

(航空工业沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110850)

[摘要] 翼梁尺寸大、受力复杂,是飞机的主承力结构。采用复合材料制造翼梁可达到减重、提高起重载荷并延长使用寿命的目的。为了有效承载、传载及工艺装配的需求,要求复合材料翼梁结构铺层位置、铺贴角度精准,外形公差控制严格。大尺寸的复合材料翼梁铺层复杂、截面变化多,传统的手工方法制造大尺寸复合材料零件经常会出现零件内部质量问题及质量稳定性差等状况,这就需要更高的制造工艺水平来满足工程需要。从设计到制造应用数字化技术,材料自动铺贴、裁剪、成型,可以高质量地成型复合材料翼梁,满足设计各项指标要求。

关键词: 结构设计;设计/制造数据转化;数字化制造;复合材料;翼梁

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.039



李 林

高级工程师,主要研究方向为飞机结构设计、制造,复合材料在飞机结构设计中的应用、制造及修理;曾荣获沈阳市科技论文二、三等奖。

复合材料有着良好的抗疲劳、抗腐蚀、可设计性和减重效果,已成为先进飞机结构的必选材料。随着复合材料技术的飞速发展,复合材料结构也向着零件大型化、结构整体化方

向发展。结构尺寸的增大和集成程度的增加对制造工艺提出了很高的要求^[1]。在20世纪80年代后期,以美国为首的西方国家开始研究并应用了复合材料设计制造一体化的新技术^[2]。我国复合材料技术研究相对较晚,通过国际合作项目的介入,已初步掌握设计制造一体化技术流程。本文通过对某民用飞机复合材料中央翼盒翼梁设计、制造的研制,展现复合材料数字化设计/制造技术。

复合材料数字化设计制造一体化技术

与传统的串行设计不同,数字化设计采用并行设计^[1],对复合材料构件每一铺层进行数字化定义,将复合材料构件产品数字化定义数据从设计初期传递至工装设计、工艺设计、数字化剪裁设备和激光铺层定位系统,利用计算机软硬件及数字化设备,打通了复合材料构件从设计到制

造过程的数据流^[2]。

复合材料翼梁设计

某民机中央翼盒翼梁由碳纤维预浸料铺贴的I型层压梁、共固化的2根水平加强筋和机械连接的4根垂直加强筋组成,如图1所示。

按结构型式,将层压梁的腹板看作柔性层压板,缘条看作刚性层压板。根据经典层压板理论及铺层设计原则,通过受力分析、计算,层压梁划分为9个厚度区域并得出相应区域铺层总数,如图2所示(层板区域标识为X-ZZ,其中X为层板类型(1, 2, 3),1=梁腹板(柔性层板)、2=梁缘条(刚性层板)、3=梁端连接区(准各向同性);ZZ为层板区域铺层数)。

1 梁腹板设计

如图2所示,梁腹板由柔性区域和准各向同性区域组成,根据各区域强度、刚度及功能需求,将纤维铺层 $0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ$,分别按柔性区域和准各向同性区域铺层比例要求进行

划分。

梁腹板主要承受弯曲和剪切载荷,将整个梁腹板以两个水平加筋为隔断分为3个部分。腹板上、下接近缘条的2个区域受弯曲载荷等效为压缩载荷,即此二区域受压剪耦合载荷,中间区域受弯曲和剪切耦合载荷。

将上述元件区域力学简化,对已完成铺层比例划分的梁腹板进行屈曲分析、静强度分析和最大许用应变分析,同时考虑应急着陆时油压向前9G的过载对梁腹板的影响。

2 梁缘条设计

如图2所示,梁缘条由刚性区域和准各向同性区域组成,根据各区域强度、刚度及功能需求,将纤维铺层 $0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ$,分别按刚性区域和准各向同性区域铺层比例要求进行划分。

梁缘条受载较大且处于装配连接区域并带有较大的弯角,因此梁缘条区域的分析要相对复杂一些,将缘条简化为杆元件。主要考虑以下几个方面:紧固件布置的几何尺寸分析、静强度分析、稳定性分析、最大许用应变分析。

另外,由于梁缘条与腹板间的弯角很大且铺层较厚,当梁腹板受到油压载荷时会对梁缘条产生一个较大的弯矩,在这个载荷的作用下梁缘条很有可能会出现弯角处分层现象,对于这个问题需要额外通过试验方法来进行验证。

通过对层压梁腹板、缘条失效分析,逐步修正、迭代计算,确定层压梁几何尺寸及各区域相应铺层数、铺层比例和铺层顺序的正确性^[3]。

同理,加强筋的立边和卧边也看作刚性层压板,按上述方法通过相应失效准则校核铺层设计。

翼梁的设计 / 制造 数据转化

翼梁三维模型建好后,可用于零

件工装的设计制造,同时关联复合材料设计 / 制造软件FiberSim,完成基于三维模型的经设计校核的每一铺层的数字化定义。铺层材料采用碳纤维单向带预浸料,应用自动铺贴工艺。

根据图2,层压梁铺层划分为9个厚度区域,相应会产生18个过渡区,如图3所示。zone1与zone3/4及zone2与zone3/5过渡区位于梁缘条圆角区,该位置是缘条与腹板受力过渡区且是铺层固化成型易变形区,要求纤维铺层过渡舒缓,故对该区域铺层过渡按1:40铺放,其他区域按1:20铺层过渡。

利用软件功能生成纤维铺层片76片(ply),对生成的纤维层片进行工艺可行性分析。如有部分纤维变形过大,可采取优化铺放起始点、优

化拼接位置以及铺层分开后连接等方法来消除纤维变形过大^[2]。优化后的层压梁纤维铺层工艺可行性分析结果如图4所示。

对已确定纤维铺层片位置的层压梁进行三维数字化标注(MBD),并生成铺层表及铺层片下料平面展开图(Flat Pattern),如图5所示。

通过FiberSim数据接口将铺层位置、铺放顺序及铺层片平面展开信息文件分别输入到排样系统、自动剪裁机、激光铺层定位系统和自动铺放机等制造设备,生成优化排样、下料、各铺层精确定位以及纤维铺放等程序文件^[2]。

同理,生成翼梁加强筋的数据文件。

对复合材料构件产品每一铺层进行数字化定义,使设计人员在设计

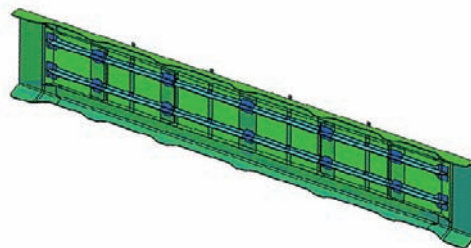


图1 复合材料翼梁
Fig.1 Composite wing spar

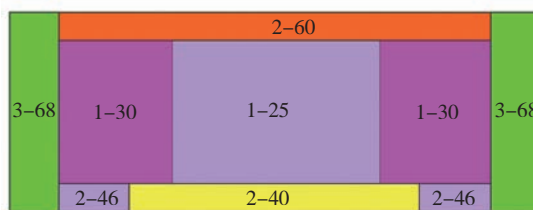


图2 层压梁厚度分区
Fig.2 Thickness district of the laminate spar

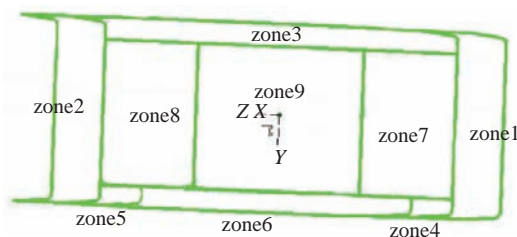


图3 层压梁铺层区域划分
Fig.3 Ply zone of the laminate spar

初期就能可视化铺层形状和工艺可行性,发现制造问题并采取相应的纠正措施,达到制件几何、材料、工程要求及工艺要求之间的均衡,形成从设计到制造的数据流,实现各工种的并行工程。

翼梁的数字化制造

由于翼梁结构尺寸大、变截面多且铺层复杂,相比质量控制及稳定性差的手工铺叠工艺,自动铺带技术(ATL)与热隔膜成型工艺(Hot Forming)相结合的方法,可实现大型平板类零件快速、高质量的制造及固化成型^[4]。翼梁按结构拆分为层压梁和加强筋,分别铺贴和预成型,组合后共固化制造。工艺流程如图6^[5-6]所示。材料选用碳纤维预浸料 Cycom 977-2-35-IM7-145。为防电化学腐蚀,翼梁内、外表面与金属零件贴合处铺玻璃布 HEXCEL 8552/42/120/G。

1 层压梁成形

根据层压梁的设计构型,适于平板式自动铺带机的应用,采用300mm宽料卷。先用ATL机铺放纤维层压板制件,然后层压板在热隔膜成型机上成“U”型,最后将“U”型预成型件装夹在固化工装上^[7-8]。

1.1 层板规格

根据翼梁三维数模及铺层表数据信息,层压梁斜坡式渐变厚度设计,层板最大厚度16.5mm,铺层数68,最小厚度6mm,铺层数25,面板3493mm×1205mm。

1.2 自动铺带机(ATL)铺贴

由于层压板相对较厚,在热隔膜成型时,一次热弯难以实现,故将层压板分解成内、外侧两块板铺

贴,分步热弯,外侧板以热弯后的内侧板为模胎再进行热弯。在外侧板内表面上铺两层无孔膜,要保证第1层无孔膜至少超出零件边缘51mm(2"),第2层无孔膜边缘超出第1层51mm(2"),在两层无孔膜上继续ATL铺贴,如图7所示。

ATL工艺准备^[9]:(1)将ATL的切头停在安全位置,防止铺层时与铺带头发生碰撞,确保各工作元件清洁;(2)在规定的铺放区域工作台上铺一层无孔膜;(3)检测无孔膜,确定没有褶皱及破损;(4)在ATL机上安装激光定位仪并校准,如图8所示;(5)从工作台下方施加真空吸力,并清除无孔膜的所有褶皱。

工作台由特种金属丝编织成的多层的网状结构,柔韧有弹性,既透

气又不致损伤切割刀具。

层压板铺叠:(1)按激光投影标记点人工铺放层板外层各处玻璃布,并注意避免褶皱和气泡;(2)在开始ATL程序前,确认碳纤维铺贴区与定位玻璃布是相同的区域参考基准。铺贴完第1层,进行检验;(3)继续按设计给定的铺层表ATL铺贴,直到第38层(外侧板);(4)按要求铺放2层无孔膜;(5)ATL继续铺贴第39层至第76层(内侧板);(6)在内侧板内表面要求处手工铺放玻璃布,完成层压板铺放。

层压板处理^[10]:(1)避免预浸料层间出现气泡。一旦出现褶皱,要沿纤维方向用尼龙刮板将预浸料压平;(2)按工装标记线裁剪层板到铺层制造边界线处;(3)层板整体真空压

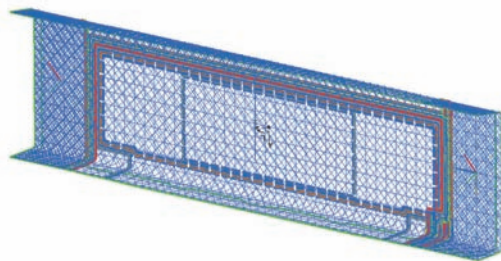


图4 铺层工艺性分析

Fig.4 Ply producible analysis

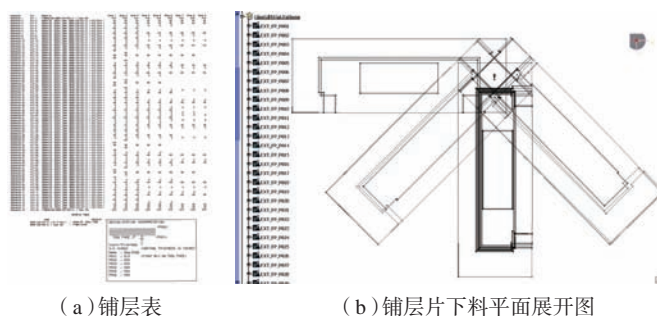


图5 铺层表及铺层片展开图

Fig.5 Ply table and the flat pattern

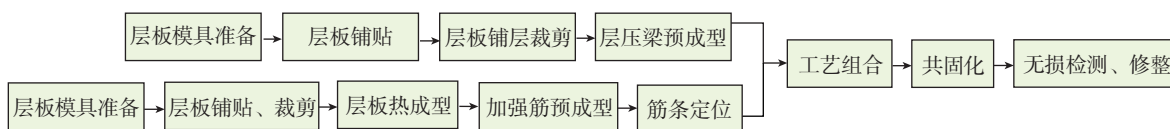


图6 翼梁制造工艺流程图

Fig.6 Technics flow chart of the wing spar

实至少在 500mmHg 压力下时间不少于 20min;(4) 要进行真空测试,以保证真空袋密封。检测方法:在一个 5min 的测量期内,在完全真空情况下,没有高于 5cm/min 的气体渗透。

层压板热隔膜成型^[11-12]:(1) 将处理过的层板从 ATL 工作区转移至热隔膜成型工作区,并分离层板的内、外侧平板,平板两面要有无孔膜保护;(2) 先热成型内侧板。翻转内侧平板放置在成型工装上,按 POKA-YOKE 工艺(减少失误,防差错技术)制造的工装孔用特氟隆销钉定位,如图 9 所示;(3) 将铝制盖板盖在内侧平板上,用透气毡包裹模具所有尖角,避免损伤热成型机气囊;(4) 将内侧平板热成型工装放在热成型工作台上,并在工艺文件要求的平板位置上布置热电偶,如图 10(c) 所示,加热热成型机并将平板加热至 60℃,热压成“一”型;(5) 翻转外侧板,将其放置在已热成型的并冷却至室温的“一”型内侧板上,去掉内、外侧板间的无孔膜;(6) 重复进行上述第(3)、(4)步,通过热隔膜成型工艺使内、外侧板融合在一起,层压梁初步成型,准备进入梁固化组合工序。

采用测量和划线方式来确定铺层边界的传统手工铺贴,定位误差较大。激光投影定位系统利用零件制造数模中的铺层数字化信息,可提高定位精度。自动铺贴技术能够提高铺层的尺寸准确度,满足设计要求的铺层过渡比例。通过吸胶、预成型工艺可排除夹杂的气泡、多余的树脂,使零件结构紧密、工件形面规整,保证制件尺寸公差,便于后续组合。

2 加强筋成形

2 根 T 形水平加强筋和 4 根 U 形垂直加强筋等厚度设计。T 形加强筋由自动剪裁机剪裁的 2 个平板热弯成 L 形后组合而成。U 形加强筋由裁剪后的平板经热弯、固化成型。

加强筋层板外层玻璃布的铺放、ATL 设备校准、工艺铺放及首层检验及热隔膜成型工艺操作同层压梁,热弯成型工装如图 10 和 11 所示。

自动裁剪机切割后的加强筋平板,不能翻转,要直接放置在各自的热成型工装上,层压板外层是 45° 纤维。

制备用于填补元件间及元件与模具间隙的碳纤维卷,放置模具中并加热预成型,如图 12 所示。

利用 CAD 软件的优化排版及自动裁剪机的使用,可以节约原材料和对制件铺层片的精准、快速的下料。

对制件层板的热弯成型,可减缓层板成型的回弹,提高层板外型稳定性和外观质量,便于后续操作。

T 型加强筋成形:

(1) 加热预成型后的 L 型层板片会有回弹,将脱模后的左、右 L 型层板片扣在殷钢固化模具上,真空压实、吸胶 20min,使其贴模;将压实后的左、右 L 型层板片连模具整体分别扣置在对合夹具上,在夹具一侧有竖直挡块用于模具纵向定位;在模具两端纤维层板片外侧加密封胶条以防固化时树脂溢出,如图 13(a) 所示;

(2) 修剪后的层板片边缘会有

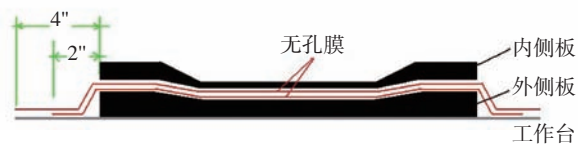


图7 内、外侧板间的无孔膜铺放

Fig.7 Release film between of the inner and outer laminate

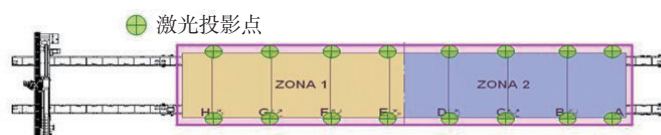


图8 ATL工艺准备

Fig.8 ATL process preparation

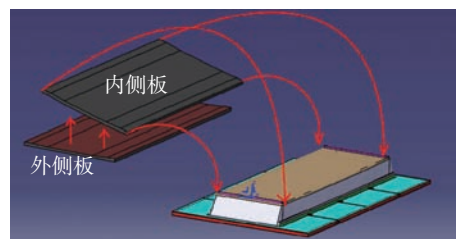


图9 内侧平板在模具上放置示意图

Fig.9 Inner laminate placed on the tooling



(a) 加热预成型模具

(b) 加强筋层板摆放

(c) 加热预成型准备

图10 层板片加热预成型

Fig.10 Lamination hot forming

“书边”现象,用碳纤维卷填充层板边缘与模具间隙及层板对缝,如图13(b)所示;

(3)对合后,在加强筋卧边铺用于与梁腹板防滑的抗剪切胶膜,并按卧边尺寸修剪,如图13(c)所示;

(4)在对合模具卧边侧空白处用双面胶纸贴用于调整加强筋与梁腹板间隙的硅胶垫,并在平台上真空压实对合的模具20min以预成型,如图13(d)所示。

U型加强筋热弯成形后经真空压实即可进行固化准备。

通过对加强筋层板及合模的预成型,可以保证加强筋厚度和外型尺寸的准确,有助于后续组合操作及固化成型。

3 翼梁组合及固化准备

3.1 层压梁与T型水平加强筋组合

通过数据传递及数控加工各元件工装,可保证工装尺寸的准确性及相互位置关系。但由于工程布置和制造原因,固化加热时工装接缝处会出现压力缺失及工装滑移可能,如何保证加强筋在梁腹板上固化时受力均匀,不会出现滑动及翘曲^[13]。

根据问题出现的原因,可考虑对工装接缝端面作特殊处理及对模具相应位置放置加压块,防止固化时制件翘曲变形。

(1)层压梁热成型后,放置在固化工装上真空压实20min,如图14示。

(2)在压实后的梁腹板内侧按图纸要求人工铺玻璃布,如图15所示。

(3)按定位销孔放置梁腹板端头挡板、水平加强筋及腹板压板的定位卡槽,利用挡板和卡槽定位腹板压板,如图16所示。

(4)放置梁缘条内侧压板及端头挡块定位,如图17所示。

(5)按位置关系放置梁缘条工装,且工装拼接缝下要布置金属薄片,防止工装拼接缝处压力缺失(注:金属薄片要分段放置且有1~2mm间隔,以防薄片热膨胀鼓起压损层板);

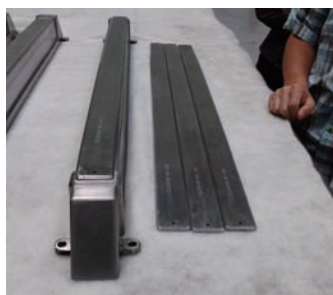


图11 U型垂直加强筋热成型模具
Fig.11 Hot forming tooling of the vertical stiffener

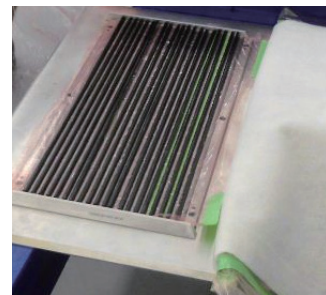
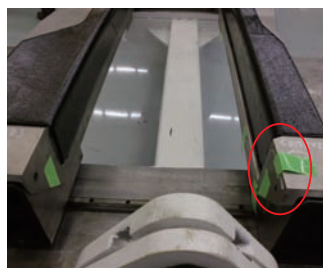
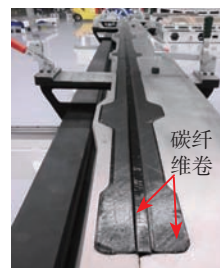


图12 碳纤维卷成型
Fig.12 Turnup carbon fiber



(a)加密封胶条



(b)L型层板片对合成T型长桁



(c)贴抗剪切胶膜



(d)预成型工装上压实

图13 水平加强筋预成型

Fig.13 Horizontal stiffener pre-molding

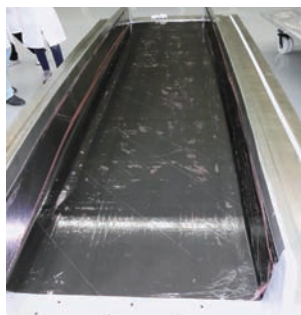


图14 层压梁压实
Fig.14 Laminate spar handling

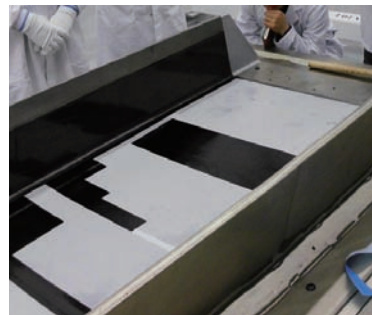


图15 层压梁内侧铺玻璃布
Fig.15 Placed glass ply

工装压板接缝处两端面是互相重合的斜面,利于向下加压及防侧滑,如图18所示。

(6)在工装定位后,去除吊车夹块、定位销、加强筋上的紧固螺钉等辅助工具,用胶带遮蔽各工装间的缝

隙。

(7)按图纸要求布置热电偶、随炉件;在工装压板接缝处间隔布置加压块并作固化准备,如图19所示。

3.2 U型垂直加强筋固化准备

U型垂直加强筋在固化工装上

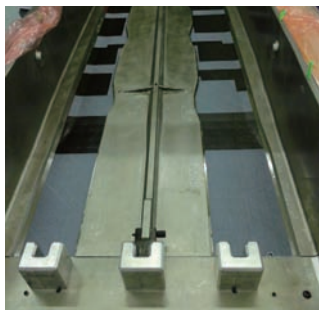


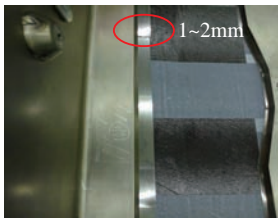
图16 梁腹板压板定位

Fig.16 Cover board location of the spar web



图17 梁缘条压板定位

Fig.17 Cover board location of the spar rod



(a) 金属薄片放置



(b) 工装端面设计

图18 加强筋工装定位

Fig.18 Stiffener tooling location



图19 梁腹板与水平加强筋共固化准备

Fig.19 Co-curing preparation

的真空压实。加强筋热成型和固化采用同一套工装基体,只盖板型式不同,如图 20 所示。

压实定型后,用胶条和胶带密封零件端部,防固化时树脂溢出,如图 21 (a) 所示。

零件端部密封后,在零件顶部铺聚四氟纸和金属薄片,防对合盖板接缝处压力缺失,如图 21 (b) 所示。

铺无孔膜,扣合上盖板,紧固螺钉,贴热电偶;封真空袋压实,等待固化,如图 21 (c) 所示。

4 翼梁固化成型

4.1 翼梁脱模

清除固化成型辅助材料后的翼梁,如图 22 所示。

4.2 垂直加强筋脱模

脱模后待修整的加强筋,如图

23 所示。

5 翼梁无损检测

脱模后,对翼梁及其加强筋按规范要求进行了无损检测和数控机床余量修整。至此复材翼梁及其加强筋制作完成,如图 24 所示。

翼梁装配

零件修整、检测合格后即可用于后续装配操作,如图 25 所示。

结论

数字化技术的成功应用,不仅解决了大尺寸、铺层多、厚度变化显著、外形公差要求严的复合材料制件的制造难题,而且体现出无纸化的复合材料零件数字化定义的单一产品数据源,提供正确完整的产品定义信



(a) 工装基体

(b) 热成型盖板

(c) 固化盖板

图20 垂直加强筋工装

Fig.20 Vertical stiffener tooling



(a) 贴胶条

(b) 金属薄片放置

(c) 封装、压实,贴热电偶

图21 垂直加强筋固化准备

Fig.21 Vertical stiffener curing preparation

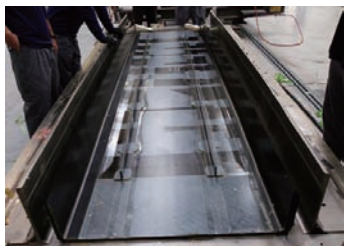


图22 梁脱模

Fig.22 Spar demoulding



图23 U型加强筋脱模

Fig.23 Vertical stiffener demoulding



图24 梁无损检测

Fig.24 Spar non destructive inspection



图25 翼梁装配

Fig.25 Wing spar assembly

息,不再由于不正确或不完整的尺寸以及数据传递错误造成返工,预示着高效率、高质量的设计制造一体化取代传统串行设计方法是复合材料制造技术发展的必然趋势。

参考文献

- [1] 燕瑛,王正龙,刘秀芝. 复合材料结构数字化设计与工艺制造一体化技术研究及应用[J]. 航空制造技术, 2007, 50(8): 46-48.
- YAN Ying, WANG Zhenglong, LIU Xiuzhi. Research and application of design for manufacturing for composite structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007, 50(8): 46-48.
- [2] 王咏梅. 浅谈国内复合材料设计制造一体化技术[J]. 航空制造技术, 2012, 55(18): 49-52.
- WANG Yongmei. Integration technology of domestic composites design and manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(18): 49-52.
- [3] 冯雁,郑锡涛,吴淑一,等. 轻型复合材料机翼铺层优化设计与分析[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1858-1866.
- FENG Yan, ZHENG Xitao, WU Shuyi, et al. Layup optimization design and analysis of super lightweight composite wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6): 1858-1866.
- [4] 方宜武,王显峰,孙成,等. 复合材料机翼翼梁的制造及应用概况[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(2): 16-22.
- FANG Yiwu, WANG Xianfeng, SUN Cheng, et al. The manufacture and application of composite wing spars[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2014(2): 16-22.
- [5] 陈际伟,赵艳文,翟全胜. 复合材料壁板的数字化成型研究[J]. 高科技纤维与应用, 2015, 40(6): 56-58.
- CHEN Jiwei, ZHAO Yanwen, ZHAI Quansheng. Study on digital molding method of composite panels[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2015, 40(6): 56-58.
- [6] 徐福泉,高大伟,杨楠楠. 复合材料自动铺带技术应用及方案示例[J]. 航空制造技术, 2009, 52(22): 51-54.
- XU Fuquan, GAO Dawei, YANG Nannan. Application and proposal sample of composite automatic tape-laying technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(22): 51-54.
- [7] 王天玉,梁宪珠,杨进军. 飞机复合材料构件自动铺带/丝束铺放典型设备[J]. 航空制造技术, 2008, 51(4): 40-44.
- WANG Tianyu, LIANG Xianzhu, YANG Jinjun. ATL/AFP typical equipments of aircraft composite parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(4): 40-44.
- [8] 王菲,杨博,陈永清,等. 大尺寸复合材料翼梁的研制[J]. 航空制造技术, 2015, 58(S1): 55-57.
- WANG Fei, YANG Bo, CHEN Yongqing, et al. Manufacturing of large scale composites spar[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(S1): 55-57.
- [9] 唐珊珊. 复合材料数字化制造技术在壁板上的应用[J]. 金属加工, 2010(S): 112-113.
- TANG Shanahan. Application of digital manufacturing technology of the composite panels[J]. Metal Working, 2010(S): 112-113.
- [10] 梁禄忠,李延征. 大型复合材料壁板成型技术[J]. 航空制造技术, 2012, 55(23/24): 62-66.
- LIANG Luzhong, LI Yanzheng. Molding technology of large scale composites panle[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(23/24): 62-66.
- [11] 郝建伟,陈亚莉. 先进复合材料主要制造工艺和专用设备[J]. 航空制造技术, 2008, 51(10): 42-44.
- HAO Jianwei, CHEN Yali. Manufacturing technology and special equipment for advanced composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(10): 42-44.
- [12] 黄莹. 复合材料热隔膜预成型工艺分析[J]. 机械设计与制造工程, 2015, 44: 20-22.
- HUANG Ying. The analysis on the hot diaphragm preforming process for composite material[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2015, 44: 20-22.
- [13] 蒲永伟,刘沛禹,刘智. 大尺寸工字型复合材料长桁整体成型工艺研究[C]//第17届全国复合材料学术会议. 北京, 2012.
- PU Yongwei, LIU Peiyu, LIU Zhi. Study of integral manufacture technology for large composite stringers[C]//Proceedings of the Seventeenth National Conference on Composite Materials. Beijing, 2012.

通讯作者: 李林, E-mail: li.lin@saci.net.cn.

Digital Design/Manufacture Technique of Large Size Composite Wing Spar

LI Lin

(AVIC Shenyang Aircraft Corporation, Shenyang 110850, China)

[ABSTRACT] Wing spar is the major load-carrying structure with large dimension and complex stress. Composite wing spar features weight reduction, load-carrying increase and long service life. To achieve the effective load carrying and transfer, and satisfy process coordination, composite wing spars are required to have accurate lay-up position and angle, and strictly controlled profile tolerance. However, due to complex lay-up and various sections of large composite wing spar, the traditional manual process of large composite components frequently brings about quality issues in the internal and unstable quality, which requires higher level of manufacturing process so as to satisfy engineering requirements. The digital technology adopted from design to manufacturing, and the automatic lay-up, cutting and forming of materials will contribute to the high quality forming of composite wing spar so as to satisfy all engineering requirements.

Keywords: Structure design; Design/manufacture data transfer; Digital manufacture; Composite; Wing Spar

(责编 大漠)

(上接第38页)

A. 3D-printing of lightweight cellular composites[J]. *Advanced Materials*, 2015, 26(34): 5930–5935.

[15] GRIFFINI G, INVERNIZZI M, LEVI M, et al. 3D-printable CFR polymer composites with dual-cure sequential IPNs[J]. *Polymer*, 2016, 91: 174–179.

[16] YAN C, ZHU W, SHI Y, et al. Method for manufacturing composite product from chopped fiber reinforced thermosetting resin by 3D printing: US20170266882[P]. 2017-09-21.

[17] SAARI M, COX B, RICHER E, et al. Fiber encapsulation additive manufacturing: an enabling technology for 3D printing of electromechanical devices and robotic

components[J]. *3D Printing & Additive Manufacturing*, 2016, 2(1): 32–39.

[18] MATSUZAKI R, UEDAM M, NAMIKI M, et al. Three-dimensional printing of continuous-fiber composites by in-nozzle impregnation[J]. *Scientific Reports*, 2016, 6: 23058.

[19] 田小永, 杨春成, 李涤尘, 等. 一种连续纤维增强智能复合材料 3D 打印头及其使用方法: CN104441658A[P]. 2015-03-25.

TIAN Xiaoyong, YANG Chuncheng, LI Dichen, et al. A continuous fiber reinforced intelligent composite 3D printing head and its usage method: CN104441658A[P]. 2015-03-25.

[20] TIAN X, LIU T, YANG C, et al. Interface and performance of 3D printed continuous carbon fiber reinforced PLA

composites[J]. *Composites Part A*, 2016, 88: 198–205.

[21] RONALD S, BAUER R S. Epoxy resin chemistry[M]. Washington: American Chemical Society, 1979.

[22] 谷晓昱, 张军营. 用 FT-IR 研究双氰胺固化环氧树脂的反应机理[J]. *高分子材料科学与工程*, 2006, 22(5): 182–184.

GU Xiaoyu, ZHANG Junying. Study on the curing mechanism of Epoxy/DICY system by FT-IR[J]. *Polymer Materials Science & Engineering*, 2006, 22(5): 182–184.

通讯作者: 段玉岗, 博士、教授, 研究方向为复合材料成型、3D 打印, E-mail: ygduan@mail.xjtu.edu.cn。

3D Printing for High Performance Fiber Reinforced Polymer Composites

MING Yueke, DUAN Yugang, WANG Ben, XIAO Hong, ZHANG Xiaohui

(State Key Lab for Manufacturing Systems Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

[ABSTRACT] 3D printing is a layer-by-layer forming additive manufacturing technology. Fiber reinforced polymer composites are advanced structural materials with excellent mechanical performance. Combining 3D printing technology and fiber reinforced polymer composites, this paper proposes a novel composite preparation process which will certainly promote their development and applications. This paper reviews and analyzes the current research progress and difficulties of 3D printing for fiber reinforced polymer composites, and meanwhile, presents a new 3D printing process for continuous fiber reinforced thermosetting polymer composites. This process separated the whole preparation into three independent modules, including fiber impregnating, 3D printing and pre-formed sample curing. Relevant experimental equipments were designed and built independently, and the 3D printed samples were successfully fabricated. The mechanical test results showed that the tensile strength and tensile modulus of these (52% fiber content) specimens were 1325.14MPa and 100.28GPa, respectively. The flexural strength and flexural modulus were 1078.03MPa and 80.01GPa, respectively. The interlaminar shear strength was 58.89MPa. The mechanical performance had been greatly improved.

Keywords: 3D printing; Fiber reinforcement; Thermoplastic composites; Thermosetting composites; Mechanical performance

(责编 大漠)