

飞机大部件结合交点精加工

Finish Machining of Joints Between Aircraft Major Parts

成都飞机工业(集团)有限责任公司 高红 陈允全 秦龙刚



高红

高级工程师,主要从事飞机装配工艺技术研究,独立编著了多个飞机项目的部件装配方案、油箱装配规范、大部件精加工方案等,实施效果满足项目需求。

目前,新研飞机的技战指标要求越来越高,对飞机整体气动外形准确度也提出了更高要求。除装配质量外,大部件的对接更是对飞机的整体外形准确度有着直接影响,而部件结合交点的准确度是影响部件对接后飞机整体外形准确度的重要因素。为消除零件制造以及部件装配的综合误差,在部件装配完成后需对大部件的结合交点进行精加工,以保证大部件的对接及互换性要求。

传统的大部件结合交点精加工通常采用较为复杂和庞大的精加工台,

在飞机大部件结构交点精加工中引入数字化技术手段,可简化精加工工装的制造,减少协调环节,提高测量准确度,实现产品轻松、快捷和最佳的姿态调整,最终提高结合交点的精加工质量。

以实物标工作为协调依据,保证各大部件结合交点的协调。其加工风险大,必须采用安全可靠的技术手段。

数字化、自动化加工技术和数字化测量技术的发展为飞机大部件结合交点精加工技术开辟了新的方向。在飞机大部件结构交点精加工中引入数字化技术手段,可简化精加工工装的制造,减少协调环节,提高测量准确度,实现产品轻松、快捷和最佳的姿态调整,最终提高结合交点的精加工质量。

飞机大部件结合交点主要结构形式

根据飞机的用途及布局等要求,飞机各大部件结合交点可选择多种结构形式。常见的大部件结合交点结构形式主要有叉耳配合、平面多孔配合(即围框式)、单孔配合。其中,固定翼面大部分采用叉耳配合或平面多孔配合,单孔配合则多用于活动翼面。

对于同类型的交点结构形式,不同飞机所区别的一般只是接头的数

量、尺寸、布置等,对精加工工艺方案的设计不会造成根本影响。

(1) 叉耳配合。

叉耳式接头主要有单耳、双耳、混合式等结构,其交点方向孔通常布置为顺航向、垂直于航向。典型结构如图1所示。

(2) 平面多孔配合。

平面多孔配合(围框式)接头主要包含结合面及对接孔,典型接头如图2所示。

(3) 单孔配合。

单孔式接头主要用于活动部件,如鸭翼转轴的安装,通常都设置为内、外孔,其孔精度、同轴度要求一般较高。

单孔配合类接头孔的精加工,由于其孔径通常较大,一般需采用专用设备进行镗孔加工,本课题不再详述。下文将围绕前2种形式交点孔精加工进行阐述。

典型精加工工作流程

按部件精加工状态,飞机大部件结合交点精加工可分为单独加工和

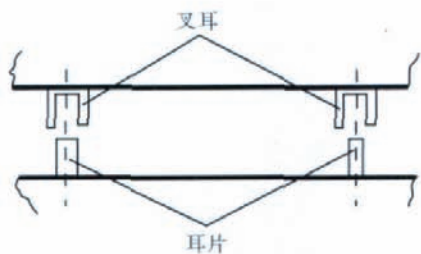


图1 典型叉耳式接头

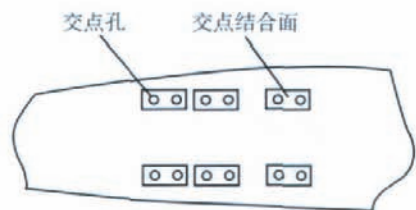


图2 典型围框式接头

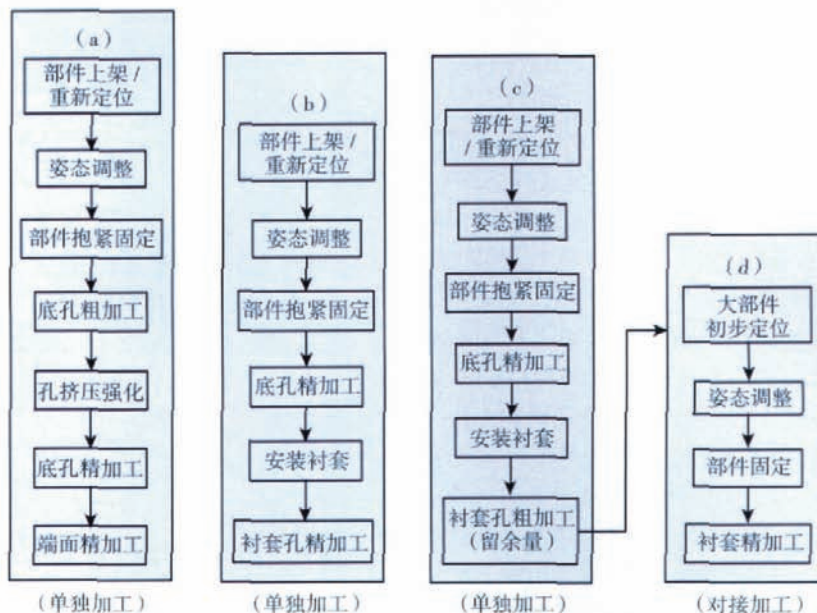


图3 典型精加工流程

对接加工。

为满足部件互换性要求,一般采用单独加工的方式,即在部件装配工作完成后,在精加工型架或精加工台上将部件结合交点直接加工至最终尺寸,大部件对接过程中不需要进行补充加工。其典型加工工艺流程如图3中的流程(a)和流程(b)所示,其中,流程(a)为围框式交点接头的典型单独加工流程,流程(b)为叉耳式交点接头的典型单独加工流程。

在协调、制造精度无法满足对接要求的情况下,可在部件单独加工时留出一定的余量(如流程(c)所示);在大部件对接阶段进行精加工,从而满足对接要求,其典型工艺过程如流程(d)所示。对接加工以牺牲互换性为代价,不适用于批量生产。

形状、尺寸、相对位置等几何信息,工艺装备的制造必须严格按照协调路线所规定的先后顺序进行,平行作业受到很大限制。

(2) 协调路线长,导致生产准备周期长,制造费用高,误差累积大^[1]。

图4为某2个型号飞机机身、机翼结合交点模拟量协调路线示意图^[2]。

采用模拟量协调,形成误差的主要因素为实物模拟量的制造误差、移形误差。

2 数字量协调

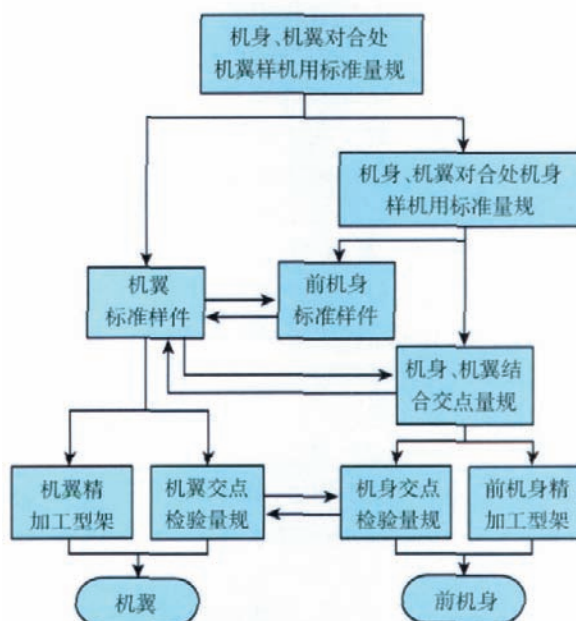
随着数控加工技术、数字化检测技术的不断发展,数字量协调技术也在飞机装配中得到越来越广泛的应用。就国内飞机装配而言,装配协调方式正由模拟量协调逐渐向数字量协调的方向发展。采用数

飞机大部件结合交点协调方案

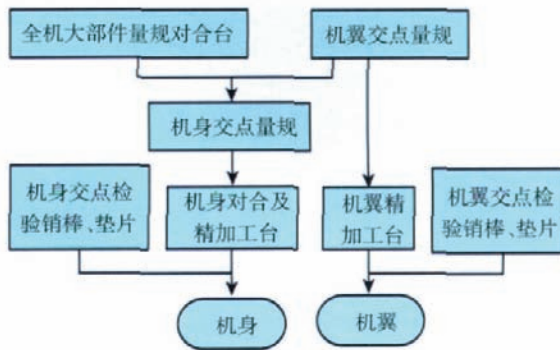
1 模拟量协调

飞机部件结合交点的传统协调方式是采用模拟量进行协调,其特点是在制造过程中通过实物模拟量(如样件、量规等)传递形状、尺寸、相对位置关系,最终保证部件的协调和互换。采用这种协调方式,存在以下问题:

(1) 由于采用实物模拟量传递



(a) 传统



(b) 改进

图4 机身、机翼结合交点协调路线

字量协调方式,其优点是:

(1) 由于基于统一的数据源,不同的工艺装备可以并行制造;

(2) 取消了大量中间环节,简化了协调路线,从而使生产准备周期缩短、制造成本降低。

图 5 为 2 类数字化协调路线。对图 5 (a) 所示协调方式,仍采用传统的固定式精加工型架或精加工平台。与图 4 所示协调路线中的型架相比,这类精加工型架或精加工台钻模采用数字化测量技术进行辅助安装,改变了以往通过交点量规安装钻模的方式。但是,就部件结合交点的总体协调路线而言,这类协调方法仍非严格意义上的数字量协调,而是模拟量、数字量混合协调。其传递路线前段,即工装制造、安装采用数字量协调;而传递路线后段,即机身、机翼精加工过程中的交点孔位置信息通过钻模进行传递。对于这种协调路线,形成误差的主要因素为工装制造误差、数字化测量系统的测量误差。在此种协调模式下,可通过 DELMIA 等软件对大部件产品的上、下架,固紧,加工路径等进行仿真,提前发现并解决干涉问题,确保精加工全过程的顺利实现。

图 5 (b) 所示协调路线为全数字量传递,相对于图 5 (a) 所示协调路线,它更能代表数字化协调技术的发展方向。对这种协调路线,形成误差的主要因素为精加工系统的运动精度、数字化测量系统的测量误差。

部件调姿

为保证部件精加工后能够满足全机大部件对合要求,精加工前必须通过调姿机构对部件的位置、姿态进行调整。通过交点孔、工艺孔、水平测量点等控制点判断部件位置、姿态是否正确。其中,交点孔为主要控制点,工艺孔和水平测量点为参考控制点。

根据调姿机构的运动控制方式,可分为人工调姿和自动化调姿。

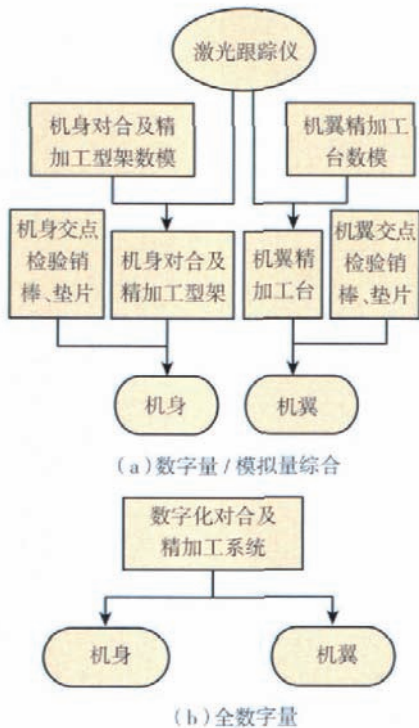


图5 数字量协调路线

1 人工调姿

采用传统的精加工型架或精加工台进行精加工,在部件上架后,通过人工调节托板的高度调整交点孔与钻模孔同轴度以及配合面间隙,并分别用销棒和垫片检查交点孔与钻模孔相对位置以及配合面间隙。定位销棒直径的选择必须保证加工后满足所加工孔的孔径及边距要求,通常选择比初孔直径小 1mm,最小允许用比初孔直径小 2mm 的极限销棒,但左、右对应交点孔所用销棒直径之差不超过 1mm。

而水平测量点通过测量装置及传感装置进行检测,并通过手工计算或计算机自动计算判定是否合格。

采用人工方式进行调姿,需要多人配合同时工作,操作困难,工作量大,调姿精度低。

2 自动化调姿

采用数字化对合及精加工系统进行精加工,则飞机部件的支撑和调姿通过自动化定位机构(如 POGO 柱或并联机构)的运动实现。以 POGO

柱进行定位为例,部件通过工艺接头或吸盘固定在若干可以相互独立运动的主动 POGO 柱上,数字化测量系统(如激光跟踪仪或激光雷达)通过检测已设定好的公共基准点建立统一的坐标系,在此基础上对部件上的交点孔等控制点进行检测,由此确定部件的空间位置姿态;控制系统可根据控制点检测数据,自动并精确计算出各主动 POGO 柱所需的调整量,在此基础上同步控制各主动 POGO 柱的协同运动,直至部件上的控制点到达预定目标位置,至此完成部件的调姿工作(见图 6)。采用并联机构进行定位和调姿,除机构本身的运动外,其定位和调姿方法与 POGO 类似(见图 7)。

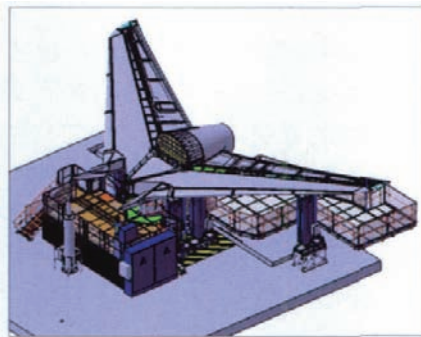


图6 水平尾翼自动调姿示意图

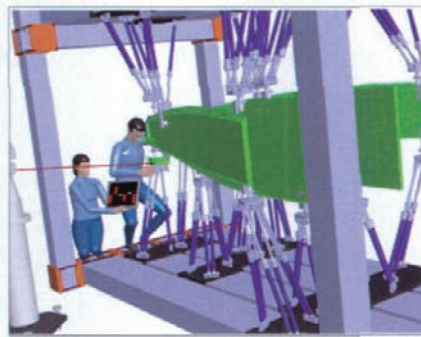


图7 并联机构调姿示意图

自动化调姿具有自动精确检测、自动精确计算、协同控制等人工方式所不具有的特点,与人工调姿相比,其效率和精度大大提高。

产品固紧

采用传统的精加工型架或精加工台进行加工,在产品调姿工作完成

后,通过插入交点孔定位销棒进行固定。对如机翼、垂尾等自身重量较轻的部件,为避免产品在精加工过程中发生移动或晃动,还需采用卡板等抱紧装置进行压紧。抱紧装置的设置应不影响交点的加工,同时离加工部位尽量近。

采用数字化对合及精加工系统进行加工,主动 POGO 柱用于产品定位和调姿,随动 POGO 柱则用于产品的辅助支撑和固紧。其大致固紧过程如下:

- (1) 产品调姿工作完成后,锁定各主动 POGO 柱;
- (2) 系统自动控制随动 POGO 柱进行运动,直至随动 POGO 柱上的吸盘与部产品接触;
- (3) 通过吸盘吸紧产品;
- (4) 锁定随动 POGO 柱,至此完成产品的固紧。

产品精加工

1 加工顺序

通常先加工部件主定位点(这类交点通常位于部件中部),然后再分别加工其航向前、航向后的交点。原则上不允许各交点孔进行并行或交替加工,即必须加工完一个孔后,方能进行另一个孔的加工。但是,为了提高工作效率或简化精加工过程,在技术手段能够满足交点最终加工要求的前提下,允许对加工顺序进行适当的调整。例如,按图 3 所示流程(a)进行加工时,在底孔粗加工阶段允许左、右侧交点孔同时进行对称加工,在精加工阶段则必须逐个加工交点孔。

2 动力装置

选择动力装置时,一般需根据飞机部件的大小、交点结构形式和尺寸、动力系统配置成本、加工精度等综合考虑,同时要与工装设计相协调。目前,用于精加工的动力装配主要有摇臂钻、自动进给钻、精加工专用机床。各类加工动力装配的优缺

表1 各类加工动力装置优缺点

动力装置	优点	缺点
摇臂钻	<ul style="list-style-type: none"> · 功率大 · 主轴转速较稳定 · 主轴和刀杆之间通过万向节传递动力,对主轴与刀杆偏心具有一定的适应能力 · 进给量可采用人工方式进行控制 	<ul style="list-style-type: none"> · 由于要保证足够的行程和刚性,设备比较庞大,占用空间较大,对精加工型架或平台的设计有一定的影响,对地基要求也较高 · 刀杆与摇臂钻主轴偏心会对加工稳定性造成一定影响 · 无法依靠自身进行定点、定向加工,需要通过钻模进行引导加工 · 配置成本高
自动进给钻	<ul style="list-style-type: none"> · 操作灵活 · 占用空间小,对型架设计没有太高要求 · 进给速度较稳定 · 成本较低 	<ul style="list-style-type: none"> · 功率相对较小 · 转速受气源压力、交点孔材料性能、切削量影响较大 · 进给速度无法调整 · 无法依靠自身进行定点、定向加工,需要通过钻模进行引导加工
专用机床	<ul style="list-style-type: none"> · 功率大 · 主轴转速和进给量稳定 · 不需钻模引导 	<ul style="list-style-type: none"> · 对群孔加工尤其是大距离群孔加工,仅依靠机床自身运动精度可能无法满足交点孔协调要求,需借助高精度数字化测量技术等精度补偿 · 设备占地面积较大,需要专门的精加工区域,对地基要求也较高 · 配置成本高

点见表 1。

3 加工方法

目前所采用的交点孔精加工方法主要有以下几种:

- (1) 以摇臂钻为动力,通过万向节以钻模为引导,按扩孔、铰孔的工艺方法进行加工;
- (2) 采用专用电机通过万向导杆以钻模引导,通过扩、铰孔方法加工交点孔;
- (3) 以自动进给钻为动力,以钻模为引导,通过扩、铰孔方法加工交点孔;
- (4) 采用专用加工单元,采用镗孔的方法进行孔加工;
- (5) 采用专用设备,设置导轨,以端面铣的方式加工结合交点端面。

4 加工刀具及加工参数

加工刀具及加工参数应该根据被加工对象、材料进行选择,其中加工刀具材料可以参考表 2 进行选择,加工参数可参考机械加工的有关规定。

结束语

飞机装配协调方式已经由模拟量传递向数字量传递方向发展,飞机

表2 刀具的选择

被加工材料	选用刀具
铝合金	高速钢刀具
钢	硬质合金刀具
钛合金	硬质合金刀具或高红硬性、热稳定性好的高速钢

大部件结合交点精加工也逐渐引入数字化测量技术、数控加工技术等先进技术手段,为提高交点孔的加工准确度提供了新的解决方案。作为飞机装配中的一项重要工作,大部件结合交点精加工是一项复杂的系统工程,还一些关键问题有待验证和解决:取消量规后的钻模协调准确度问题;温、湿度对大部件精加工精度的影响;部件加工变形监控及精加工前产品停放要求;还有一些基本问题,如精加工台、精加工刀具的定检问题等。

参考文献

- [1] 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.
- [2] 程宝霖. 飞机制造协调准确度与容差分配. 北京: 航空工业出版社, 1987.

(责编 良辰)