

大型复杂双曲率复合材料构件固化变形关键问题分析

彭艳敏, 杨 亮, 韩强儒, 陈金平, 武 杰

(航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司, 西安 710089)

[摘要] 复合材料具有优越的材料性能,但也随之带来材料固化变形的弊端。针对复合材料构件固化成型后的变形问题,以复合材料实物构件为研究对象,通过测量手段获得变形数据,进行补偿修正。并对测量系统的建立、测量基准以及固持模式的选择、补偿模型快速重构等多个测量瓶颈问题进行展开论述。

关键词: 复合材料; 固化变形; 补偿修正; 测量系统

Analysis of Key Problems in Curing Deformation of Large Complex Doubly-Curved Composite Components

PENG Yanmin, YANG Liang, HAN Qiangru, CHEN Jinping, WU Jie

(AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Company LTD., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] The composite material has superior material properties, but it leads to the malpractice of cured deformation. Aiming at the deformation of composite components after cured forming, this paper takes the composite components as the research object, and obtains the deformation data by means of measurement to compensate and correct it. Several measurement bottlenecks such as the establishment of measurement system, the selection of measurement datum and clamping mode, the fast reconstruction of compensation model are discussed.

Keywords: Composite material; Cured deformation; Compensation-correction; Measurement system

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.13.087

复合材料具有优越的可设计性、抗疲劳、抗腐蚀以及轻质高强的特点^[1-2],已经成为目前各种先进飞机结构的必选材料。从诸如机翼前缘组件、后缘组件,整流蒙皮等的小型非承载结构件到诸如机身蒙皮及机翼整体壁板等大型关键结构件,复合材料已逐步替代铝合金、高强钢等传统金属材料,已发展成为与铝、钢、钛并重的四大航空结构材料之一^[3-5]。空中客车公司和波音公司是第一家在民用飞机上使用复合材料的公司。随着复合材料制造应用技术的不断积累,使用范围和用量逐渐扩大。两家公司在新研究飞机上使用复合材料,数量增加到53%^[6-7]。

航空航天复合材料制造广泛使用热压罐成型技术。该成型技术具有恒定的罐内压力和温度的特性,成型后的零件孔隙少,铺贴层内树脂含量均匀并具有优异机械性能;另一个优点是它具有广泛的应用和高效率。成型模具是复合材料部件制造中的关键工艺装备之一。目前,

成型模具中常用的材料有铝、钢、INVAR钢、碳纤维复合材料、玻璃纤维复合材料等;常用的成型模具结构形式多为纵横框架式,便于成型过程中的受热均匀。热压罐成型是诸多复杂的物理及化学反应产生材料内部交织效应和相互耦合的过程,受复杂成型固化温度梯度影响,造成复合材料的固化不均匀,导致复合材料构件中存在大量残余应力,引起复合材料构件的超差、变形^[8-9]。

1 复合材料构件变形问题分析

复合材料构件固化变形,指复合材料在完成成型后,在室温下的“零约束”状态的构件形状与产品定义形状之间不一致的现象,如图1所示。复合材料的固化变形产生的原因主要有以下3类:热膨胀系数差异造成的变形、复合材料特有固化收缩变形以及成型模胎与零件彼此作用引起的变形,其固化变形组成及其所占比例,如图2所示。

复合材料构件的变形将对零部件的形状精度和部件的连接匹配产生非常不利的影响,并且可能在装配期间产生干涉、间隙等现象,引起残余应力和不良密封的质量缺陷。这将降低零部件结构的强度及疲劳寿命,甚至导致部件报废。因此,复合材料构件的变形的控制及补偿优化是复合材料制造环节中的关键技术之一^[10]。

2 复合材料构件变形补偿技术

传统的控制固化变形的的方法主要有两类^[11]。第1类方法从影响复合材料固化变形的因素着手,通过工艺改进和优化来降低成型过程的变形量,确保复合材料构件成型的精度满足制造要求,可从以下几方面入手:制造原材料物理和化学特性、预浸料铺层方向及纤维编织结构形式、成型方法,如共固化或共胶结等;调整复合材料构件成型固化参数,包括温度、压力的设定,保温时间、压力加压和泄压时机、升温 and 降温的速率,以及升压和降压的速率,此外还有温度传感器的设定等。此类方法称之为“工艺的正向优化”,通过合理的铺层工艺参数以减小固化变形量。这种方法的应用受到材料特性和工艺条件的限制。

第2类方法不改变复合材料构件成型参数,即材料固化变形量,而是通过有限元数值模拟预测或实测成型后回弹量的大小,获取变形数据,然后通过变形数据补偿成型模型面使之成型回弹后的零件几何形状符合设计要求,称为模具型面几何补偿法或工艺后置补偿法^[12]。

3 复合材料模具补偿修正关键技术

3.1 基于实测数据的复合材料构件固化变形补偿修正算法

通过测量方法或数值仿真获取复合材料构件的实物特征(外形)数据,反向修正模具型面。间接对复合材料构件的固化变形补偿修正。如图3所示,其中向量 \vec{OP} 是目标位置,向量 \vec{OP}_1 、 \vec{OP}_2 为变形后的位置以及补偿后的位置,构件变形量与补偿量满足:

$$d_2 = \delta d_1 \quad (1)$$

式中, d_2 为复合材料构件变形量; d_1 为复合材料构件补偿量; δ 为复合材料固化补偿系数。

第1步:用零件设计型面建立模具初始形状(对于第一迭代循环,模胎型面等于预期要求型面)通过固化成形后实测零件,得到构件初次型面数据。将初次型面数据通过拟合方法得到的型面与设计型面对比,若对比前后型面数据偏差超出产品制造容差范围,通过测量实物数据反向修正模具,得到新的模具型面。第2步:用补偿后模具再固化成型零件,若成形后零件的形状与目

标形状误差仍超出允许容差范围,继续将本次实测型面数据反向补偿到上次模具型面,再一次得到新一轮成型模具型面,最终实现成形的零件型面满足产品容差要求。如图4所示为复合材料模具型面补偿修正流程。模具型面补偿修正补偿算法具有收敛速度快、易于实现的优点。

3.2 复合材料模具型面补偿修正关键技术

3.2.1 复合材料构件测量系统快速搭建技术

目前,基于单一测量设备的常规测量手段日益完善,在飞机制造过程中获得广泛的应用并发挥重要的作用。然而,受测量原理的限制,单一测量手段和方法存在一定的局限性。近年来,大尺寸复杂形状测量领域已经出现大量的基于组合机制的混合式测量系统,多种测

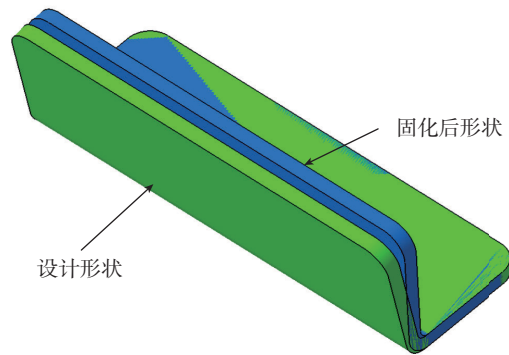


图1 固化变形示意图

Fig.1 Schematic diagram of cured deformation

- 热膨胀系数不一致导致的变形
- 固化收缩变形
- 构件与模具相互作用导致的变形等

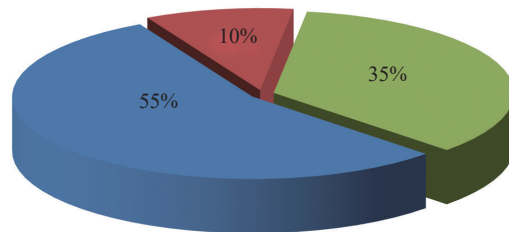


图2 复合材料构件固化变形组成

Fig.2 Components and its percentage of cure induced distortion for composite structure

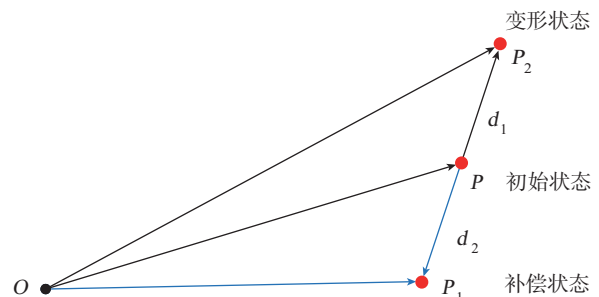


图3 模具型面补偿修正原理

Fig.3 Principle diagram of mould profile compensation

量系统信息相互补充,扩展测量范围,使得测量性能达到最优,如基于激光跟踪仪+T-Probe测头、T-Scan扫描头、T-Mac传感器等套件,实现激光跟踪仪动态测量能力,扩展了其应用范围,实现测量能力的大幅提升。关节臂测量机与激光跟踪仪组合,利用关节臂测量机的多自由度、机动灵活的特性,与激光跟踪仪组网使用,满足测量遮掩区域或大尺寸测量需求。摄影测量系统与光学扫描系统相结合,实现了局部视角测量数据到全局测量坐标系的统一转换、数据融合与拼合,形成完整的几何特征点云数据集。

混合式测量场构建主要需完成多测量目标与多测量设备的优化组合策略、设备与基准点布设方案等。从设计角度来说,其需要综合考虑现有测量仪器精度与特性、测量目标特点、测量精度要求、测量现场环境等多种因素。

其次,建立测量设备筛选规则,基于测量目标特征、

测量精度要求等,根据上述测量设备数据库为各待测特征初步选择适合的测量设备类型。以测量环境真实模型为输入建立测量干涉快速分析方法,确定各测量设备可行的布站空间。

最后,多个测量设备的测量坐标系需要统一,其依赖于现场布设的公共基准点,公共基准点数量、位置、布设精度都对坐标系转换精度有直接影响。

3.2.2 复合材料构件测量系统环境控制

测量环境控制对于确保测量设备的正常运转和获取高精度的测量数据尤为重要,并且需要持续稳定。对测量结果的可靠性产生影响的因素主要包括测量环境温度、相对湿度、外接电源、振动等,需在测量全流程中进行合理的控制。

测量环境温度是影响测量精度的重要因素,测量空间应满足温度横向梯度和空间纵向梯度变化。时间梯度是指在一定时间段内室内温度的变化率,通常要求不超过 $1^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 、 $2^{\circ}\text{C}/\text{天}$ 。空间梯度是指在测量设备空间区域的温度变化,通常要求不高于 $1^{\circ}\text{C}/\text{m}$ 。

环境相对湿度直接影响到测量设备零件及电气系统的安全性,对于一般的测量设备,其湿度要求是 $30\%\sim 65\%$ 。湿度过低时设备容易受静电的影响,湿度过高时设备会产生漏电或电气元件锈蚀,特别容易造成测量靶球锈蚀,影响系统精度。

除上述常规因素,可能还需考虑其他因素,如为确保控制系统和计算机系统以及其他联网设备的正常运行,测量环境中的外部电源。其要求涵盖电源电压变化的频率,以及与接地和屏蔽相关的要求等。测量现场的高频振动对仪器的测量精度和工作状态也至关重要。

3.2.3 复合材料构件测量基准选择

所谓测量基准是指在零件生产环节或零件质检环节所使用的特定几何元素。通常有以下3种建立方式:以测量工具靶球为目标创建基准;以手工划线创建测量基准;以孔系基准为测量目标创建基准。

与其他两种方法相比,利用测量工具靶球建立测量参考具有测量误差小、效率高,并且不需要额外增加数据处理环节的优点。为了确保飞机零部件的高精度、高效的测量要求,优选建立以测量工具靶球创建测量基准。

复合材料构件的测量环节主要涉及2个坐标系:测量坐标系、产品定义坐标系(或成型模具设计制造坐标系)。建立测量系统首先要基准统一,即测量坐标系与产品定义坐标系或产品制造坐标系统一。

测量基准的建立可供选择的基准点一般为零件上的基准点以及用来定位的高精度定位孔或者成型模具

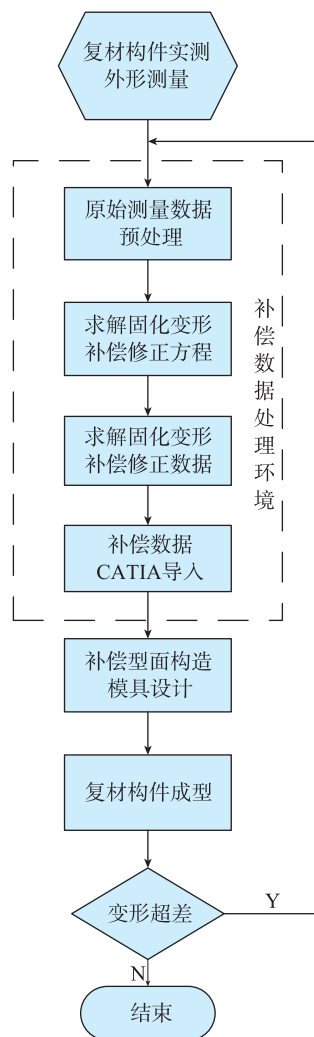


图4 复材成型模具补偿修正流程

Fig.4 Flow chart of tooling profile compensation

的制造基准点,在模具特征面上额外增加用于测量设备转站光学工具球点(OPT),再将测量基准数据与理论基准数据进行拟合转换,完成测量坐标系与设计或加工坐标系的拟合匹配操作。

3.2.4 复合材料构件测量固持模式选择

(1) 多点阵真空吸盘式柔性工装。

多点阵真空吸盘式柔性工装具有模块化特点,每个模块为独立的真空吸盘的立柱式单元,其空间具有3个运动自由度,通过控制每个吸附控制单元产生符合复合材料构件曲面外形特性,并且利用末端力传感器反馈吸附点阵,精确模拟实际装配实际工况和牢固地夹持复合材料构件以便完成测量^[13]。其柔性测量工装优点在于通过单立柱单元的多个重组,具有较强适用性,通过吸附点阵的合理布置,精确还原真实的复合材料构件装配环境。

(2) 复合材料成型模具。

充分利用现有测量条件,使用复合材料构件成型模具完成测量,如图5所示。其优点是使用原有制造基准作为测量基准,减少制造测量基准不统一、不重合带来的测量误差。但也会带来因复合材料构件变形而引起的与成型模具贴合面存在间隙,不贴胎的现象,导致测量误差以及复合材料构件贴胎面无法直接测量的诸多问题和弊端。

(3) 装配工装。

由于大型复合材料构件零件具有较大结构尺寸、外形面复杂、高制造精度要求和成型过程环节易产生变形等特点,故在装配过程中大量采用了具有定位、夹紧功能的工艺装备或设备,以保证从零件制造到部件装配过程中外形尺寸的符合性^[14]。复合材料构件可以利用装配工装及设备,在工装上完成零件外表面的测量。其优点在于直接装配环节测量零件的真实的装配状态,另外,可以借用装配工装上的基准作为测量基准。但也会存在局部区域开敞性不好、不便于测量设备的对光等,以及现场装配环境存在振动等因素,影响测量精度。

3.3 基于实测数据的复合材料构件变形补偿模型快速重构技术

依据实测数据建立变形后参数线,通过合适的边界条件分别创建补偿模型修正前后的边界条件域,由补偿前的边界条件域传递到补偿后的边界条件域,获得补偿后的复合材料构件固化变形修正数模^[15],如图6所示。

基于上述复合材料构件实际补偿值和数模补偿的基本原理,通过通用商业软件即可完成变形的模型补偿。其补偿建模过程为:

(1) 构造原始模型边界参数线;(2) 分割原始模型及其参数线;(3) 通过实测数据构造补偿模型边界参数线;

(4) 采用数据拓扑映射原理,将构件曲面片由原始边界条件域拓扑映射到对应的补偿后边界条件域中,得到曲面片的补偿曲面。

通过曲面片缝合操作,将所有补偿后的曲面片缝合,得到复合材料构件补偿数模的完整单一曲面,通过封闭填充曲面操作,得到复合材料构件的补偿实体数模,如图7所示。

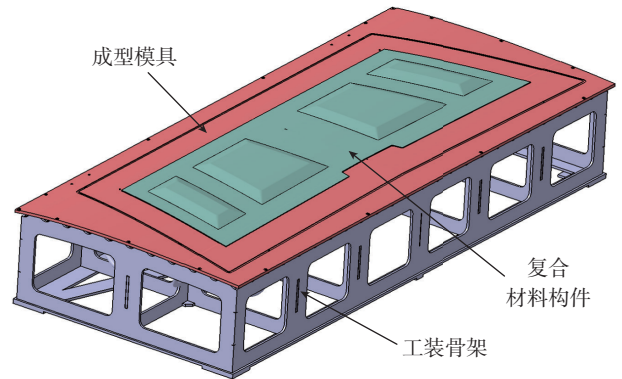


图5 复合材料构件成型模具

Fig.5 Molding tool for composite component

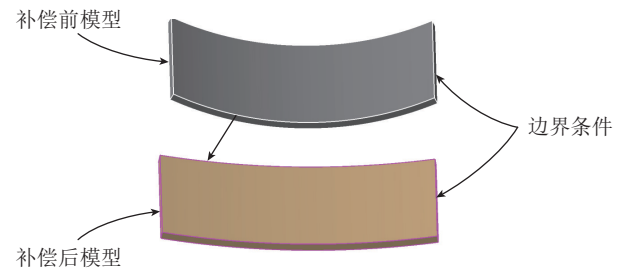


图6 复合材料构件变形补偿原理示意图

Fig.6 Principle diagram of deformation compensation for composite component

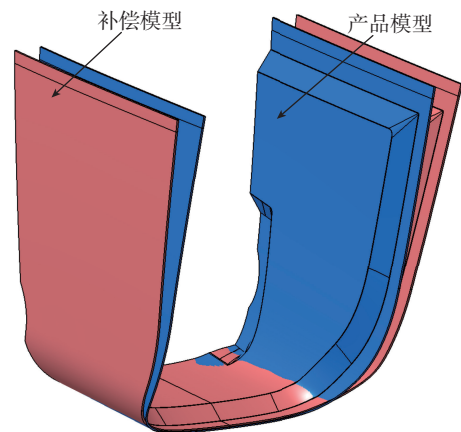


图7 飞机整流罩零件局部

Fig.7 Part of aircraft fairing

4 试验验证

通过实测数据对复合材料构件设计模型进行反向变形补偿修正,进而得到修正后的模具型面。二次成型后零件完成实物测量,并与补偿前的实测数据对比分析,验证补偿算法的有效性。

测量设备为激光雷达、激光跟踪仪+T-Scan;测量软件为 Spatial Analyzer、PolyWorks 2017 CATIA V5R20;辅助设备为柔性吸附支撑模块、测量附件。

表1为补偿后零件实测统计分析数据,补偿系数为0.7;表2为补偿前零件实测统计分析数据。表1、表2均以产品设计模型为参照对比分析。

通过对复合材料模具补偿前后的试验结果可知,基于实测数据的复合材料构件固化变形补偿修正算法适用于大型复杂双曲率复合材料构件固化变形问题,快速收敛、高效实现复材构件变形补偿,满足生产实际需求。

5 结论

复合材料构件在固化成型环节中,诸多的内因和外因导致构件变形超差造成零件制造瓶颈难题。本文对成型后实物构件采用合理的测量手段、测量系统规划获

表1 补偿后实测统计分析数据

Table 1 Statistical analysis of data after compensation mm

统计	d_x	d_y	d_z	距离
最小值	-0.469	-2.774	-0.829	-3.024
最大值	0.232	3.024	0.898	1.728
平均值	0	0	0	-0.035
相对平均值的标准偏差	0.085	0.691	0.261	0.743
相对零的标准偏差	0.085	0.691	0.261	0.74
均方值	0.085	0.691	0.261	0.743

注:测量状态为补偿后零件实测,测量温度 28.4℃,测量湿度 57.9%。

表2 补偿前实测统计分析数据

Table 2 Statistical analysis of data before compensation mm

统计	d_x	d_y	d_z	距离
最小值	-0.873	-6.548	-1.456	-10.176
最大值	0.200	10.176	0.564	1.930
平均值	0	0	0	-1.127
相对平均值的标准偏差	0.111	2.298	0.2538	2.015
相对零的标准偏差	0.111	2.298	0.254	2.315
均方值	0.110	2.296	0.254	2.313

注:测量状态为补偿前零件实测,测量温度 30.1℃,测量湿度 62.4%。

取变形后的构件几何信息集。基于实测数据,采用复合材料构件固化变形补偿修正算法以及模型快速重构技术对复合材料构件进行变形补偿迭代修正,通过实际生产过程的反馈信息,此方法高效、快速解决固化成型中的变形问题,取得较好的实际应用效果。

参考文献

- [1] 段友社,周晓芹.大飞机复合材料机翼研制技术现状[J].航空制造技术,2012,55(18):34-37.
- [2] DUAN Youshe, ZHOU Xiaoqin. Status of manufacturing technology in large aircraft composites wing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(18): 34-37.
- [3] 高航,曾祥钱.大型复合材料构件连接装配二次损伤及抑制策略[J].航空制造技术,2017,60(22):28-34.
- [4] GAO Hang, ZENG Xiangqian. Secondary damage and its inhibition strategies on joint assembling of large-scale composite components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(22): 28-34.
- [5] 盛永清.工型复合材料加筋壁板制造工艺研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.
- [6] SHENG Yongqing. Research on the manufacturing process of reinforce carbon fiber composite laminate with I-Stiffeners[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.
- [7] 曹春晓.一代材料技术,一代大型飞机[J].航空学报,2008,29(3):701-704.
- [8] CAO Chunxiao. One generation of material technology, one generation of large aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 701-704.
- [9] 范玉青,张丽华.超大型复合材料机体部件应用技术的进展——飞机制造技术的新跨越[J].航空学报,2009,30(3):534-542.
- [10] FAN Yuqing, ZHANG Lihua. New development of extra large composite aircraft components application technology: advance of aircraft manufacture technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(3): 534-542.
- [11] 赵家祥.民用航空和先进复合材料[J].高科技纤维与应用,2007,32(2):6-10.
- [12] ZHAO Jiayang. Civil aviation and advanced composite materials[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2007, 32(2): 6-10.
- [13] 李德尚.飞机复合材料零件热压罐成形复合材料工装设计技术[D].南京:南京航空航天大学,2010.
- [14] LI Deshang. The composite tool design technologies for aircraft composites parts in autoclave forming[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [15] [8] RADFORD D W, DIEFENDORF R J. Shape instabilities in composites resulting from laminate anisotropy[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1993, 12(1): 58-75.
- [16] [9] 魏冉,贾丽杰.热固性复合材料结构固化回弹变形研究进展[J].航空制造技术,2013,56(23-24):104-105.

(下转第101页)

展, 2012, 3(4): 82-87.

LU Haiyan. Simulation data management solutions for aerospace industry[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(4): 82-87.

[8] 田彦明, 窦云江, 李忠飞. 航空发动机仿真数据管理系统研究[J]. 企业技术开发, 2015, 34(12): 17-18.

TIAN Yanming, DOU Yunjiang, LI Zhongfei. Research on aero-engine simulation data management system[J]. Technological Development of Enterprise, 2015, 34(12): 17-18.

[9] 许鸿杰, 沈波. 飞机研制过程中仿真生命周期管理的研究[J]. 航空制造技术, 2015, 58(18): 92-95.

XU Hongjie, SHEN Bo. Research on simulation lifecycle based on system engineering management of aircraft development process[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(8): 92-95.

[10] 全静, 汪伟, 郝明. 基于 SOA 的航空发动机设计仿真集成管理系统[J]. 机械设计, 2017, 34(6): 82-87.

QUAN Jing, WANG Wei, HAO Ming. Construction of aero engine design simulation integrated management system based on SOA [J]. Journal of Machine Design, 2017, 34(6): 82-87.

[11] 章翔峰. 支持多学科协同设计的航天产品仿真数据管理系统[J]. 航天制造技术, 2013(6): 58-61.

ZHANG Xiangfeng. Simulation data management system of aerospace product supported MDO[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2013(6): 58-61.

通讯作者: 乔建明, 硕士, 研究方向为数字化制造、数字化产品设计和工艺, E-mail: tallqiao@qq.com. (责编 一元)

(上接第91页)

WEI Ran, JIA Lijie. Study progress of curing-induced springback for thermosetting composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(23-24): 104-105.

[10] 庞杰. 复合材料结构固化变形分析及其控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.

PANG Jie. Analysis and control on cured deformation of composite structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.

[11] 庞杰, 黄传勇. 复合材料整体壁板固化变形控制方法研究[J]. 计算机仿真, 2013, 30(3): 119-120.

PANG Jie, HUANG Chuanyong. Study on control method of cure-induced deformation for integrated composite panel[J]. Computer Simulation, 2013, 30(3): 119-120.

[12] 刘海静. 汽车顶盖冲压成形数值模拟及回弹优化研究[D]. 长春: 长春工业大学, 2016.

LIU Haijing. Research on numerical simulation of the stamping forming and the springback optimization of the car roof[D]. Changchun: Changchun University of Technology, 2016.

[13] 王亮, 李东升. 飞机数字化装配柔性工装技术体系研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(7): 34-39.

WANG Liang, LI Dongsheng. Flexible tooling technology system for aircraft digital assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(7): 34-39.

[14] 翟婷婷, 张凤英. 曲面薄壁零件柔性装配定位系统设计与实现[J]. 航空制造技术, 2014, 57(22): 27-29.

ZHAI Tingting, ZHANG Fengying. Design and realization of flexible assembly positioning system for thin-wall component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(22): 27-29.

[15] 彭艳敏. 整体壁板展开建模及喷丸成形延展补偿技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.

PENG Yanmin. Research on technologies of development and elongation compensation of integer panel for shot peen forming[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.

通讯作者: 彭艳敏, 高级工程师, 研究方向为飞机装备数字化设计与制造、金属塑性成形、复合材料成型, E-mail: xiaohai19820127@163.com.

(上接第96页)

参考文献

[1] 黄阳华. 德国“工业 4.0”计划及其对我国产业创新的启示[J]. 经济社会体制比较, 2015(2): 1-10.

HUANG Yanghua. German “Industry 4.0” plan and its enlightenment to China's industrial innovation[J]. Comparison of Economic and Social Systems, 2015(2): 1-10.

[2] 冯子明. 飞机数字化装配技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015.

FENG Ziming. Aircraft digital assembly technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015.

[3] 武锋锋, 李东升, 王亮. 面向机身柔性装配的在线编程技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(4): 641-648.

WU Fengfeng, LI Dongsheng, WANG Liang. On-line programming technology for flexible assembly of airframe[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(4): 641-648.

[4] 李西宁, 胡匡植, 李维亮, 等. 飞机数字化柔性装配工装技术[J]. 航空制造技术, 2013, 56(12): 40-43.

LI Xining, HU Kuangzhi, LI Weiliang, et al. Aircraft digital flexible assembly tooling technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(12): 40-43.

[5] 万世明, 陈亚丽, 肖爽, 等. 基于行列式柔性工装快速重构方法的研究[J]. 航空制造技术, 2015, 58(19): 80-82.

WAN Shiming, CHEN Yali, XIAO Shuang, et al. Research on fast reconstruction method based on determinant flexible tooling[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(19): 80-82.

[6] 郭洪杰. 飞机大部件自动对接装配技术[J]. 航空制造技术, 2013, 56(13): 72-75.

GUO Hongjie. Automatic docking assembly technology for large aircraft parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(13): 72-75.

[7] 王亮, 李东升. 飞机数字化装配柔性工装技术体系研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(7): 34-39.

WANG Liang, LI Dongsheng. Research on the technology system of aircraft digital assembly flexible tooling[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(7): 34-39.

[8] 张尧. 某型飞机尾段装配工艺性及容差分析研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2014.

ZHANG Yao. Research on assembly process and tolerance analysis of a certain type of aircraft tail section[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2014.

通讯作者: 王巍, 博士、教授, 主要研究方向为数字化制造技术、逆向工程技术、容差分析技术和柔性工装模块化技术, E-mail: wwsh595@163.com.

(责编 一元)