

飞机数字化装配系统中机身交点孔加工方法研究

Research on Processing Method of Joint Hole in Aircraft Digital Assembly System

中航工业成都飞机工业(集团)有限责任公司 詹有河 刘春 高红

[摘要] 针对传统交点孔加工方法加工精度低且存在回弹变形的问题,设计了一种满足飞机大部件数字化装配要求的机身交点孔精加工方法,根据交点孔的加工特性完成了机身定位与固持、数控加工中心定位以及加工工艺的总体设计,确定了交点孔加工程序原点的计算方法和编程原则,最后通过交点孔试切加工试验验证了加工方法的可行性。

关键词: 数字化装配 交点孔加工 数控加工中心

[ABSTRACT] Aiming at the problem that the traditional processing method of fuselage joint hole leads to low accuracy and springback deformation, processing method which meets assembly requirements of digital assembly system is designed. The overall design of fuselage's positioning and immobilization, positioning and processing technic for numerical control processing center is completed. The origin arithmetic of machining program and programming principle are determined. Finally the feasibility of processing method is verified through processing tests.

Keywords: Digital assembly Processing of joint hole Numerical control machining center

在飞机装配过程中,对大部件交点孔进行精加工的目的是消除之前工序的累积误差,保证机身、机翼、垂尾对接装配的协调性与互换性,进而保证飞机的装配质量。目前,飞机大部件装配过程中普遍采用的是传统的相互关联制造法,机身大部件一般通过大量复杂的固定型架装夹后进行精加工;加工过程中,待加工的交点孔通过定位销棒与型架上相应的定位孔进行固定装夹,专用的自动进给钻同样依赖型架定位,只能采用钻扩铰的加工工艺,其联动轴数少,数控化程度低。大部件交点孔在装夹状态下精加工,加工后松开装夹会产生回弹变形,使交点孔相对理论位置产生偏移,导致翼身对接困难。采用钻扩铰的加工工艺,纠偏能力差,加工精度相对较低,导致交点孔加工时必须留有一定的加工余量,在下一步装配时,与对应部件进行配铰加工^[1]。

为了克服传统交点孔加工方法的不足,本文以飞机大部件数字化装配系统为基础,设计了一种满足飞机大

部件数字化装配要求的机身交点孔精加工方法,并基于此加工方法进行了交点孔精加工试验,试验结果满足精加工精度要求。

1 机身交点孔的加工特性分析

飞机大部件数字化装配系统中交点孔的加工具有以下特点:(1)机身交点孔加工对象包括机翼与机身结合交点孔、垂尾与机身结合交点孔,分布范围覆盖中、后机身;其中机翼机身结合交点孔轴向为翼展方向,垂尾机身结合交点孔轴向为竖直方向。(2)交点孔材料类型较多,主要包含铝合金 7050、铝钛夹层、钢衬套 30CrMnSiA 等,不同材料切削加工性能也存在较大差异。(3)交点孔类型包括分为叉耳型和凸缘多孔型,叉耳型交点孔轴向一般为航向,凸缘多孔型轴向为翼展方向。(4)交点孔的孔位、孔径精度和表面质量要求较高,需要采用满足加工精度要求的加工工艺。

2 机身交点孔加工总体设计

根据交点孔的加工特点,基于飞机大部件数字化装配系统在数字化测量、控制方面的优势,从以下几个方面对交点孔加工方法进行了总体设计:机身数字化定位、机身固持、加工设备选型与定位、加工工艺设计。

2.1 机身数字化定位

以一套数字化控制设备取代传统的精加工固定型架工装,机身通过工艺球头与数控定位器相连。采用激光跟踪仪测量机身上姿态评价测量点,姿态评价测量点包括所有交点孔,主控系统根据测量结果确定机身实际姿态,基于机身实际姿态与目标姿态对比计算,主控系统通过多个数控定位器的协调、同步运动实现整体机身的姿态调整直至机身达到目标姿态,确定飞机坐标系在装配坐标系下位置⁴ P_p ,从而实现机身数字化定位。

2.2 机身固持

数控定位器末端设置球头锁紧机构,机身姿态调整结束,球头锁紧机构通过两个卡爪卡紧工艺球头,同时采用液压锁紧机构实现定位器各运动轴液压锁紧,机身与工艺球头固定连接,从而实现机身的多点可靠固持^[2];采用数控定位器固持机身,待加工交点孔未经装夹处于自由状态,避免了回弹变形引起的孔位精度偏差。

2.3 数控加工中心设计与定位

采用数控加工中心代替传统的专用自动进给钻,数控加工中心适应能力强,易于实现不同材料、不同结构交点孔的加工,加工和定位精度高。数控加工中心配备万能主轴头,使刀轴能摆动到飞机航向、翼展方向、竖直方向,万能主轴头上可加装尺寸更小的直角头以防止机身与主轴干涉,可同时满足叉耳型和凸缘多孔型交点孔的加工;数控加工中心设计为6轴运动系统,分别为X、Y、Z、W、A、C轴。其中Y轴沿飞机航向,Z轴为竖直方向,X轴用于切削进给的立柱移动轴,W轴为滑枕运动轴。当X为轴行程不够时,采用W轴使主轴运动至适当位置,加工过程中W轴锁定,A、C轴为万能主轴头的摆动轴。

根据交点孔位置分布,采用1台立式加工中心完成垂尾机身结合交点孔的加工,2台卧式加工中心完成机身左右两侧机翼机身结合交点孔的加工。

数控加工中心定位时,加工中心各轴运动至机械原点,采用专用的球头检棒安装于加工中心主轴头上,球头检棒同主轴头接口面与球头球心O距离为L,通过激光跟踪仪在球头检棒球头表面随机测量多个点^[3],拟合球头球心O坐标为 P_1 ,即可得加工中心机械原点在装配坐标系下坐标 $P_0=P_1+L$,从而实现数控加工中心在装配坐标系中的定位。

2.4 加工工艺设计

采用镗孔的加工工艺取代传统的钻扩铰的加工方式,相比传统的钻扩铰工艺,镗削加工大幅减少刀具使用量,加工精度高,交点孔可直接加工至终孔尺寸,省去了配铰加工工序;且镗削加工纠偏能力强,当交点孔实际位置与理论位置偏差较大时,利用镗削工艺的纠偏能力,可更好的保证交点孔的孔位精度。

3 交点孔加工流程

基于交点孔加工的总体设计,可确定数控加工中心与机身相对位置关系,以现场数字化测量结果和飞机理论数模作为交点孔数控加工编程的依据,交点孔加工流程如图1所示。

3.1 加工余量判断方法

由于各段机身零部件制造及装配过程均存在误差,形成整体机身后各交点孔的实际孔位与理论数模存在一定偏差,各交点孔预留固定的加工余量,若存在交点孔位偏差过大,会导致加工余量范围内无法完成孔位纠偏,因此交点孔加工前应判断加工余量是否满足纠偏要求。

设交点孔初始孔径为 r_0 ,加工目标孔径为 r_1 ,加工余量 $\sigma=(r_1+r_0)/2$,根据机身调姿测量结果确定交点孔

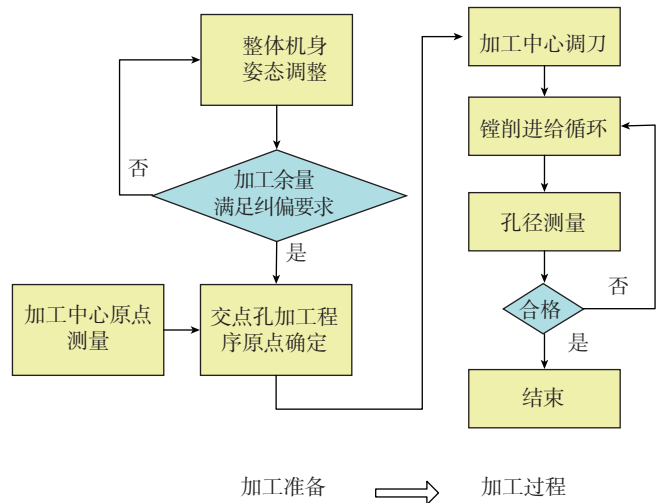


图1 交点孔加工流程图

Fig.1 Flow chart of joint hole's processing

实际孔位与理论位置偏差为 δ 。当 $r_1 < r_0 + \delta$ 时,交点孔加工至目标孔径时会导致交点孔初始孔残留,交点孔未镗圆;当 $r_1 \geq r_0 + \delta$,交点孔加工至目标孔径时无初始孔残留,交点孔镗圆;因此,应确保加工余量 $\sigma \geq \delta/2$,加工余量才能满足纠偏要求。当加工余量不满足纠偏要求是,可重新进行机身调姿使各交点孔位偏差均匀分配以满足加工要求。

3.2 交点孔加工程序原点确定

根据机身调姿测量结果可确定飞机坐标系在装配坐标系下位置 ${}^A P_p = [x_1, y_1, z_1]$,通过球头检棒测量确定数控加工中心机械原点在装配坐标系下坐标 $P_0 = [x_2, y_2, z_2]$,根据理论数模可得交点孔理论孔位在飞机坐标系下位置为 $[x_3, y_3, z_3]$,可得交点孔加工程序原点即为交点孔理论位置在加工中心坐标系下位置:

$$P = [x_1 + x_3 - x_2, y_1 + y_3 - y_2, z_1 + z_3 - z_2] \quad (1)$$

3.3 加工程序确定

采用镗削循环将交点孔从初始孔径加工至目标孔径,加工程序示例如下:

```
AA:
G513 X0Y0F5000
M00
M3S500
M69
G90G01Z3F3000
Z-33F50
SPOS=0
Y0.3
Z50F5000
```

(下转第121页)

位能够满足三坐标测试台上的探针测试范围,并且测试点数能够包含 180° 以上的范围;四是优先选取外圆较大的圆面,能够降低测试误差。根据以上的测试基准选取原则,采用的机构的 2 个轴向距离较远的外圆作为二次定位基准,具体如图 6 所示。

3.3 测试步骤和结果

具体测试方法为:在轴向上设置有一定距离的两个外圆(外圆 1 和外圆 2)做为测试基准位置,一是首次装配后拟合一条轴线;二是在驱动部件二次装配后通过复测所述外圆 1、外圆 2 的圆面(2 个外圆,采用两圆心连线拟合一条轴线,再对比初始的轴线位置),在 X 和 Y 方向进行投影计算得到两数值差别后确定调整方案;三是为了提高检测精度,采用高精度三坐标测量仪测量。通过该方法进行测试和调节,驱动部件重复装配轴线精度误差控制在 0.015mm 以内,满足分解精度 0.02mm 的要求,有效保证展开锁定机构对同轴度的要求。

4 结论

通过对展开锁定机构的同轴度进行合理分解和试验研究,得到以下结论:

(1)轴系同轴度比值与轴系安装位置的比值成等比关系,文中展开锁定机构中两者之间只有 0.3% 的误差,该精度分解方法与理论数值基本一致,适合类似的复杂轴系同轴度的调试过程。(2)采用同轴度与轴向距离等比分解方法,测试了 3 台展开锁定机构的展开重复精度,均在 0.08° 以内,同时 3σ 重复精度最大值为 0.039°,优于要求值 35%,有效调高了装调精度。(3)设计合理的装配固定装置,同时通过调试方法保证装配固定装置与驱动部件壳体配合紧密,间隙控制在 0.02mm 以内。(4)通过测试和分析驱动部件的轴线,总结出测试基准需要有表面光滑、形状统一、具有较好的尺寸加工精度以及便于测试设备装卡和测量等特征。通过该方法使得重复装配精度在 0.015mm 以内,保证轴系精度优于要求值。

参考文献

[1] Lake M S, Phelps J E, Dyer J E, et al. A deployable primary mirror for space telescopes. SPIE, 1999, 3785: 14-25
 [2] Zuckerman JW, Enger S, Gupta N, et al. Modular, thin film solar arrays for operationally responsive spacecraft. IEEEAC, 2007, 352751: 1-6.
 [3] Hwang E. Seven-panel solar wing deployment and on-orbit maneuvering analyses. //Proc. SPIE, modeling, simulation, and verification of space-based systems II. Bellingham: SPIE, 2005, 5799: 48-55.
 [4] 钟利章. 互换性与技术测量. 武汉: 华中工学院出版社, 1982.

(责编 谷雨)

(上接第 117 页)

M68

M17

GOTO AA

其中, AA 是镗削循环子程序, G513 为各交点孔坐标系,其坐标系原点为式(1)确定, Z 向为进给方向,切削过程为 Z3~Z-33。

4 交点孔试切加工试验

为验证交点孔加工方法可行性,加工前采用试刀件进行试切试验,材料、孔径模拟真实交点孔,试刀件基于原交点孔位安装于机身,确保试验结果的有效性。试刀件材料为铝合金 7050,初始孔径 φ 13mmH9,目标孔径 19.23~19.28mm,试切结果如表 1,孔径采用三爪内径千分尺测量。

从试切过程可知,采用新的交点孔加工方法,当调刀量不超过 0.8mm 时,交点孔加工实测孔径与预期孔径偏差不超过 0.01mm,终孔孔径为 19.234mm,完全可以满足目标孔径公差要求。

表1 试刀件加工结果

| 加工次数 | 主轴转速 / (r·min ⁻¹) | 进给速度 / (mm·min ⁻¹) | 调刀量 /mm | 实测孔径 /mm | 预期孔径 /mm | 孔径差值 /mm |
|------|-------------------------------|--------------------------------|---------|----------|----------|----------|
| 2 | 1000 | 60 | 1 | 14.858 | 14.872 | -0.014 |
| 4 | 1000 | 60 | 0.8 | 16.636 | 16.646 | -0.01 |
| 6 | 1000 | 60 | 0.5 | 17.917 | 17.927 | -0.01 |

5 结束语

本文提出了一种满足飞机大部件数字化装配要求的机身交点孔精加工方法。根据交点孔的加工特点,确定采用多个数控定位器的协同运动实现机身的数字化定位,通过数控定位器末端球头锁紧机构实现机身固持;利用激光跟踪仪测量球头检棒进行数控加工中心的定位,采用镗削加工工艺完成交点孔;确定了交点孔加工程序原点的计算方法及编程原则,并通过交点孔试切加工试验对加工方法的可行性进行了验证,试验结果满足交点孔目标孔径公差要求。

参考文献

[1] 刘楚辉,李江雄,董辉跃,等. 飞机机身-机翼接头精加工条件评价技术. 航空学报, 2010(6):1272-1279.
 [2] 邱宝贵,蒋君侠,毕运波,等. 大型飞机机身调姿与对接试验系统. 航空学报, 2011(5):908-919.
 [3] 余慈君. 飞机数字化装配精度场的若干关键技术及应用研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2010.

(责编 深蓝)