

# 飞机部件级的数字化柔性工装设计\*

## Design of Digital Flexible Assembly Tooling on Aircraft Component

西北工业大学机电学院 王仲奇 康永刚 王辉坪 杨 勃

**[摘要]** 基于对数字化柔性装配技术的深入分析,结合数字化测量和误差补偿方法、工装模块化设计等,针对某型号飞机前襟翼装配,设计一套数字化柔性装配系统,该系统可以实现内外前襟及其左右对称件4个部件的数字化装配,为提高飞机前襟翼的装配质量稳定性和装配效率,缩短生产准备周期提供了保障,同时为飞机部件级数字化柔性工装设计提供了一个范例。

**关键词:** 数字化 柔性 工装 定位

**[ABSTRACT]** According to the analysis of assembly techniques and methods on the existing front aircraft flaps, a digital flexible assembly method on certain front aircraft flaps is proposed, and a set of flexible assembly tooling is designed. This solves the status that it can not be reconciled and only assembly a single product on rigid tooling, as the flexible one changes its structure and the locating of products. This digital flexible tooling can assembly four types front flaps on aircraft, improve assembly quality and efficiency effectively, and shorten production cycle.

**Keywords:** Digitization Flexibility Assembly tooling Position

飞机部件结构复杂,装配协调关系多,装配准确度要求高,装配难度大,部件级的工装设计复杂,设计适合于不同部件的数字化柔性工装设计难度更大,国内目前除了真空点阵式的针对零件和组件级的柔性工装外,很少见部件级的数字化柔性工装系统。随着各重大飞机型号的设计要求和使用寿命的不断提高,飞机部件作为飞机的核心件,其装配精度和性能要求越来越高,对部件级的数字化装配技术与装配提出了更高的要求,即定位柔性化、制孔机械化、连接自动化、测量精密化、设备集成化等。

本文针对某型机前襟翼结构尺寸小、协调关系复杂、产品装配零组件密集等特点,设计了一套部件级的数字化柔性装配工装系统,在一套工装上可以同时完成4种襟翼产品的装配,包括工装分散定位协调体系的设计以及工装的定位稳定性设计。设计的工装适用于

同一机型的4种襟翼产品,包括内前襟右件、内前襟左件、外前襟右件、外前襟左件,即柔性化设计、制造工艺性、数字化测量与安装方法设计。

本文在分析了产品结构特点、装配协调关系及制造工艺性的基础上,详细讨论了该数字化柔性装配工装的设计方法、设计过程、制造和安装特点。

### 1 国内外现状分析

飞机的柔性装配技术是当前国内外飞机数字化制造的趋势和方向,能够克服当前模线-样板法在模拟量协调体系下需要大量刚性工装且应用单一、制造周期长、费用高等缺点。通过与自动制孔技术、自动钻铆技术、数字化检测技术等组合,形成飞机的数字化柔性装配技术,能有效缩短装配周期,提高和稳定装配质量<sup>[1]</sup>。

目前国外发展的柔性装配系统主要有柔性机翼壁板装配系统、柔性翼梁装配系统、复合材料升降舵柔性装配系统、机器人柔性装配系统、机身柔性装配系统等<sup>[2]</sup>。2003年,美国EI(ElectroImpact)公司为Airbus S.A.S生产的柔性高速钻铆系统首次用于飞机机翼壁板的装配过程,仅用5天时间就完成了翼展达60.3m的A330-300的机翼壁板的装配。空客公司研发的系列飞机机翼壁板柔性装配系统,实现了空客A320、A340、A380等机型机翼壁板的柔性装配。现阶段国外广泛采用的是多点阵成形真空吸附式万能柔性工装系统,它是由一组带真空吸盘的立柱阵列组成,模块化的立柱可由程序控制移动到三维空间的任何位置进行定位,生成与装配件曲面完全贴合并且均匀分布的吸附点阵,能精确、牢固地夹持壁板以完成钻孔、铆接和铣切等工作<sup>[3]</sup>。

目前针对前襟翼的装配,国内大部分主机制造厂,如西飞、洪都等仍大量采用传统的刚性工装型架进行人工装配,装配的自动化和柔性化水平较低,数字量协调尚未贯穿到整个襟翼的装配过程中来。此前,某机型的前几架次的生产过程中,襟翼均采用刚性工装进行装配,生产出的产品误差较大,没有达到预想的效果。装配过程中,当遇到蒙皮与长桁或者肋板有间隙而且无法加垫调整时甚至采用强行铆接的办法来消除间隙,这些非正常的连接手段在不同程度上降低了产品的使用性能。为了有效改善这种传统刚性工装的缺点,十一五

\* 国防基础科研项目(B062006034)资助。

及十二五期间,国内已经开展了大量与飞机柔性装配技术相关的一些工作,但主要针对的大部件对接和总装配<sup>[4-5]</sup>,针对部件级或小部件的数字化装配,尤其是柔性装配还没有实现实际应用。基于国防基础科研项目,本文采用数字化柔性装配理念,针对襟翼的结构特点和装配要求,设计了一套适合于4个产品的柔性装配工装系统。

## 2 产品的结构特点及装配要求

前襟翼结构紧凑、定位精度要求高、铰链位置密集。

前襟由若干钣金及机加肋、长桁、斜梁、前缘、蒙皮、尾缘板及其附件组成,左右件对称。前襟需要定位的位置包含肋铰链接头、梁梳状接头、梁铰链接头、前后端肋、蒙皮端部、尾缘板内型等,为防止转动还需要对斜梁腹板面定位。定位特征多、位置集中、空间开敞性差,定位准确度要求高。

## 3 产品的数字化柔性装配方法

用于前襟翼装配的传统刚性工装通用性差,一套型架只能装配一种型号的襟翼,存在结构复杂、操作空间狭小、外形卡板多且精度低、定位接头不可调、调整和生产准备周期长等缺点。针对这种情况,本文提出了利用模块化的柱式结构来进行襟翼的数字化柔性装配的方法。这种模块化的柱式结构由伺服电机驱动,能够在三维空间的X、Y、Z3个方向上运动(图1),在行程范围内能运动到空间的任意点,实现襟翼的完全定位。2个或多个模块化的柱式结构、支撑单元和龙门架组成了机翼

的柔性装配工装,将柔性装配工装与自动控制单元、机器人自动钻铆单元、激光测量单元等结合起来,就组成了一套柔性装配系统。装配襟翼的过程中,通过调节立柱在X、Y、Z3个方向上的运动,就能实现对某机型4种型号襟翼的定位、钻孔、铆接等工作。

## 4 柔性工装的设计

根据某机型前襟翼的结构特点以及需要定位的铰链点和定位面数目,充分利用各立柱的功能,合理地将定位点和定位面分组,经优化设计,采用7组模块化的立柱实现4个产品的数字化装配。由于产品定位精度高,与刚性工装相似,对4种产品均采用过定位。

根据内外前襟的需求,7根立柱的定位接头或者定位板分别定位襟翼的铰接头、腹板面或者端面。更换产品时可以更换定位接头,但产品上架前必须先调节接头到理论初始位置;支撑单元用来安装7根立柱,立柱最下层底座和支撑单元之间铺垫环氧胶泥,用来安装立柱时调姿;龙门架横跨支撑单元台面,用来支承机械臂,并引导机械臂在横梁方向上运动;机械臂用来钻铆钉孔、铆接。

### 4.1 型架基准的选择、产品摆放状态及上(下)架方式

以前襟翼基准平面为型架的设计基准,考虑到襟翼装配的装配件数量多、装配单元密集、协调部位多,产品放置状态选择按基准面竖直放置,与飞机飞行状态垂直。产品的上(下)架方式采用从工装顶部入(出)架的方式。

### 4.2 工装总体结构设计

由于工装结构分散,为了消除由于厂房地基变形而产生的影响,工装采用整体支撑单元,无基础,多支点结构。模块化的立柱安装在支撑单元上。支撑单元由12根200mm×200mm方钢对焊成长方形框架,下面用分别布置在主要承力部位的可调支撑进行支撑,上面装有6个光学靶标球分别布置在两端及框架对称轴线靠近主要承力部位处。工装的结构件包括前后两端用以支撑襟翼的2根立柱、用于支撑和定位铰接头和斜梁腹板面的4根立柱、用于钣金肋及机加肋定位的立柱。龙门架另外设置底座,与支撑单元类似。这种设计使整个结构成为一个整体,消除了因地基沉降引起的工装变形,保证了工装的整体稳定性,满足了型架刚性及尺寸稳定性的要求。

模块化的柱身的总体结构分为3层,即X、Y、Z3个方向。X、Y2个方向上的结构由底座、导轨、滑块、连接板、丝杠、轴承座、电机、螺母和螺母座及连接紧固件组成。Z向导轨竖直放置,便于定位器上下运动,由立柱柱身、导轨、滑块、丝杠、轴承座、电机、螺母、螺母座、连

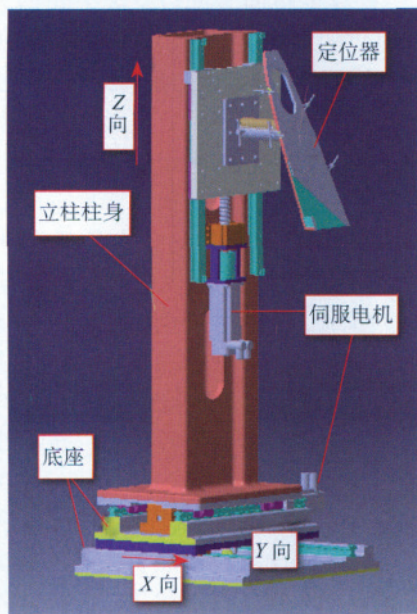


图1 模块化的柱式结构  
Fig.1 Modularization pole structure

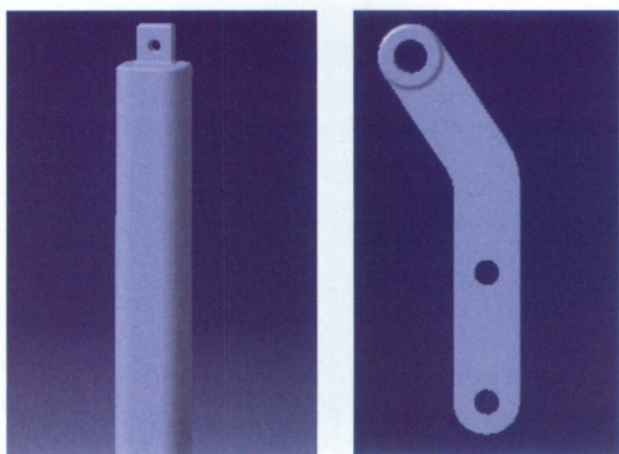
接板、定位器及连接紧固件组成。立柱柱身及底座均依照设计尺寸铸造而成。

龙门架用 100mm×100mm 的方钢焊接而成,用来支撑机械臂并引导机械臂沿横梁运动。龙门架呈梯形布置,高 3960mm,上底边长 5400mm,下底边长 6300mm。

### 4.3 定位器的设计

在设计产品前后端面定位器时,采用内型定位的方式。将蒙皮的定位特征和长桁的定位特征均集成到端面定位器上。前襟前后端肋定位器的外型面即为蒙皮的内型面,上表面为 1 号肋的内型面;长桁的定位是在定位器外围开出 4 个卡槽,用带活动手柄的定位插销压紧即可;尾缘板通过定位器上的尾缘板定位块来定位。襟翼后端肋定位器上没有长桁定位槽。为了便于更换定位器,定位器与立柱连接部分采用套筒式结构。每个定位器上开有 3 个靶标孔,便于利用激光跟踪仪安装该定位器。

产品上的铰链接头分为 3 种:梳状接头、单个铰链接头、机加肋接头(图 2)。针对梳状接头和单个铰链接头,采用单叉耳去定位,单边留余量 0.3mm,叉耳上开孔为  $\phi 8\text{mm}$ ,与梳状接头一致,并且压入壁厚为 1mm 的钢衬套。机加肋接头与设计基准面成  $18^\circ$ ,设计定位器时,保持其角度。定位器上开孔与机加肋接头一致,并压入壁厚为 3mm 的钢衬套。



(a) 梳状接头和单个接头

(b) 机加肋接头

图2 铰链接头定位器

Fig.2 Localizer of hinge joint

斜梁腹板定位器在内前襟上的作用主要是为了防止产品在工装上转动而产生误差;在外前襟装配时除了这个作用,还需要保证两段斜梁接头正确的装配关系。为了满足这种要求,将定位器设计成托板的形式,面定位能有效防止产品转动。内、外前襟斜梁腹板与设计基

准面呈  $45^\circ$  夹角,这就要求定位器倾角也为  $45^\circ$ ,以保证定位器与斜梁腹板完全贴合(图 3)。

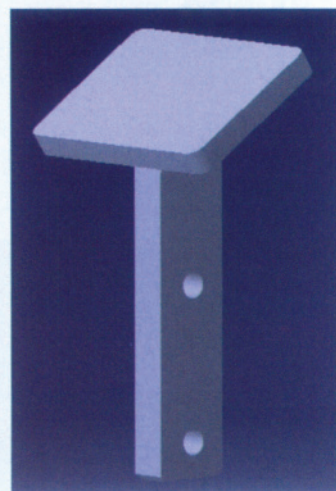


图3 斜梁腹板定位器

Fig.3 Localizer of girder

翼肋包含钣金肋和机加肋。在装配产品时,除了用端肋定位器定位的端肋之外的肋板都需要用单独的定位器来定位。根据翼肋的尺寸大小以及位置关系,采用“一面两销”的定位方法,将翼肋分为 5 组,每组在肋板定位器上都有一组定位孔与之对应;肋板定位器侧面都是精加工面,在定位时与翼肋贴合(图 4)。在安装机加肋时,由于机加肋铰接接头已经被其他立柱定位,只需要单孔即可满足“一面两销”的原则。

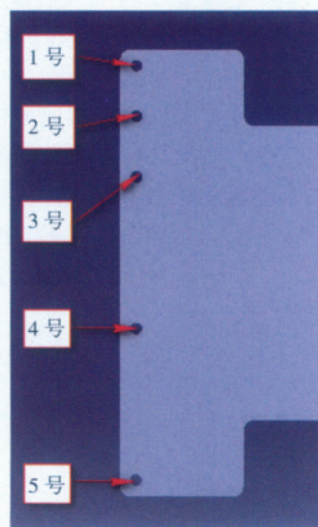


图4 肋板定位器

Fig.4 Localizer of rib

## 5 工装的制造与安装

工装的零部件中,立柱柱身和底座都采用铸造件,

端肋定位器全部按照数模数控加工。

工装在车间采用激光测量仪进行安装。首先安装支撑单元,通过调平螺母调节到理论的安装位置。安装立柱时,以1号立柱为相对基准安装其他立柱,通过激光测量仪调节到理论的初始位置。安装定位器时,以定位器上3个靶标孔的理论位置为基准,确保定位器在理论位置且无偏转、无倾斜,并用环氧胶泥将立柱底座和支撑单元固定(图5)。

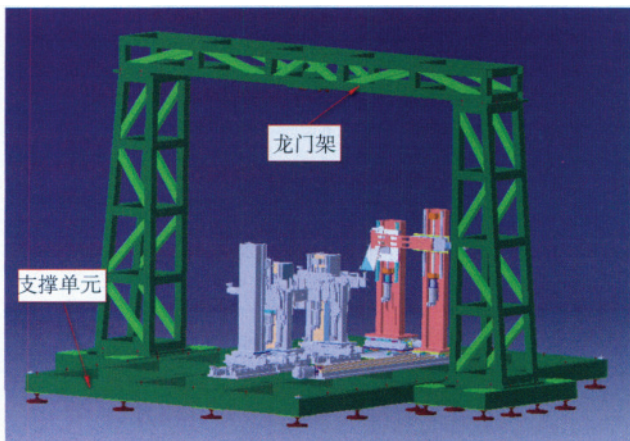


图5 前襟4部件数字化柔性工装

Fig.5 Digital flexible tooling of 4 components on front flaps

## 6 结束语

随着柔性装配技术的发展,传统的固定对接平台正在被由柔性工装型架、跟踪定位单元、计算机自动控制系统和自动钻铆系统等组成的柔性装配系统所替代。本文中所设计的数字化柔性工装既有可移动的装配型架,数量少,定位精度高,研制成本较低,占地面积小;又有机器人柔性制孔单元,制孔和铆接速度快,效率高,误差小,能实现某机型4种型号前襟翼的装配工作。在以后的实际应用中,通过不断结构优化和技术改进,将可以利用类似的数字化柔性装配工装逐步扩展到更大尺寸的机身对接和机翼的数字化柔性装配,满足国内飞机产业发展的迫切要求。

### 参考文献

- [1] 刘平,魏莹,邱燕平.现代飞机装配型架设计新技术.洪都科技,2007(3):17-21.
- [2] 范玉青.现代飞机制造技术.北京:北京航空航天大学出版社,2001.
- [3] 郭恩明.国外飞机柔性装配技术.航空制造技术,2005(9):28-32.
- [4] 郭红杰.大型飞机装配技术.航空制造技术,2010(18):52-54.
- [5] 潘志毅,黄翔,李迎光.飞机制造大型工装布局设计方法研究与实现.航空学报,2008(3):757-762. (责编 良辰)

(上接第100页)

(1)以液压为动力的自动钻铆系统一般采用卧式装配(工件卧式),即夹钉装置主要在竖直方向运动,或与竖直方向一定角度;以电磁铆接为动力的自动钻铆系统一般采用立式装配(工件立式),及夹钉装置主要在水平方向运动,或与水平方向有一定角度;

(2)以液压为动力的自动钻铆系统夹钉装置的夹钉爪通过顶铆模组件套合定位,即紧固件与装配孔的同轴度通过顶铆模组件保证;以电磁铆接为动力自动钻铆系统夹钉装置自身定位,及紧固件通过夹钉装置来保证与装配孔的同轴度。

## 4 结束语

国内中航工业北京航空制造工程研究所在“十一五”预研课题中,针对以电磁铆接为动力的自动钻铆技术进行了大量的研究,并且研制出了一套自动钻铆系统的样机,能够自动完成测量、定位、压紧、制孔、上钉、铆接/安装等操作。该系统样机的夹钉装置能够实现铆钉及螺栓的上钉及插入。但该系统的夹钉装置在夹钉可靠性及上钉效率方面需要进行一定的改进优化。目前该系统样机正在进行试验及改进,在上钉的连续性 & 效率方面有了很大的提高。

上钉是自动钻铆的关键环节,而夹钉技术在上钉过程中也至关重要。因此在夹钉技术方面国内应该加大研究力度,研制适应电磁铆接技术的夹钉装置。针对夹钉技术及夹钉装置的研究开发方面提几点建议:

- (1)对国外的夹钉技术进行研究,消化吸收,然后进行适应国内自动钻铆要求的夹钉装置的设计研究;
- (2)在夹持装置的设计上要充分考虑紧固件的定位问题,尤其在干涉螺栓安装时,对紧固件的定位有更高的要求;
- (3)对现有的自动钻铆样机加快进行试验及改进,对系统的可靠性进行充分验证;
- (4)优化系统的工艺流程,对工艺过程的并行性进行分析,提高系统的工作效率。

### 参考文献

- [1] 《航空制造工程手册》总编委会.航空制造工程手册(飞机装配分册).北京:航空工业出版社,1993.
- [2] 许国康,高明辉,肖庆东.电磁铆接技术的发展、设备研制及应用探讨.航空制造技术,2010(23):38-41.
- [3] 张开富,杨殿国,李原.壁板自动钻铆行为及变形分析技术综述.航空制造技术,2010(23):67-72.
- [4] Holden R, Haworth P. Automated riveting cell for A320 wing panels with improved throughput and reliability (SA2). SAE International, 07-ATC-208. (责编 良辰)