

大型水陆两栖飞机翼身对接偏心孔精加工工艺研究与应用

杨新良¹, 张学振², 温端画¹, 陈健¹

(1. 中航通飞华南飞机工业有限公司装配中心, 珠海 519040;

2. 中航通飞华南飞机工业有限公司经营规划与项目部, 珠海 519040)

[摘要] 针对大型水陆两栖飞机机翼与机身对接、尾翼与机身对接的姿态调整及翼身接头的高强度偏心孔的难加工问题进行了研究, 基于自动进给钻的孔加工技术, 设计飞机翼身对接的高强度偏心孔加工的工艺试验方案, 确定自动进给钻加工高强度偏心孔的工艺参数。同时, 通过激光跟踪仪分析飞机翼身对接姿态, 以保证飞机机翼与机身对接、尾翼与机身对接高强度接头偏心孔的精加工达到要求。

关键词: 翼身对接; 偏心孔; 自动进给钻; 高强度接头; 精加工

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.20.104



杨新良

工程师, 主要从事大型飞机结构装配及测量等研究。

飞机装配技术是我国飞机制造领域的薄弱环节, 由于飞机零件数量多、外形结构复杂, 具有较高的外形准确度要求和部件间协调准确度要求^[1-2]。国内飞机部件及整机装配基

本采用传统的装配方法, 采用大量复杂的固定型架对飞机零部件进行定位与固定, 对接装配的协调性较差, 往往需要采用强迫定位的方法, 会使装配过程产生装配应力和变形, 当装配完成后, 飞机部件与型架分离后, 飞机部件可能会产生变形回弹, 在飞机大部件对接处形成累积误差, 使飞机翼身对接孔的相对理论位置产生偏移, 而翼身对接孔是飞机大部件装配连接的关键部位。因此, 需要对飞机翼身对接的偏心孔进行精加工^[3-5]。

目前, 国内外对飞机翼身对接接头孔的加工技术主要有手动风钻制孔、自动进给钻制孔、螺旋铣孔、数控中心加工孔等^[6]。由于大型水陆两栖飞机翼身对接接头选用高强度钢的难切削材料, 孔径、孔深较大, 同时, 加工空间较狭小, 手动风钻适用于加工约 8mm 以下的高强度钢, 而难以切削大直径深孔的高强度钢; 螺旋铣设备较大、较重, 为保证设备

固定可靠及加工精度, 其钻模尺寸较大, 难以固定于产品结构上, 同时, 由于用小直径刀具通过钻模导套来逐步加工出大直径孔, 易产生让刀现象, 孔的圆度较差^[7]; 数控中心体积大、成本高, 难以集成在飞机翼身对接的生产线上。因此, 开展适用于狭小空间的自动进给钻的低成本加工研究, 以满足大型水陆两栖飞机机翼与机身对接、尾翼与机身对接的偏心孔的精加工。

为解决大型水陆两栖飞机翼身对接偏心孔精加工的难点, 基于激光跟踪仪的数字化测量技术, 准确地调整飞机翼身姿态, 减小飞机翼身对接孔的偏心量^[8]。同时, 基于自动进给钻的孔加工技术, 设计模拟飞机翼身对接高强度偏心孔精加工的工艺试验, 确定自动进给钻的孔精加工工艺参数, 以满足大型水陆两栖飞机机翼与机身对接、尾翼与机身对接的偏心孔加工。

飞机翼身对接结构简述

由于大型水陆两栖飞机尺寸较大,机身总长约37m,机翼总长约39m,尾翼高约11m,飞机各大部件装配时产生的应力和变形易在机翼与机身对接、尾翼与机身对接处形成较大的累积误差,如图1所示。因此,为保证飞机姿态,机翼与机身对接接头孔、尾翼与机身对接接头孔均预留了2mm的加工余量。

1 机翼与机身对接结构

大型水陆两栖飞机机翼与机身对接接头(共4组)采用叉耳的结构形式,如图2所示,耳片间存在2mm的理论间隙,选用高强度的4340钢材料,孔径、孔深较大,粗糙度 R_a 要求为 $1.6\mu\text{m}$,具体参数如表1所示。

2 尾翼与机身对接结构

大型水陆两栖飞机尾翼与机身对接接头(共6组)采用叉耳的结构



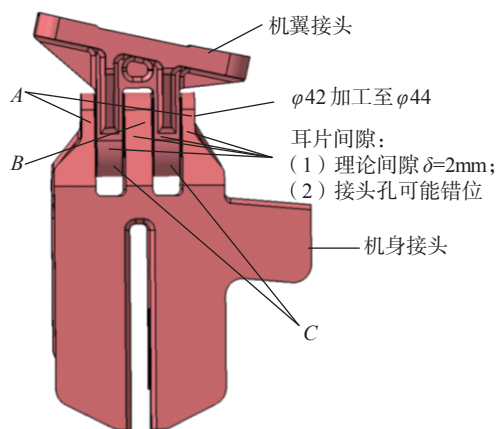
图1 飞机外形示意图

Fig.1 Aircraft outline figure

形式,如图3所示,耳片间存在1mm的理论间隙,选用高强度的4340钢材料,孔径、孔深较大,粗糙度 R_a 要求为 $1.6\mu\text{m}$,具体参数如表2所示。

飞机翼身对接偏心孔精加工工艺研究

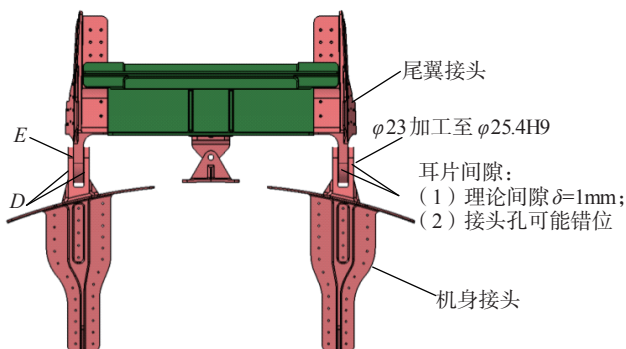
由于大型水陆两栖飞机机翼与



注: A—机身接头的外侧单个耳片厚度; B—机身接头的中间单个耳片厚度; C—机翼接头的单个耳片厚度。

图2 机翼与机身对接接头结构示意图

Fig.2 Joint structure between wing and fuselage figure



注: D—机身接头的单个耳片厚度; E—尾翼接头的单个耳片厚度。

图3 尾翼与机身对接接头结构示意图

Fig.3 Joint structure between tail and fuselage figure

表1 机翼与机身接头孔主要状态参数

Table 1 Main state parameters of wing and fuselage joint holes

零件名称	初孔	终孔	夹层厚度/mm	材料	数量
机翼与机身对接接头孔	孔径/mm: $\phi 42\text{H9}$	孔径/mm: $\phi 44\text{H9}$ 粗糙度 $R_a/\mu\text{m}$: 1.6	113 ($A=13, B=27, C=26, \delta=2$)	4340 钢	4

表2 尾翼与中机身接头孔主要状态参数

Table 2 Main state parameters of tail and fuselage joint holes

零件名称	初孔	终孔	夹层厚度/mm	材料	数量
尾翼与机身对接接头	孔径/mm: $\phi 23$	孔径/mm: $\phi 25.4\text{H9}$ 粗糙度 $R_a/\mu\text{m}$: 1.6	50 ($D=12, E=24, \delta=1$)	4340 钢	6

机身、尾翼与机身对接孔的加工精度要求高、孔径、孔深较大,零件材料强度高,加工难度较大,且该翼身对接孔的精加工质量是保证飞机机翼与机身、尾翼与机身对接成败的关键。因此,根据飞机翼身接头孔的结构空间及孔深情况,即机翼与机身接头接头孔的加工空间较开敞,但孔深较大,其加工的钻模设计采用前导、后导的结构形式,而尾翼与机身接头孔的加工空间较狭小,但孔深较小,其加工的钻模设计采用后导的结构形式,基本可满足飞机翼身对接偏心孔的加工需求。为保证飞机实物孔加工的顺利完成,拟通过模拟真实飞机接头材料、初孔偏心状态及钻模结构,设计了飞机机翼与机身接头孔加工、尾翼与机身接头孔加工的试验工装,开展基于自动进给钻的翼身对接孔加工的工艺试验研究^[9]。

1 飞机翼身接头孔加工的试验工装

为保证飞机翼身接头孔加工的顺利完成,设计了模拟飞机翼身接头材料、孔加工钻模工装及初孔偏心状态的试验工装,选用与翼身接头孔相似材料的试刀衬套,通过调整偏心量调整块的位置,以模拟飞机翼身接头孔调整后可能存在的偏心量。

1.1 机翼与机身接头孔加工

机翼与机身接头孔加工的试验工装如图4所示,主要包括钻模板模拟件、机身接头模拟件、机翼接头模拟件、试刀衬套、偏心量调整块、支撑结构件。其中,机身接头模拟件采用镶嵌3个试刀衬套的结构形式,机翼接头模拟件采用镶嵌2个试刀衬套的结构形式。

1.2 尾翼与机身接头孔加工

尾翼与机身接头孔加工的试验工装如图5所示,主要包括钻模板模拟件、机身接头模拟件、尾翼接头模拟件、试刀衬套、偏心量调整轴、支撑结构件。其中,机身接头模拟件采用镶嵌2个试刀衬套的结构形式,尾翼接头模拟件采用镶嵌1个试刀衬套

的结构形式。

2 飞机翼身对接接头孔加工的工艺参数

基于自动进给钻的孔加工能力及飞机翼身对接接头孔的结构特点,将加工过程分为偏心修正的粗加工、扩孔粗加工、终孔精加工,选用较大功率(2.1kW)的自动进给钻,进给量为0.047mm/r。

2.1 机翼与机身对接接头孔

由于机翼与机身对接接头孔的加工钻模采用前导、后导的结构形式,刚性较好,但该孔径较深,加工过程中的钢屑难以排出,避免刀具卡滞,切削量(约0.3mm)不宜过大。因此,粗加工选用镗孔工艺,精

加工选用铰孔工艺^[10],所需功率约0.76kW,所选自动进给钻(2.1kW)可满足加工需求。

(1) 偏心修正的粗镗加工: $\phi 41.3-\phi 41.6-\phi 42$; (2) 扩孔粗镗加工: $\phi 42.3-\phi 42.6-\phi 42.9-\phi 43.2-\phi 43.6$; (3) 终孔精铰加工: $\phi 43.8-\phi 44$ 。

2.2 尾翼与机身对接接头孔

由于尾翼与机身对接接头孔的结构限制,但该孔孔深较小,加工钻模仅采用后导的结构形式,刚性较差,切削量不宜过大。因此,粗加工选用扩孔工艺,精加工选用铰孔工艺,所需功率约0.8kW,所选自动进给钻(2.1kW)可满足加工需求。

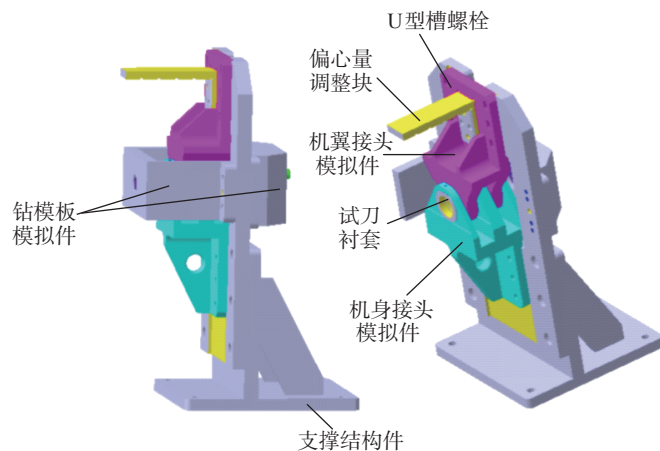


图4 机翼与机身接头孔加工的试验工装

Fig.4 Experimental tooling for processing joint hole of wing and fuselage

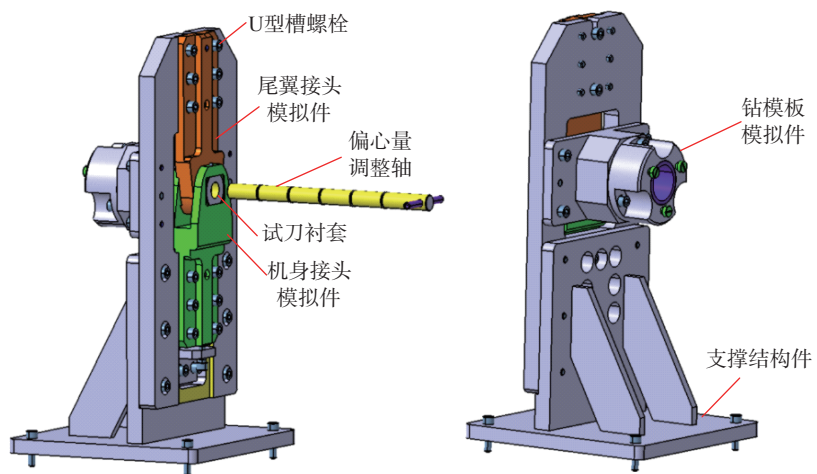


图5 尾翼与机身接头孔加工的试验工装

Fig.5 Experimental tooling for processing joint hole of tail and fuselage

(1) 偏心修正的扩孔粗加工: $\phi 22.4-\phi 22.9$;

(2) 扩孔粗加工: $\phi 23.5-\phi 24.1-\phi 24.6-\phi 24.9$;

(3) 终孔精铰加工: $\phi 25.2-\phi 25.4$ 。

3 飞机翼身对接接头孔加工质量的影响因素

影响飞机翼身对接接头孔加工质量的因素较多,涉及孔加工设备、加工工艺、翼身对接质量及钻模定位等。通过上述飞机翼身对接接头加工的试验工装及加工工艺,分别从自动进给钻的转速、终孔精加工、偏心量等方面进行试切试验,以评估加工过程的流畅性及孔加工质量。

3.1 自动进给钻转速的影响

由于飞机翼身接头孔选用高强度的难切削材料、孔径较深,适宜用低转速的加工设备。因此,分别用 131r/min、258r/min 的自动进给钻加工翼身接头孔,以评估自动进给钻转速对孔加工的影响。

在机翼与机身对接接头孔的粗加工试验中,选用镗孔工艺,容屑较好,但由于孔深较大且材料难切削,易产生镗削不充分的现象。同时,自动进给钻的进给速度与转速是正相关的。因此,转速较低的自动进给钻镗削更充分,加工孔径偏差较小。在机翼与机身对接接头孔的精加工试验中,原选用铰孔工艺,孔深较大,钢屑较难排出,易产生积屑缠刀而导致刀具卡滞现象。因此,需调整终孔加工工艺,选用容屑能力较强的镗孔精加工工艺,鉴于采用前导、后导结构形式的钻模,稳定性较好,转速较高的自动进给钻精加工的孔表面粗糙度较好,孔径也在公差范围内。因此,机翼与机身对接接头孔的粗加工选用转速 131r/min 的镗孔工艺,精加工选用转速 258r/min 的镗孔工艺,孔加工质量可以满足要求。

在尾翼与机身对接接头孔的粗加工试验中,选用扩孔工艺,多刃切

削,切削较充分,可满足孔加工需求,转速较高的自动进给钻的切削时间较短,提高加工效率。在尾翼与机身对接接头孔的精加工试验中,原选用铰孔工艺,钢屑较难排出,易产生积屑缠刀而导致刀具卡滞现象。因此,需调整终孔加工工艺,选用容屑能力较强的镗孔精加工工艺。由于仅有后导结构形式的钻模,转速较低的自动进给钻镗削更充分,以满足加工孔径,孔加工表面的粗糙度也符合要求。因此,尾翼与机身对接接头孔的粗加工选用转速 258r/min 的扩孔工艺,精加工选用转速 131r/min 的镗孔工艺,孔加工质量可以满足要求。

3.2 终孔镗刀尺寸的影响

飞机翼身对接接头孔的终孔尺寸为 $\phi 44H9$ 、 $\phi 25.4H9$,精度要求较高,由于选用镗孔的精加工工艺,存在切削不充分的现象。因此,采用尺寸可微调的镗刀结构,以评估终孔镗刀尺寸对孔径的影响,加工完成后,通过三爪内径千分尺、粗糙度检测仪

检查孔径、粗糙度,结果如图 6、表 3 和表 4 所示。

综上所述,由于飞机翼身对接接头孔选用高强度的难切削材料,同时,自动进给钻的镗孔工艺刚性较差。因此,终孔镗刀尺寸与加工后所测量的终孔尺寸存在约 0.02mm 差异,粗糙度 R_a 小于 $1.6\mu\text{m}$ 。可见,选用孔径上极限偏差的精镗刀可以满足



图6 加工后的试刀衬套
Fig.6 Trial bushing after processing

表3 机翼与机身对接接头孔的镗孔分析

Table 3 Boring analysis of joint hole between wing and fuselage

理论孔要求	镗刀尺寸 ϕ /mm	测量孔径 ϕ /mm	差值/mm	粗糙度 R_a / μm	备注
孔径/mm: $\phi 44-\phi 44.062$ 粗糙度 $R_a/\mu\text{m}:1.6$	44.01	43.095	0.015	0.7	不符合要求
	44.02	44.001	0.019	0.8	符合要求
	44.03	44.012	0.018	0.8	符合要求
	44.04	44.023	0.017	0.9	符合要求
	44.05	44.032	0.018	0.7	符合要求
	44.06	44.038	0.022	1	符合要求

表4 尾翼与机身对接接头孔的镗孔分析

Table 4 Boring analysis of joint hole between tail and fuselage

理论孔要求	镗刀尺寸 ϕ /mm	测量孔径 ϕ /mm	差值/mm	粗糙度 R_a / μm	备注
孔径/mm: $\phi 25.4-\phi 25.452$ 粗糙度 $R_a/\mu\text{m}:1.6$	25.41	25.390	0.02	1.1	不符合要求
	25.42	25.399	0.021	1	不符合要求
	25.43	25.413	0.017	0.9	符合要求
	25.44	25.418	0.022	1	符合要求
	25.45	25.427	0.023	1.2	符合要求

足飞机翼身对接接头的终孔加工。

3.3 孔偏心量的影响

通过试验工装模拟接头孔的理论偏心量,即 0~1mm,观察接头耳片的加工情况,当初孔表面材料全部切削后,则此时接头孔的偏心量已修正,记录此时所使用的镗刀尺寸,以评估接头孔偏心对加工的影响,结果如表 5 和表 6 所示。

综上所述,当飞机翼身接头孔偏心量为 0~0.8mm 时,孔偏心量是可以修正的,由于钻模存在定位误差及孔加工误差,当接头孔偏心量大于 0.8mm,孔偏心量较难修正。因此,在飞机翼身对接时,需将翼身接头孔的偏心量控制在 0.8mm 以内。

飞机翼身对接偏心孔精加工工艺应用

虽然大型水陆两栖飞机的翼身对接接头在制造过程中采用标准量规协调,相对位置精度较高,但需经长距离运输至总装生产线上,存在装配应力释放和变形,使翼身姿态及接头孔产生累积误差。因此,需要在总装时调整飞机翼身姿态,并对翼身接头孔进行精加工,以保证飞机翼身对接质量。

1 飞机翼身对接的调姿分析

1.1 机翼与机身对接

在大型水陆两栖飞机机翼与机身对接时,设置了 16 组支撑定位器(JP-1~JP-16)来支撑机身、机翼,如图 7 所示。基于激光跟踪仪的数字化测量技术,在全机坐标系中采集各工艺接头上靶点的数据,将中央翼左、右端面的 8 个监测点作为主测量点,以监测中央翼、机身的姿态,调整支撑定位器 JP-9~JP-12,使中央翼与机身的接头对合,按大到小的顺序依次安装 $\phi 42\sim\phi 41.2\text{mm}$ 的对接销,复测中央翼、机身的姿态,可更换不同规格的对接销,以完成机翼与机身的调姿对接。

当飞机机翼与机身的姿态调整

至符合要求时,4 个翼身接头均插入了 $\phi 41.6\text{mm}$ 的对接销,且转动灵活,中央翼与机身的调姿数据如表 7 所示。

综上所述,中央翼的安装角误差为 $-0.85\sim 1.065\text{mm}$ 之间,在 $\pm 3.5\text{mm}$ 的公差范围内,符合要求;同时,对称度分别为 1.87mm 和 1.915mm,在

$0\pm 3.5\text{mm}$ 的公差范围内,符合要求。因此,中央翼的姿态符合要求,此时安装的对接销为 $\phi 41.6\text{mm}$,则翼身接头孔的偏心量为 0.4mm。

1.2 尾翼与机身对接

在大型水陆两栖飞机尾翼与机身对接时,用千斤顶以前 3 点形式支撑、调整机身、机翼的姿态,然后

表5 机翼与机身对接接头孔的偏心量修正

Table 5 Correction of eccentricity of joint hole between wing and fuselage

偏心量/mm	修正时的镗刀尺寸 ϕ/mm	结果
0	42.3	修正
0.2	42.6	修正
0.4	43.2	修正
0.6	43.6	修正
0.8	43.8	修正
0.9	—	存在无法修正
1	—	无法修正

表6 尾翼与机身对接接头孔的偏心量修正

Table 6 Correction of eccentricity of joint hole between tail and fuselage

偏心量/mm	修正时的镗刀尺寸 ϕ/mm	结果
0	23.5	修正
0.2	24.1	修正
0.4	24.1	修正
0.6	24.6	修正
0.8	24.9	修正
0.9	25.2	修正
1	—	存在无法修正
1.2	—	无法修正

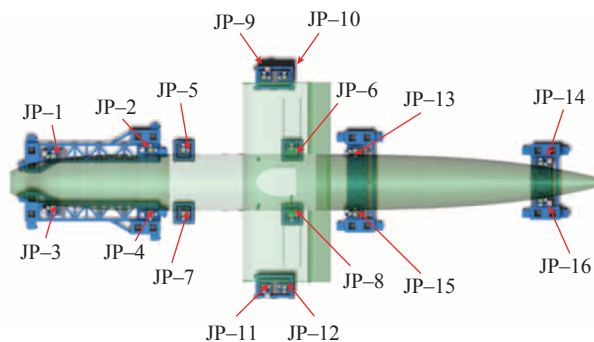


图7 机翼与机身的调姿示意图

Fig.7 Posture adjustment of wing and fuselage

吊装尾翼,按大到小的顺序依次安装 $\phi 23\sim\phi 22.2\text{mm}$ 的对接销。基于激光跟踪仪的数字化测量技术,在全机坐标系中采集尾翼、机身的水平测量点,以监测尾翼、机身的姿态,可更换不同规格的对接销,复测尾翼的姿态,以完成尾翼与机身的调姿对接。

当飞机尾翼与机身的姿态调整至符合要求时,6个翼身接头插入的对接销规格,如表8所示,且转动灵活,尾翼与机身的调姿数据如表9所示。

综上所述,尾翼的安装角及对称度在公差范围之内,尾翼姿态已调整至符合要求。此时安装的对接销为 $\phi 22.8\text{mm}$ 、 $\phi 22.9\text{mm}$,则翼身接头孔的偏心量为 0.1mm 、 0.2mm 。

2 飞机翼身对接接头孔的精加工工艺应用

2.1 机翼与机身对接接头孔

为了在狭小空间的翼身接头处定位自动进给钻,设计了集多种功能于一体的专用钻模板,如图8所示,以机身上的翼身接头孔为基准定位钻模,采用模块化设计,可以实现快速定位拆装。

根据飞机机翼与机身对接偏心孔精加工工艺的研究结果,在机翼与机身对接调姿后,其接头孔的偏心量为 0.4mm 。因此,通过自动进给钻的7粗镗、2精镗的镗孔工艺完成机翼与机身对接接头孔的加工,具体加工工艺如下:

(1) 偏心修正的粗镗加工: $\phi 41.6\sim\phi 42$; (2) 扩孔的粗镗加工: $\phi 42.3\sim\phi 42.6\sim\phi 42.9\sim\phi 43.2\sim\phi 43.6$; (3) 终孔的精镗加工: $\phi 43.8\sim\phi 44.05$ 。

飞机翼身接头孔加工完成后,通过三爪内径千分尺、粗糙度检测仪检查孔径、粗糙度,均处于要求的公差范围内(表10)。

2.2 尾翼与机身对接接头孔

为了在狭小空间的翼身接头处定位自动进给钻,按机身上一侧的3个翼身对接接头孔作为定位基准,通过2个固定销安装钻模,如图9所示,按偏心量由大到小依次加工。

根据飞机尾翼与机身对接偏心

表7 中央翼与机身的调姿数据分析

Table 7 Analysis of attitude adjustment data of center wing and fuselage

位置	左前下	左后下	右前下	右后下	左前上	左后上	右前上	右后上
Z向实测数据/mm	1749.754	1591.682	1748.638	1592.436	2395.905	2109.961	2394.687	2110.658
前-后实测/mm	158.072		156.202		285.944		284.029	
前-后理论/mm	157.083		157.083		284.879		284.879	
安装角实测误差/mm	0.989		-0.881		1.065		-0.85	
安装角理论误差/mm	0 ± 3.5		0 ± 3.5		0 ± 3.5		0 ± 3.5	
对称度实测误差/mm	1.87				1.915			
对称度理论误差/mm	0 ± 3.5				0 ± 3.5			

表8 尾翼与机身最终插入的对接销规格

Table 8 Specification of butt pin where tail and fuselage are finally inserted

对接销	前梁		中梁		后梁	
	左侧	右侧	左侧	右侧	左侧	右侧
规格/mm	22.8f9	22.8f9	22.9f9	22.8f9	22.9f9	22.9f9

表9 尾翼与机身的调姿数据分析

Table 9 Analysis of attitude adjustment data of tail and fuselage

位置	左内前	左内后	右内前	右内后	左外前	左外后	右外前	右外后
Z向实测数据/mm	8016.84	7967.56	8022.4	7971.5	8038.24	8005.99	8053.18	8022.68
安装角理论/mm	52.6 ± 3.5		52.6 ± 3.5		31.7 ± 3.0		31.7 ± 3.0	
安装角实测/mm	49.28		50.9		32.25		30.5	
对称度理论/mm	0 ± 3.5				0 ± 3.0			
对称度实测/mm	-1.62				1.75			

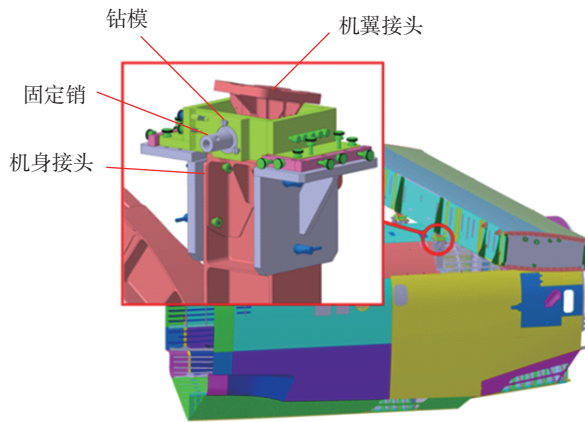


图8 机翼与机身对接孔加工的钻模示意图

Fig.8 Drilling die for processing butt hole between wing and fuselage figure

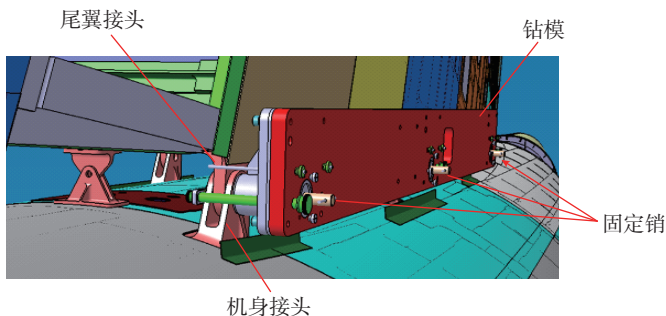


图9 尾翼与机身对接孔加工的钻模示意图

Fig.9 Drilling die for processing butt hole between tail and fuselage figure

表10 飞机机翼与机身接头孔的检查

Table 10 Inspection of joint hole between wing and fuselage of aircraft

位置	理论孔要求	实测孔径 ϕ /mm	实测粗糙度 $R_a/\mu\text{m}$	备注
前左	孔径/mm: $\phi 44\sim\phi 44.062$ 粗糙度 $R_a/\mu\text{m}$:1.6	44.032	0.6	符合要求
前右		44.028	0.8	符合要求
后左		44.030	0.7	符合要求
后右		44.021	0.9	符合要求

表11 飞机尾翼与机身接头孔的检查

Table 11 Inspection of joint hole between tail and fuselage of aircraft

位置	理论孔要求	实测孔径 ϕ /mm	实测粗糙度 $R_a/\mu\text{m}$	备注
前左	孔径/mm: $\phi 25.4\sim\phi 25.452$ 粗糙度 $R_a/\mu\text{m}$:1.6	25.428	1	符合要求
前右		25.421	0.9	符合要求
中左		25.415	1.1	符合要求
中右		25.422	0.8	符合要求
后左		25.412	0.9	符合要求
后右		25.425	1	符合要求

孔精加工工艺的研究结果,在尾翼与机身对接调姿后,其接头孔的偏心量为0.1mm、0.2mm。因此,通过自动进给钻的5扩孔、2精镗的镗孔工艺完成机翼与机身对接接头孔的加工,具体加工工艺如下:

- (1) 偏心修正的扩孔粗加工: $\phi 22.9$;
- (2) 扩孔粗加工: $\phi 23.5\sim\phi 24.1\sim\phi 24.6\sim\phi 24.9$;
- (3) 终孔精铰加工: $\phi 25.2\sim\phi 25.4$ 。

飞机翼身接头孔加工完成后,通过三爪内径千分尺、粗糙度检测仪检查孔径、粗糙度,均处于要求的公差范围内(表11)。

3 飞机翼身姿态复测检查

飞机翼身对接接头孔加工完成后,使用激光跟踪仪复测中央翼与机身、尾翼与机身的姿态,符合要求,则表明飞机翼身对接偏心孔精加工顺利完成,保证了大型水陆两栖飞机翼身对接的质量。

结论

通过对飞机翼身对接偏心孔精加工工艺研究,保证了大型水陆两栖飞机翼身对接的质量,得到以下结论:

- (1) 基于激光跟踪仪的数字化技术,可以准确地调整飞机翼身姿态,减小飞机翼身对接接头孔的偏心量,降低了飞机翼身对接偏心孔精加工的难度。

- (2) 基于自动进给钻的镗孔工艺,可以满足狭小空间处的高强度偏心深孔的加工,孔加工的精度可达到H9级,表面粗糙度 R_a 可达到 $1.6\mu\text{m}$,满足设计要求,避免了使用结构复杂、成本高昂的加工中心,大大降低了生产成本。

参考文献

[1] 郭恩明. 国外飞机柔性装配技术[J]. 航空制造技术, 2005, 48(9): 28-32.
GUO Enming. Aeronautical manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005, 48(9): 28-32.

- [2] 刘春. 飞机大部件数字化对接装配系统中若干关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2013.
- LIU Chun. Research on several key technologies in aircraft digital assembly system[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013.
- [3] 刘楚辉. 飞机机身数字化对接装配中的翼身交点加工关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2011.
- LIU Chuhui. Research on key techniques of machining of wing body intersection in digital butt assembly of aircraft fuselage[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2011.
- [4] 詹有河, 刘春, 高红. 飞机数字化装配系统中机身交点孔加工方法研究[J]. 航空制造技术, 2014, 57(21): 116-117, 121.
- ZHAN Youhe, LIU Chun, GAO Hong. Research on processing method of joint hole in aircraft digital assembly system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(21): 116-117, 121.
- [5] 郭英杰. 基于工业机器人的飞机交点孔精镗加工关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2016.
- GUO Yingjie. Study on key techniques of aircraft intersection holes fine boring based on industrial robot[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016.
- [6] 康仁科, 杨国林, 董志刚, 等. 飞机装配中的先进制孔技术与装备[J]. 航空制造技术, 2016, 59(10): 16-24.
- KANG Renke, YANG Guolin, DONG Zhigang, et al. Advanced hold machining technology and equipment for aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(10): 16-24.
- [7] 陈祖朋. 难加工材料螺旋铣孔加工质量研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2015.
- CHEN Zupeng. Research on processing quality of difficult machining material spiral milling[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015.
- [8] 张辉, 周丽, 高须俊, 等. 激光跟踪仪在某型飞机制造中的应用研究[J]. 航空制造技术, 2014, 57(21): 96-98.
- ZHANG Hui, ZHOU Li, GAO Xujun, et al. Application research of laser tracker in aircraft manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(21): 96-98.
- [9] 孙鑫. 航空材料自动化精密制孔工艺研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- SUN Xin. Research on automatic precision drilling process of aeronautic material[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [10] 姜雪梅. 空心长轴深孔加工工艺研究[J]. 航空精密制造技术, 2011, 47(4): 46-49.
- JIANG Xuemei. Study on machining technology for hollow deep hole[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2011, 47(4): 46-49.

通讯作者: 杨新良, E-mail: 376198867@qq.com。

Research and Application of Finishing Technology for Eccentric Hole of Wing Body of Large Amphibious Aircraft

YANG Xinliang¹, ZHANG Xuezhen², WEN Duanhua¹, CHEN Jian¹

(1. Assembly Center, AVIC General Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai 519040, China;

2. Business Planning and Project Department, AVIC General Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

[ABSTRACT] This paper aims at the problem of the attitude adjustment and the high-strength eccentric hole processing during docking of the wing and fuselage, the tail and fuselage of the large amphibious aircraft. Based on the hole drilling technology of automatic feed drilling, a technological test plan for the machining of high-strength eccentric holes for aircraft docking was designed. Then determining the technological parameters of machining high-strength eccentric holes by automatic feed drilling. At the same time, the aircraft wing body attitude is analyzed through the laser tracker to ensure the docking of the wing and fuselage, the tail and fuselage of the large amphibious aircraft and meet the requirements.

Keywords: Wing body docking; Eccentric hole; Automatic feed drill; High strength joint; Finishing

(责编 古系)