

翼身对接误差分析和 工艺方案选择

苑春华

(中航通飞华南飞机工业有限公司试飞中心,珠海市 519040)

[摘要] 目前国内大型飞机项目研制采用“主制造商-供应商”模式:机体各部件制造由不同的机体供应商完成,机身结构集成由主制造商完成。项目研制阶段,在“主-供”模式下,针对机身、机翼三叉耳对两叉耳加衬套再由螺栓进行固定的连接结构方案,采用机体供应商加工到最终状态交付后对接和留工艺余量在总装型架上对接后精加工至最终尺寸这两种形式,决定了是否能够高质量、高效率、低成本地完成研制批飞机的制造,并保证设计要求的实现和满足飞机适航符合性要求。

关键词: “主制造商-供应商”模式;温度误差;系统误差;工艺补偿;装配变形

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.20.093



苑春华

高级工程师,主要从事大型灭火水上救援水陆两栖飞机 AG600 的装配以及试飞技术的研究工作,曾参与多种飞机型号的研制、制造工作。

研制和发展大型灭火/水上救援水陆两栖飞机(以下简称“鲲龙飞机”),是党和国家在新世纪做出的具有重大战略意义的决策,是发展我国

航空飞机产业、建设创新型国家、提高我国自主创新能力和增强国家核心竞争力的重大战略举措。航空制造业的技术水平和生产能力综合反映了国家制造业的实力和国防工业与科技现代化的水平,在国民经济和国防现代化中有着举足轻重、不可替代的作用^[1]。为充分发挥国内航空企事业单位的技术能力并综合利用其制造能力,因此大型飞机项目研制采用主制造商-供应商制造模式进行管理。鲲龙飞机作为我国“大飞机家族”重要成员,也采用这种模式进行研制。主制造商负责机身工艺分离面的铆接、机身各部件的结构集成、总装、试飞等工作,机身各部位分别由各机体供应商负责制造。鲲龙飞机机身、机翼对接的结构形式为机身、机翼上各 4 个叉耳接头通过空心衬套以及空心衬套中的对接螺栓实现连接,如图 1 和图 2 所示。机身接头为三叉耳,机翼为两叉耳,耳片

方向沿机翼展向,叉耳结合面间为 2mm 厚的圆环形垫片。

对于翼身对接孔的装配工艺方案。一直是两个理论在争论:一是对接孔径向留精加工余量,即机身、机翼在总装型架上调整至最终姿态后,固定,然后在总装型架上利用精加工设备(如自动进给钻)镗孔至最终尺寸;二是不留余量,即在机体供应商(西安)部件装配型架上按设计要求定位铆接至最终对接状态,然后在主制造商(珠海)机身、机翼对接型架上直接对接。两种翼身对接工艺方案各有优、缺点。方案 1 的优点是可以将对接前的整体机身外形调整至与理论外形无限吻合的状态,缺点是精加工耗时费力;方案 2 的优点是翼身对接装配效率高,缺点是机翼、机身的相对位置固化了,没有调整的裕度。采用何种方式决定了是否能够高质量、高效率、低成本地完成鲲龙飞机研制批的制造,并为后期工业化

生产打下基础。下面就翼身对接的误差、对接的工艺方案选择进行分析。

工艺方案选择研究的必要性

鲲鹏飞机项目作为新时期创新型国家的标志性工程,要确保技术成功和商业成功,必须在技术性能、制造质量、成本、技术支援和客户服务等各个方面达到一定的先进水平。飞机首先是设计出来的,然而也是制造出来的,再好的设计也必须以制造为支撑。经验表明,飞机的更新总是在制造技术不断发展的基础上进行的,未来通用飞机的竞争力要落实于“制造”——制造质量、制造成本、制造周期,尤其是批量生产时的制造能力和制造水平。

飞机的制造过程可分为毛坯制造、零件加工、装配安装和试验4个阶段,装配是飞机制造的重要环节^[2]。飞机制造所用的毛坯和半成品,如锻件、铸件、板料、型材种类繁多,主要由外厂供应。飞机装配、安装所需要的大量标准件,以及发动机、特种设备、仪表等成品也是由专门工厂组织生产。飞机制造的水平、生产组织的基本形式反映了国家整个工业体系的发展水平。飞机零件多为钣金件和整体薄壁机械加工件等,其尺寸大而刚度较小,易发生变形,这就要求飞机结构有良好的工艺性,便于加工、装配。工艺方案的确定要求需要结合产品的产量、品种、需要的迫切性以及加工条件等因素进行综合考虑。

由于使用目的和要求不同,飞机结构具有自身的特殊要求。当飞机结构与气动外形有关时,应保证构造外形满足总体设计规定的外形准确度,不允许机翼、尾翼、机身结构有过大变形,以保证飞机具有良好的气动升力、阻力特性以及具有良好的稳定性和操纵性。飞机装配是飞机研制的关键和核心技术,是飞机生产制造

的重要组成部分。大部件对接是飞机装配的主要环节之一,对接质量在很大程度上决定了飞机性能、生产成本和制造周期^[3]。飞机装配过程一般是将零件装配成比较简单的组合件,然后逐步装配成比较复杂的部件,最后将各部件对接成整架飞机^[4]。飞机装配过程中最重要的就是机身与机翼的对接装配、机身与尾翼的对接装配、发动机短舱与机翼的对接装配以及发动机的安装,这几项装配过程的结果决定了飞机的整体气动外形是否正确。这就要求对机身、机翼在制造过程中产生的系统误差以及制造过程中产生的变形进行分析,从而制定出切实可行的各个部件的装配对接工艺方案。最终研制出高性能、高质量、低成本、高效益的鲲鹏飞机。

能、高质量、低成本、高效益的鲲鹏飞机。

翼身结构、总装布局介绍

1 机身、机翼结构

鲲鹏飞机项目的机翼为上单翼,机翼贯通机身,通过机翼的前后梁与相应的机身加强框4点连接。机身机翼对接由机身上4个三叉耳接头、机翼上4个双叉耳接头实现,机身上4个接头分别位于机身的30框和34框左右各一个,机翼对应的位置是机翼的前梁和后梁的左、右2肋处,接头的耳片与框平面平行。前接头、后接头分别通过38个受剪切螺栓与机身框接头相连接。每2个对接接头通过1个螺栓将上下共5个耳

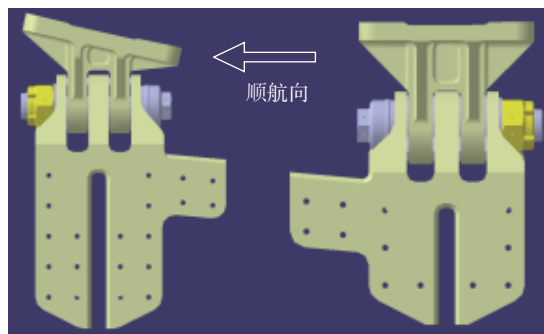


图1 机翼、机身接头对接结构

Fig.1 Wing and fuselage joint docking structure

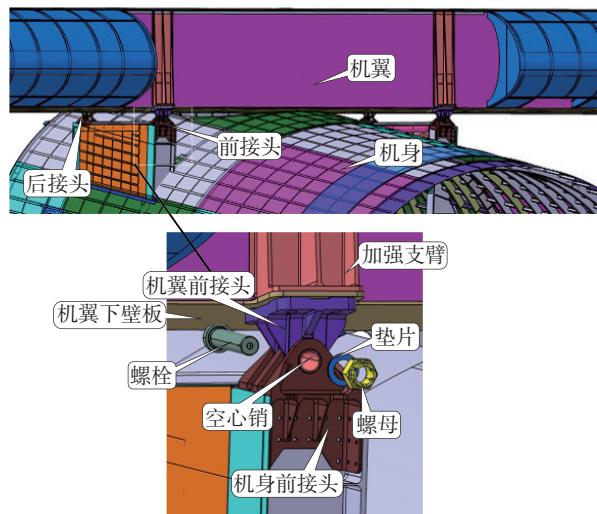


图2 机翼、机身对接结构

Fig.2 Wing and fuselage docking structure

片连起来,螺栓沿航向水平放置,大螺栓外套有空心销。前接头对接螺栓直径 $\phi 36\text{mm}$,后接头对接螺栓直径 $\phi 33\text{mm}$,空心销壁厚均为 4mm 。空心销与叉耳接头的配合公差为 $H7/f9$,空心销与对接螺栓的配合公差为 $H7/f9$ 。空心销与对接螺栓能各自单独承受耳片传来的剪力,机身接头和螺栓的材料均为4340钢锻件,极限拉伸强度值为 1240MPa 。此连接受力形式为飞机翼展方向和Z方向的载荷由螺栓受剪承受,航向载荷主要靠耳片挤压和纵梁承受。

机身、机翼对接接头顺航向为4个框距,长 2000mm ;沿机翼展向距离 3400mm ,如图1所示。

2 机身集成、总装工艺布局

鲲龙飞机的机身集成、总装工艺布局拟规划4个站位:(1)机头、中机身、中后机身-后机身对合铆接、机翼、中机身对接、尾翼、后机身对接站位;(2)起落架、整流罩安装、外翼安装以及部分系统的安装站位;(3)发动机、机械系统等安装站位;(4)机械、特设系统安装调试以及全机联合调试站位,如图3所示。

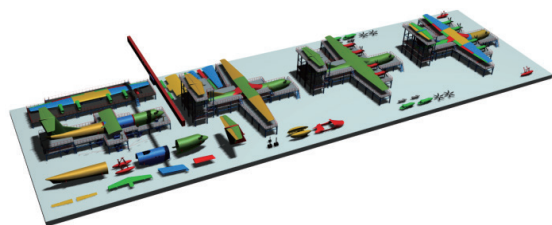


图3 机身集成、总装生产线工艺布局

Fig.3 Fuselage integration, assembly line process layout

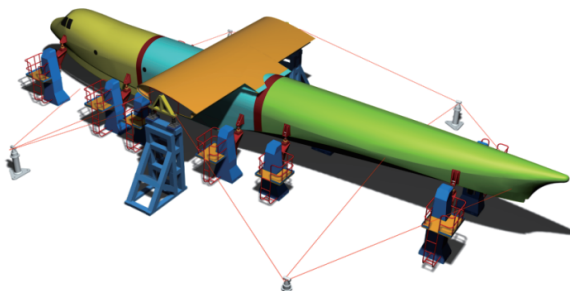


图4 机身与机翼对接示意图

Fig.4 Fuselage and wings docking schematic diagram

3 翼身对接站位

机头、中机身、中后机身-后机身部段分别由4个工艺接头在总装型架上进行定位,中央翼由固定在中央翼两侧梳妆接头上的工艺接头进行定位,支撑工艺接头的各点位均为柔性支撑定位器,可进行三维坐标的微调,如图4所示。

部件在对接装配型架上定位后,使用激光跟踪仪对铆接完成的整体机身的测量点(对合装配型架定位器、主起落架交点以及后机身与垂尾对接交点为基准)进行测量,并将实测值与理论值进行拟合,建立机身坐标系。随后对机翼位置调整过程中机翼上安装的定位基准进行实时测量,测量软件将实测数据进行分析处理,检测机翼与机身的对接质量,如果满足中央翼的对称性、水平测量点的对接准确度要求,则对接姿态调整过程完成,生成测量报告,否则,继续对机翼姿态进行调整^[5],然后完成机翼、机身的对接。

制造过程误差分析

在鲲龙飞机的生产制造过程中,

影响翼身对接最终装配质量的因素很多。在制定翼身对接工艺方案之前,要采取相应的工艺技术措施,对影响翼身结构装配的零、部件制造过程误差、温度补偿误差、装配变形误差等各种因素进行有效控制,减少和降低这些因素对机身结构装配质量的影响至可接受范围,从而最终保证翼身的对接质量符合设计特征。

飞机装配是将零件装配成比较简单的组合件,再逐步装配成复杂的机身、机翼各部件,最后将各部件对接成整架飞机的过程。作为组成飞机的最小单元体:零件的制造质量对于部件装配以及完成装配后部件的装配质量相对于整体飞机的装配是至关重要的。质量是产品的固有特性满足要求的程度,零件的尺寸精度、位置度、轮廓度误差将对部件的装配质量起至关重要的作用。不同的小部件对接组成更大的部件时,如何定位、装夹、采用的协调路线的方式,将决定部件装配结束后是否满足最终的大部件对接要求。

鲲龙飞机的研制是一个综合的系统工程,机体结构由各种材料制造的零件组合而成。飞机零、部、组件在生产、制造、装配过程中,需要使用各种各样的辅助工艺工装、设备,这些工艺装备同样是由各种不同的材料制造组合而成。不同材料的热膨胀系数、导热系数、比热容和比重不同,组合后的零、部、组件、设备、工装等组合体的热膨胀系数、导热系数也不同,在装配关系及装配条件变化时,就会产生不希望有的温度协调误差。考虑到鲲龙飞机采用主制造商-供应商模式进行管理,位于珠海的主制造商负责翼身对接,机头、中机身、中后机身、中央翼分别在成都、西安、汉中制造。珠海4月至11月的每日最低气温始终保持在 28°C 以上,其余时间的日平均气温在 20°C 左右,主制造商与供应商不同地域之间因温差产生的协调误差将是显著

的。鲲龙飞机制造装配过程中,主制造商承担的协调关系的尺寸大、协调准确度要求高,在制定翼身对接工艺方案时,要重点进行分析,消除或减少影响温度协调误差的因素,采取设计和工艺补偿措施,解决温差带来的协调误差。

在将零、部、组件以及成品组装成鲲龙飞机机身、机翼大部件的过程中,由于铆接装配、强迫装配、残余应力的释放、结构自重的变化、工艺装备自身的变形等原因,会使机体结构产生一定的不希望有的变形,这些变形会或多或少的影响机身、机翼的叉形接头的装配协调和装配质量,在设计、制造工艺装备和制定部件铆接工艺方案时要进行充分考虑,对产生变形的原因进行必要的分析和控制,使铆接后的机身、机翼叉形接头的状态符合对接前的装配协调要求。

1 零件制造误差分析

鲲龙飞机在设计立项之初,就充分考虑了这一点,采用国际上先进的MBD全三维数字化设计理念进行设计,组成鲲龙飞机的所有零件原则上采用数据协调进行制造。采用成熟的、先进的数控加工制造技术,以提高零件制造的准确性、协调性和生产效率。

机加零件采用普通机床和数控机床相结合的方式,与外形相关的机加框等铝合金采用高速切削数控加工、精确变形控制、三坐标数控检测等技术;重要钢制接头数控加工,数控精密检测技术。作为翼身对接的最重要的零件,翼身对接接头(图1)将完全采用数控加工、数控精密检测技术,保证加工完成后的翼身对接接头上,有相互协调关系的叉耳、孔的尺寸精度、垂直度、圆柱度等重要工艺特征尺寸符合对接要求。

钣金、复合材料零件采用数据协调设计、制造成型工装。采用行业内成熟的数控蒙皮拉伸、数控型材拉弯、大台面高压橡皮囊等数字化成

形设备,数控下料、精确成形技术,按设计的零件公差、贴模间隙、表面状态等要求制造钣金、复合材料零件,导管零件原则上使用数控弯管技术。

通过以上制造技术原则,使鲲龙飞机全机与理论外形有关的零件在制造完成后,符合设计、工艺数模的尺寸精度、轮廓度、结构与自身形状等设计和工艺类特征要求,在零件制造这个环节能够完全满足未来部件装配时零件间的协调装配关系。

2 机身、机翼交点装配误差分析

鲲龙飞机采用的MBD全三维数字化设计理念进行设计。全机装配协调在采用以产品数字量传递、工艺协调数据集为主要协调方法的同时,对协调性要求较高的部位,采用数字量与模拟量结合的协调方式进行装配协调。基于鲲龙飞机未来批生产数量较小的特点,在满足装配可达性和满足设计质量要求的前提下,要求机体供应商尽可能采用集中装配,减少工装数量,简化协调环节。大部件对接面等部位原则上采用无余量装配并交付主制造商,减少主制造商的现场修配环节。

全机协调的定位基准均以飞机设计坐标系、飞机对称轴线、飞机构造水平线、框及长桁轴线为原始协调基准。主制造商负责全机厂际协调部位的协调并提供厂际间协调用标工以及装配工艺协调数据集,保证协调依据的唯一性,减少因协调过程过多产生的装配累积误差。

依据以上原则确定机身与中央翼的协调路线为采用交点量规进行协调。通过翼身交点正、反量规对机身与机翼对接交点的孔位位置度、交点孔同轴度、双耳接头与三耳接头两侧间隙进行协调。以模拟量传递方式保证机身对接接头的配合面间隙、连接孔同轴度等工艺类特征的协调准确度。

机身、机翼接头架上定位前,用翼身交点正、反量规对装配型架上的

定位孔、定位面等定位基准进行校准,然后再对机身、机翼接头进行架上定位、装配。采取以上措施后,在理论上保证部件对接时翼身对接接头间的协调准确性。

3 机身、机翼二次定位误差分析

鲲龙飞机项目研制采用主制造商-供应商制造模式进行管理。机身、机翼的对接与机身各段以及机翼的部件铆接装配在不同的城市、地域进行。机身、机翼在进行对接装配时就存在了对接装配时的二次定位误差,减少二次定位误差将有助于提高飞机大部件的对接装配质量。为降低和减少机翼、机身对接时的二次定位误差,就要求在主制造商测量的机身各部位测量点的三维坐标值与机体供应商部件装配后相应测量点的三维坐标值完全一致。这在实际工作中是不可能完全实现的,但可以采取工艺措施使之无限接近。

图3中机身集成、总装生产线的站位1主要完成机身各部位的铆接、机翼与中机身对接、尾翼与后机身的对接工作。为降低和减少机翼、机身对接时的二次定位误差,可采取以下工艺技术措施:(1)机头、中机身、中后机身-后机身、中央翼各部位的架上铆接定位工艺接头固定在部件上,部件铆接下架后不进行分解,保持架上状态随部件整体交付主制造商如图4所示;(2)部件整体交付时,机体供应商提供所交付部件工艺测量点的实测数据;(3)主制造商按相同的定位工艺接头定位部件;(4)建立全机坐标系后,使用激光跟踪仪测量同一测量点,与部件交付时的测量点的实测数据进行比对,利用柔性支撑定位器进行3个坐标的微调,无限接近部件的架上铆接定位状态。

通过以上工艺技术措施,使单个部件无限接近于部件在机体供应商的架上铆接定位状态,在理论上使每个部件的二次定位误差无限减小至可以忽略不计。

温度补偿误差分析

现代科学技术和计算手段的发展,使人们有可能对十分复杂的事物进行快速而准确的计算,对飞机制造过程中的系统误差,也可以计算。但在生产上必须考虑经济性和时间、人力等因素,所以在飞机制造中系统误差到目前为止还主要是靠试验和生产经验去掌握,简化了的理论分析与计算是辅助的,它有助于数据的统计和处理,并对系统误差的出现规律有一个定性的估计。

对于定值系统误差,一般是通过检测找出后采取一定的修正或补偿措施,避免对飞机装配产生不利影响。补偿方法是为了达到协调装配和准确度要求,加工或改变部件或组件的相应尺寸,来抵消装配或者制造误差^[6]。在飞机的研制批生产过程中,记录所产生的不协调现象,以及协调误差的大小和方向,找出定值系统误差,在转入批生产阶段前对定值系统误差予以消除。对于变值系统误差,找到产生影响因素,如温度变化、载荷变化、重力方位改变等。这些误差有的可以预先估计,有的还需实际观测。如果对飞机的装配协调有显著影响,就要预先利用加垫补偿、余量补偿、反变形补偿、装配方法补偿、精加工等补偿方法^[7]进行控制,保证飞机部件装配的协调性和装配质量。

在飞机制造过程中,特别是大型飞机制造中,当有协调关系的尺寸大、协调准确度要求高、车间温度变化大的情况下,由于产品、设备、工装的材料不同,其热膨胀系数、导热系数、比热容和比重等均不同,如表1所示^[8],从而产生部件对接协调问题、工件与工艺装备之间的协调问题、工艺装备之间的协调问题以及同一工艺装备上构件之间的协调问题,同时,由于地温与室温变化的差别也会产生设备和工艺装备的变形等。

首先分析在机身、机翼、装配型架和生产环境之间热平衡的情况下温度变化对尺寸协调的影响,即假定所研究的对象处于温度均匀、一致的理想状态,吸热和散热相等的稳定状态。

1 热平衡条件下温差对尺寸协调的影响

1.1 温差对部件交点对接协调的影响

机身和机翼的4个叉耳交点接头如图5所示,在不同的温度(t_1 和 t_2)下分别在机体供应商各自的装配型架上定位和装配;飞机机身结构集成时,两部件在主制造商于 t_3 时对

接,型架一般由槽钢制成,型架上的接头定位件按相互协调的交点标准量规协调安装,图6列出注有材料种类的协调路线图。

图6中在不同材料的工装和产品之间注上移型时的温度和部件对接时的温度,并注明其协调尺寸。根据这种协调路线图画出机翼、机身两部件交点距离尺寸(协调尺寸)的线膨胀曲线,如图7所示^[8]。

图7中I为机身、机翼的型架接头定位件的协调尺寸 $L_{机身}$ 和 $L_{机翼}$ 的线膨胀曲线,也是标准工艺装备上

表1 几种材料和空气的物理特性
Table 1 Physical properties of some materials

材料	线膨胀系数 $\alpha/$ ($\times 10^{-6} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$)	导热系数 $\lambda/$ ($\text{kcal} \cdot \text{h}^{-1} \cdot \text{m}^{-1} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$)	比热容 $q/$ ($\text{kcal} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$)	比重 $p/$ ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)
铝合金	22.5~23.5	100 ~ 180	0.22	2.65~2.75
钢	10.5~11.5	54	0.115	7.8
铸铁	10.5~11.5	43	0.115	7.4~7.7
镁合金	26	68~116	0.25	1.8
混凝土	12	0.3~0.8	0.21	1.8~2.3
空气	-	0.022	0.24 (等压)	1.2×10^{-9}

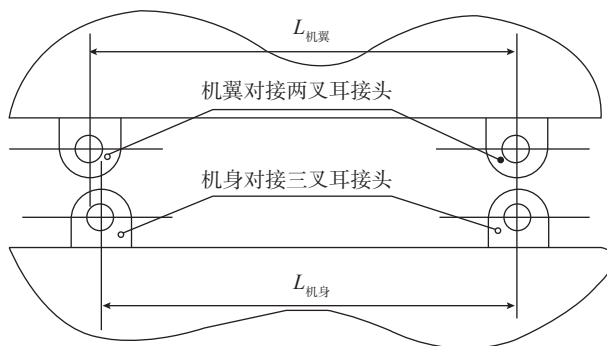


图5 机身、机翼对接及其协调尺寸

Fig.5 Fuselage and wings butt joint and coordinate dimensions

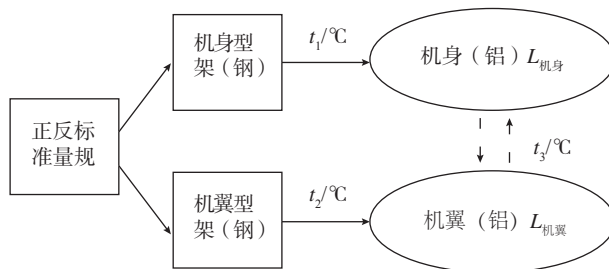


图6 注有材料名称及有关温度的协调路线图

Fig.6 Coordination roadmap of noting material name and relevant temperature

的对应协调尺寸的线膨胀曲线,以 t_0 (20℃) 为标准温度,在标准温度时其尺寸为公称尺寸(未计制造误差)。

II 为机身的交点接头在机身型架上于 t_1 时定位和固定后,接头距离的协调尺寸 $L_{机身}$ 的线膨胀曲线。

III 为机翼的交点接头在机翼型架上于 t_2 时定位和固定后,接头距离的协调尺寸 $L_{机翼}$ 的线膨胀曲线。

3 条线膨胀曲线的方程式分别为:

$$I: \Delta L_{型架} = L_0 \times \alpha_{钢} \times (t - t_0) \quad (1)$$

$$II: \Delta L_{机身} = L_0 \times \alpha_{钢} \times (t - t_0) + L_0 \times \alpha_{铝} \times (t - t_1) \quad (2)$$

$$III: \Delta L_{机翼} = L_0 \times \alpha_{钢} \times (t - t_0) + L_0 \times \alpha_{铝} \times (t - t_2) \quad (3)$$

式中, $\alpha_{钢}$ 、 $\alpha_{铝}$ 分别为钢和铝合金的线膨胀系数; $\Delta L_{型架}$ 、 $\Delta L_{机身}$ 、 $\Delta L_{机翼}$ 分别为机身、机翼和型架在交点处的协调尺寸 L 在温度由 t_0 变化到 t 时在热平衡条件下的尺寸变化。尺寸 L 的线膨胀协调误差 φ_1 为

$$\varphi_1 = L_{机身} - L_{机翼} = \Delta L_{机身} - \Delta L_{机翼} \quad (4)$$

$$\varphi_1 = L_0 \times \Delta \alpha \times \Delta t \quad (5)$$

式中, $\Delta \alpha = \alpha_{钢} - \alpha_{铝}$, $\Delta t = t_2 - t_1$ 。

由式(5)可以看出,协调误差 φ_1 与两部件对接时的温度 t_3 无关。这是在热平衡条件下的理想情况,实际上发现 φ_1 与 t_3 也有关,那是因为存在热不平衡的因素,这将在后面予以分析。

1.2 温差对工件与工艺装备之间的协调的影响

以中机身加强框为例,因机身对接叉耳接头外形轮廓尺寸相对于加强框整体尺寸很小,暂时不予考虑接头的材质,而认为带接头的加强框为铝制装配件。两个机身加强框在组件铆接装配好之后,送到中机身对接装配型架上去定位,按机身对接叉耳接头孔定位时的孔中心距 L 产生温度协调误差 φ_2 ,协调路线如图 8 所示。

现仅考虑热平衡条件下的温度

影响。由于装配型架是钢制的,加强框组件是铝制的,孔中心距协调尺寸 L 框和 L 型架的公称尺寸相等,并在 t_0 时为 L_0 ,则其线膨胀曲线如图 9 所示。

其中 I 为装配型架的协调尺寸 $L_{型架}$ 的线膨胀曲线,其方程式为:

$$\Delta L_{型架} = L_0 \times \alpha_{钢} \times (t - t_0) \quad (6)$$

II 为加强框的协调尺寸 $L_{框}$ 的线膨胀曲线,其方程式为:

$$\Delta L_{框} = L_0 \times \alpha_{钢} \times (t - t_0) + L_0 \times \alpha_{铝} \times (t - t_1) \quad (7)$$

尺寸 L 的线膨胀协调误差 φ_2 为:

$$\varphi_2 = L_{型架} - L_{框} = \Delta L_{型架} - \Delta L_{框} \quad (8)$$

简化得:

$$\varphi_2 = L_0 \times \Delta \alpha \times \Delta t \quad (9)$$

式中, $\Delta \alpha = \alpha_{钢} - \alpha_{铝}$; $\Delta t = t - t_1$ 。

当 $t = t_2$ 时, $\Delta t = t_2 - t_1$ 。由式(9)可见,尺寸协调误差 φ_2 与零件、组合件在型架上定位时的温度 t_2 及零件、组合件在其夹具或钻模上定位及钻孔时的温度 t_1 之差 Δt 有关。

1.3 温差对工艺装备之间以及同一工艺装备上不同材料构件之间的协调尺寸影响

当用钢制标准平板协调制造铝制型架平板,或用铝制标准平板协调制造钢制型架平板,在移型时的温度与以后检查时的温度不同时,中心距较大的孔就难以用规定的销子按规定的要求插入,协调尺寸产生了较大

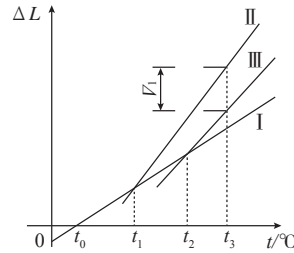


图7 部件对接协调尺寸的线膨胀曲线图

Fig.7 Linear expansion curve of component butt coordination dimensions

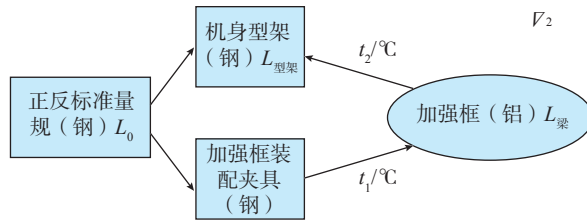


图8 注有材料名称及其有关温度的组件与对接装配型架协调路线图

Fig.8 Alignment map of butt assembly frame noting material name and its related temperature

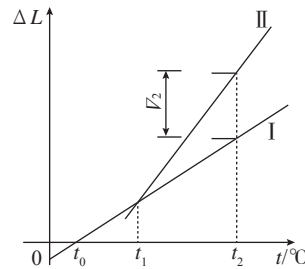


图9 加强框与中机身装配型架的线膨胀曲线图

Fig.9 Linear expansion curve of stiffening frame and middle fuselage assembly frame

的温度协调误差 δ_3 。同样, δ_3 为:

$$\delta_3 = L_0 \times \Delta \alpha \times \Delta t \quad (10)$$

又如长度较大的铝卡板的固装孔中心距与铸铁或钢立柱型架上相应叉形接头的孔中心距,由于温差和热膨胀差而产生协调误差,其结果是型架安装后,使用时温度变化,卡板一端固定在叉形接头上,另一端销子难以插入孔中,或者已插入后难以拔出,协调误差仍可用式(10)表示。

从式(5)、式(9)、式(10)可以看出,在热平衡条件下,温度协调误差决定于协调尺寸的大小、不同材料的线膨胀系数差和温度差。

鲲龙飞机机身、机翼对接, $L_0=2000$ (顺航向)或 3400mm (机翼展向), $\alpha_{\text{铝}}-\alpha_{\text{钢}}=12 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$,机身、机翼装配时的温度差暂定(t_2-t_1)= 15°C ,则

$\delta = L_0 \times (\alpha_{\text{铝}} - \alpha_{\text{钢}}) \times (t_2 - t_1) = 2000\text{mm}$ 或 $3400\text{mm} \times 12 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C} \times 15^\circ\text{C} \approx 0.36\text{mm}$ 或 0.61mm ,即机身、机翼在机体供应商制造完成后,再在机身集成时由于温度影响而产生的协调误差在顺航向上为 0.36mm ,在机翼展向上为 0.61mm 。

2 热不平衡条件下温差对尺寸协调的影响

没有定温或温控设施的生产环境,室温是随时变化的,冬夏季节温度差和昼夜温度差显著。目前国内机身、机翼大部件的铆接装配基本处于这样的工作环境。零、组件的热容量比其周围空气的热容量大得多,装配型架的热容量又比相对应零、组件的热容量大得多;因此,零、组件温度的变化往往滞后于环境温度的变化,装配型架温度的变化又滞后于零、组件温度的变化如图10所示。

设环境温度由 t_0 变化到 t_1 时,装配型架温度同时由 t_0 变到 t_2 ,零、组件温度同时由 t_0 变到 t_3 ,如图10所示, $t_1 > t_3 > t_2$ 。

图10中曲线I和II分别表示装配型架(钢制)和零、组件(铝制)在

热平衡条件下自由膨胀和收缩的线膨胀曲线, t 是其本身的温度,且与环境温度相等。曲线I'和II'分别表示装配型架和零、组件在热不平衡条件下自由伸缩时随环境温度变化的伪线膨胀曲线; t_2 和 t_3 分别为测量 ΔL 值时装配型架和零、组件本身的温度。因此,按环境温度差来计算线膨胀量时,装配型架和零、组件的伪线膨胀系数不能取其材料本身的 $\alpha_{\text{钢}}$ 和 $\alpha_{\text{铝}}$,而应按曲线I'和II'分别取用 $\alpha'_{\text{钢}}$ 和 $\alpha'_{\text{铝}}$,且 $\alpha'_{\text{钢}} < \alpha_{\text{钢}}$, $\alpha'_{\text{铝}} < \alpha_{\text{铝}}$ 。

装配型架和零、组件、机床、设备等实际温度和工作环境温度不一致现象经常发生,工装和工件送到测量室后,要视其尺寸和重量的大小以及材料的种类停放2~12h,等温度和室温一致时才进行检测,以保证测量结果的相对正确性。

假设装配型架(钢制)是在热平衡条件下制造和安装的,装配型架的

使用和部件装配是在其温度变化滞后于室温变化的情况下进行的,则图2和图3协调问题中的部件协调尺寸的伪线膨胀曲线如图11所示。

3条曲线的方程式分别为:

$$\text{I: } \Delta L_{\text{型架}} = L_0 \alpha'_{\text{型架}} (t - t_0)$$

$$\text{II: } \Delta L_{\text{机身}} = L_0 \alpha'_{\text{型架}} (t - t_0) + L_0 \alpha'_{\text{机身}} (t - t_1)$$

$$\text{III: } \Delta L_{\text{机翼}} = L_0 \alpha'_{\text{型架}} (t_2 - t_0) + L_0 \alpha'_{\text{机翼}} (t - t_2)$$

式中, $\alpha'_{\text{型架}}$ 、 $\alpha'_{\text{机身}}$ 、 $\alpha'_{\text{机翼}}$ 分别为钢制装配型架、机身、机翼随室温变化的伪线膨胀系数。当 $t = t_3$ 时,

$$\delta_1 = \Delta L_{\text{机身}} - \Delta L_{\text{机翼}} =$$

$$L_0 \times [(\alpha'_{\text{机身}} - \alpha'_{\text{机翼}}) \times t_3 - (\alpha'_{\text{机身}} - \alpha'_{\text{型架}}) \times t_1 + (\alpha'_{\text{机翼}} - \alpha'_{\text{型架}}) \times t_2] \quad (11)$$

由于机身和机翼的结构差别大, $\alpha'_{\text{机身}}$ 和 $\alpha'_{\text{机翼}}$ 常不相等,因此 t_3 对协调误差 δ_1 有影响。只因 $\alpha'_{\text{机身}} - \alpha'_{\text{机翼}}$ 比 $\alpha'_{\text{机身}} - \alpha'_{\text{型架}}$ 和 $\alpha'_{\text{机翼}} - \alpha'_{\text{型架}}$ 要小得多,所以它对 δ_1 的影响也小得多。

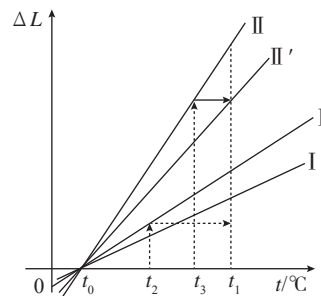


图10 工装和工件按环境温度变化的理论和实际线膨胀曲线图

Fig.10 Theoretical and practical linear expansion curves of tooling and workpiece according to ambient temperature change

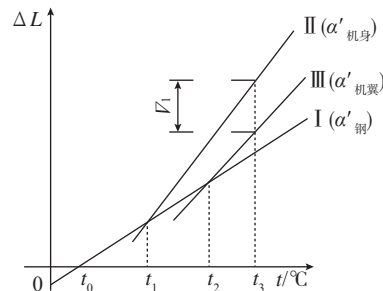


图11 计及温度滞后时的部件对接协调尺寸线膨胀曲线图

Fig.11 A linear expansion curve taking into account joint coordination size of components with temperature hysteresis

由式(11)还可以看出:当 $\alpha'_{机身} = \alpha'_{机翼}$,且 $(\alpha'_{机身} - \alpha'_{型架}) > (\alpha_{铝} - \alpha_{钢})$ 时,由式(11)所得的 φ_1 值将大于由式(5)所得的值,这种现象在生产中时有出现。

此外,产品和工装结构不是由单一的一种材料组成,其各部分的厚度、重量和表面面积等往往差别明显,当环境温度变化时,其各部分的温度变化滞后情况不同,产生相互约束而不能自由伸缩。因此,对式(5)应予以修正,即令温差影响的协调误差为

$$\varphi = \mu L_0 \times \Delta \alpha \times \Delta t \quad (12)$$

式中, μ 对热平衡状态下温差协调误差公式的修正系数,可能小于1,也可能大于1,可按经验数据予以估计。歼击机的机身、机翼对接交点中心距协调误差的统计数据来分析, $\mu \approx 0.5$;运输机生产中发现的温度协调误差,多处 $\mu > 1$,从而得出结论:鲲鹏飞机机身、机翼对接时因温差所产生的实际协调误差 $\varphi \geq 0.36\text{mm}$ (顺航向)或 0.61mm (机翼展向)。

3 解决温差影响的应对措施

鲲鹏飞机采用的是现代先进的主制造商-供应商制造管理模式,就要把温差对装配协调产生的协调误差降到最低,解决生产工艺准备和生产过程中温差对翼身对接装配协调的影响,可从两方面进行:一是消除或减少产生温差协调误差的因素;二是采取设计和工艺补偿措施,以保证部件对接协调及生产中的尺寸协调。

3.1 消除或减少产生温差协调误差的因素

消除或减少产生温差协调误差的因素可从以下4个方面来进行考虑,从而解决生产工艺准备和生产过程中温差对翼身对接装配协调的影响。

(1)在关键协调过程中尽量创造热平衡条件。在制造、检验和使用机身、机翼对接交点正反量规过程中,将量规在制造或使用的场所预先停放24h,使其温度与室温趋于一致。

(2)缩短协调尺寸 L 。主要是结构设计时截取分离面的问题,由于鲲鹏飞机的初步设计结构方案已经确定,机翼、机身接头在整体结构上的位置已经固化,所以工艺上也就无法控制定位孔的中心距,达不到不使此协调尺寸过大的目标。

(3) $\Delta \alpha$ 趋向于0。要求机身、机翼的零、部件和装配型架、其他工艺装备或工艺装备的有关构件具有同样的热膨胀系数,在飞机制造中采用此原则有限。目前,鲲鹏飞机项目的装配型架基本上还会采用钢制机构。另外,如在装配型架等大型工艺装备上局部采用铝构件,包括铝制型架平板、铝制结合面钻模板、卡板和铝制纵向“膨胀杆”时,需要注意的是:为了使用铝构件后能保证部件结合交点协调,必须在同一温度下按钢制量规安装出对应型架上的膨胀杆和铝立柱上的定位件,必须在同一温度下按钢制标准平板制出两块对应的铝制型架平板上的孔,也就是要求型架车间定温或控制温度。而这在实际工作中,因鲲鹏项目的机体供应商的生产条件各不相同,也很难实现。

由于同类材料的构件其厚度、表面面积、重量、吸热和散热条件不同,当环境温度变化时,它们的温度变化也各异,按室温考虑的各构件的伪线膨胀系数也有差别。实际上生产中可采用铝制型架来装配铝合金部件,能部分解决温度协调误差的问题。

(4) Δt 趋向于0。为使 Δt 趋向于0,就要求鲲鹏型号的主制造商和机体供应商的部件装配车间是恒温车间,且均为同一温度。由于车间定温投资大,维持费用高,所以只能在有特殊工艺要求的少数封闭区域实行。目前国内的各机体制造商的机身结构装配车间均为自然通风,达不到此要求。

3.2 对温度协调误差的设计补偿和工艺补偿
结构设计补偿的形式多样,有用

补偿件的形式,如在结合部位用带凸缘的偏心衬套(有余量、可调可换)或齿垫等;有在结构上留有配合间隙;叉耳接头配合面之间的间隙必要时可在装配时配置垫片予以消除,交点结合孔与连接螺栓之间的间隙,一般在结构传力条件的设计中予以考虑,必需予以消除时,需采用膨胀螺栓。

对残余协调误差的工艺补偿形式也是多样的,包括装配型架上和工艺过程中对温度协调误差的补偿措施。

为了保证零、部件与装配型架之间的协调,可将型架上确定工件长度的两端定位件之一做成按温度标尺进行调节,以使两端定位件的间距能在标准温度时保持图纸所规定的尺寸;也可以将型架平板之一设计成能在滚轮上滑动,使部件在型架内可以随温度变化而自由伸缩。为了保证同一装配型架上构件之间的协调,如为了在不同温度时型架定位卡板能与型架梁上的叉形接头连接,可在一端使用不用插销的快速锁紧接头。

鲲鹏飞机翼身对接孔的工艺方案之一:机身、机翼在装配型架上调姿结束后,对交点孔进行精加工,也是工艺补偿措施之一。

装配变形误差

在制造过程和协调路线中的机身、机翼的叉形接头和装配型架,由于多种原因总会伴随产生一定的不希望有的变形。实际上有些不希望有的变形在量的方面很微小,不影响装配协调和使用要求,没有必要去分析和处理,但有些变形比较显著,且会影响机身、机翼的叉形接头装配协调和装配质量,就要予以重视并进行必要的控制。

1 装配型架的变形

装配型架结构的刚度不够,受工艺载荷和自重的作用而产生不希望

有的变形,这可由装配型架结构的刚度设计来控制。

装配型架作为确保飞机零部件精准定位的平台,型架自身的结构与位置精度十分重要。型架承压后不易变形,还应有微调能力,以便将温度及地基的影响降到最低。鲲龙飞机的机身长度为36.7m,翼展38.8m,这就要求主制造商、机体供应商的装配型架要符合40m长的型架基准面、定位孔、定位棒的定位误差要求低于0.2mm^[9]的要求。

为了使装配型架结构具有足够的刚度以保证其尺寸和形状的准确度,同时能节约材料,减小重量,使其操作方便,首先应选择适当的工装结构形式,然后采用准确、可靠的刚度计算方法和图表,确定结构元件的尺寸和大小。依据装配型架结构刚度的实际经验和准确、可靠的刚度计算方法,制定装配夹具框架刚度设计选用图表。夹具设计人员无需再做计算工作,只要按照设计夹具的类型和框架长度就可查出框架对焊槽钢断面的型号,如图12所示^[8]。

装配型架的钢制构架、框架和梁常采用焊接结构,焊后存在不希望有的内应力和变形,且焊接应力在时效期内随时间而变化,使结构的尺寸和形状不稳定,这可由控制焊接结构应力与变形的方法来解决。

先将带余量的定位件预先焊在装配型架骨架上,再采用数控机床加工其定位面。另外一种方法是将定位件的支撑件先焊在骨架上,然后

按协调依据:鲲龙翼身对接正、反量规,用塑造固定的方法进行定位件的安装。对消除焊接变形,前者采用余量补偿法,后者采用补偿件法,使它不影响装配型架上定位件的准确度,从而保证了鲲龙飞机翼身对接接头分别在各自部件装配型架上满足配合面间隙、同轴度等定位精度要求。

低碳钢的工艺装备,在焊后1~2昼夜后金属结晶组织才基本趋于稳定;合金钢的结构,焊后很长时间内其金属结晶组织还难以稳定不变。所以,鲲龙飞机的装配型架要求一律不采用合金钢制造。同时,为确保标准装配型架的焊接件的质量,除自然时效外还需经焖火处理或采用机械振动消除焊接构件的内应力。

2 装配变形和残余应力

2.1 连接变形

飞机机体结构的装配变形主要包括连接过程所产生的变形和强迫装配所产生的变形。在鲲龙飞机装配过程中,还会因部件受自重递增变化的影响而使其上的对接交点接头的相对位置改变。装配过程不仅要控制好残余变形,还要控制装配件中的残余应力,以满足鲲龙飞机作为通用飞机的长寿命周期的使用要求。

初始零件偏差经过确定性定位、过定位夹紧、铆接连接、铆枪释放、过定位夹具释放累积会形成最终的装配偏差^[10]。同时装配过程中的各种连接均可能使装配的部件最终变形。变形显著且影响部件装配质量的主要是普通铆接(普通实心铆钉的锤铆

和压铆)。普通铆接的操作过程中,工具对铆板和钉头墩头的锤击或挤压、铆钉钉杆对孔壁的挤涨,使工件在铆缝上伸长。如果铆缝在工件横截面中性轴的一侧,则另一侧的工件材料在内应力平衡的条件下将在纵向受压,使整个工件弯曲,有铆缝的一边凸起。当铆缝顺序选择不当,装配定位、夹紧不可靠时,工件将产生复杂的弯扭和翘曲变形。

为了减少部件铆接变形,鲲龙飞机结构尽可能采取压铆以及在产品结构中选用特种变形量小的铆接外,并要求机体供应商在铆接工艺上采用以下措施以减少铆接过程中的变形:

(1)在铆接顺序上,对于在纵横两个方向上加强的长板件,首先铆接纵向加强件,使扭曲的趋势减小;(2)从中间开始向两边铆接;(3)对一个用定位销定位的构件,首先用锚钉代替定位销钉;(4)对平行(或接近平行)、对称的多排铆缝,由工件面上主要地区从中间向两端平行或交错地铆接,不允许1条长铆缝全部铆好之后才开始第2条铆缝的铆接;(5)铆接顺序的安排要使得后一部分的铆接变形在绝对值方向接近前一部分的铆接变形,在方向上相反,从而使铆接变形在整个铆接过程中达到互相抵消。

除了上述减少结构铆接过程中变形的工艺方法外,还有一种方法是按经验准确估计铆接变形后,按变形方向及绝对值大小,使工件在铆接前

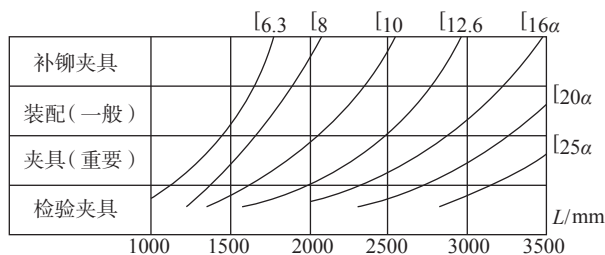


图12 装配型架框架刚度设计图表

Fig.12 Frame stiffness design diagram of assembly frame

做反方向变形,铆接后工件的残余弯曲变形就可控制得很好,这是一种预给工艺补偿的措施。但此方法的应用有一定的限制:当铆接变形的随机变化严重时,反方向变形这种预先控制铆接变形的的方法就不可取,而且鲲鹏飞机为水陆两栖飞机,机身剖面为上部通用的O型与下部为V型船底结构的结合体,机身结构有显著的不同,且为研制首架机,没有相关的经验可以借鉴,因此这种预给铆接工艺补偿的措施不适用。

2.2 结构自重变化使交点移位

机身、机翼结构上的4个叉耳交点接头,其相对位置的准确度要求非常高。如果这些接头在部件装配的早期必须安装上去的话,随着机身、机翼装配工作的继续增加,结构重量逐渐增加,直到装配和安装工作结束后,结构重量才稳定下来。结构自重变化时,这些已装上结构的叉耳交点接头将随着结构变形而移位,而这些变形移位很难预先准确估计,这种情况可用“应力装配”的方法来尽量避免。由设计准确计算出结构各部件和成品的重量和重心,预加工工艺载荷代替未装而以后要装的部件和成品。在结构有应力的条件下装上交点接头,在部件装配和安装中逐渐换下工艺载荷,使叉耳交点接头的相对位置和准确度最后符合要求,或装配过程中有可能改变其位置的交点接头,只要结构和工艺允许,就尽可能后装,或先装可卸可换的工艺接头,最后换上正式接头。

通过在鲲鹏飞机的部件装配型架上的重要部位增加定位件及支撑件,减少因部件重量逐渐增加而产生的重力变形。同时,在主制造商的翼身对接型架上,增加与机体供应商的部件装配型架上相对应的定位卡板,辅助支撑二次定位的部件,有效地缓解鲲鹏飞机机身、机翼结构上的4个叉耳交点接头因装配过程中结构自重变化而产生的变形影响。

2.3 强迫装配和加垫

在条件公差下,强迫装配允许消除的装配单元配合面之间的协调误差决定是否用装配夹具进行装配、被强迫装配的装配单元的刚度比和装配单元与装配对象的刚度比,以及装配对许可的变形量和许可的装配残余应力。

由于机身、机翼结构的复杂性和配合面协调误差的随机性,定量分析强迫装配很困难。在机身、机翼各自的部件装配中,如果骨架的刚度不高,又无型架的刚性定位夹紧件对它固定时,用强迫装配法在骨架上装配协调误差大的蒙皮,或按骨架外形曲面去装未成形的较厚蒙皮,其结果就是带来了较大的定位装夹应力与变形,放开装夹以后,部件可能会因为作用在零件上的外力消失和铆接后内部应力释放而产生较大的二次变形。由此可见,采用型架定位与装夹使得误差不断积累,最后都堆积到机身或机翼大部件对接和翼身对接等环节,导致翼身对接的协调性达不到要求。某型机在最初试制的100余架机均不能达到预期的机身、机翼的协调性要求^[1],相对于本型号飞机机身、机翼产生的协调影响也是无法定量去进行预估的。

为了保证机身、机翼两部件对接结合的结构工艺性,设计员可以把两部件的结合面处的刚度都设计得很高,利用准确度高的机械加工方法来保证它们之间的相互协调;或者仅把基准部件结合面处的刚度设计很高,而让与之配合的非基准部件的结合面处由足够的柔性,形成“刚-柔”结合,既能保证部件对接后的外形准确度,又能保证低的装配残余应力,而这两种设计方案对于机身、机翼的设计是不可能实现的。

当协调误差不能利用强迫装配的方法予以消除时,就必须采取不引起装配应力的补偿方法来处理:如配合面之间的加垫处理,配合孔与连

接螺栓之间加公称间隙,或结合面与结合孔处留工艺余量,两部件对接后进行最后精加工等。鲲鹏飞机在设计之初即考虑了加垫这种设计补偿方案。通过数控技工、三坐标测量等现代机械加工工艺手段,可以很容易实现叉耳接头孔的垂直度、孔尺寸、叉耳厚度、槽口开口尺寸等与翼身对接装配有关的重要协调尺寸的精度要求。通过修锉翼身叉耳接头对接结构中的2mm的圆环形垫片(图1和图2),来对翼身对接时对接螺栓的轴向偏差进行补偿。

技术效果

本文讨论的鲲鹏飞机翼身对接工艺方案已在鲲鹏飞机首架机以及静力试验机上得到了验证。机身、机翼分别在机体供应商处,按设计理论状态除对接孔径向留2mm工艺余量外,其余对接分离面无余量交付。机身、机翼在总装对接型架上调整至最终姿态后,翼身对接交点孔径向偏差最大0.72mm,经自动机给钻精加工后,顺利完成翼身的对接装配。

结论

综上所述,可以得出如下结论:鲲鹏飞机翼身的对接,采用交点量规协调交点的孔位位置度、交点孔同轴度、双耳接头与三耳接头两侧间隙,交点孔轴向偏差由垫片进行补偿,机身、机翼对接时因温差所产生的顺航向协调误差理论值 $\sigma \geq 0.36\text{mm}$,机翼展向协调误差理论值 $\sigma \geq 0.61\text{mm}$ 。考虑到机身、机翼分别在机体供应商各自的总装型架上铆接完成,至主制造商进行翼身对接,将在长途运输过程中进行每个部件的时效及振动应力释放,产生的变形不可控,翼身对接孔的工艺方案采用对接孔径向预留2mm余量,机身、机翼在总装对接型架上调整至最终姿态后,再应用自动机给钻,镗孔至最终尺寸后进行最终的空心销以及对接螺栓的安装。

参 考 文 献

- [1] 王亚军, 吴希孟, 刘湘. 航空制造技术发展趋势[J]. 科技中国, 2004(8): 44-47.
- WANG Yajun, WU Ximeng, LIU Xiang. New directions in aeronautical technology[J]. Science and Technology in China, 2004(8): 44-47.
- [2] 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 the key technology of wing-body intersection point processing in aircraft body digital docking assembly[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2011.
- [3] 陈磊. 数字化测量辅助的飞机翼身对接装配协调技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- CHEN Lei. Research on coordination technology of aircraft wing body docking assembly assisted by digital measurement[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [4] 王云渤. 飞机装配工艺学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- WANG Yunbo. Aircraft assembly technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984.
- [5] 王巍, 周天一, 王诚鑫. 基于激光跟踪仪测量系统的翼身对接技术研究[J]. 装备制造技术, 2018(10): 203-206, 220.
- WANG Wei, ZHOU Tianyi, WANG Chengxin. Research on wing body docking technology based on laser tracker measurement system[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2018(10): 203-206, 220.
- [6] 杜娟. 飞机装配不协调问题的原因分析及解决方法[J]. 中国高新技术企业, 2011(14): 114-116.
- DU Juan. Cause analysis and solution of aircraft assembly uncoordinated problem[J]. China High Technology Enterprises, 2011(14): 114-116.
- [7] 吴少帅. 飞机壁板自动钻铆过程变形分析[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- WU Shaoshuai. Deformation analysis of aircraft panel during automatic drilling and riveting[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.
- [8] 程宝冀. 飞机制造协调准确度与容差分配[M]. 北京: 航空工业出版社, 1987.
- CHENG Baoqi. Aircraft manufacturing coordination accuracy and tolerance distribution[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987.
- [9] 黄建国. 型架与模板: 飞机装配的两大“功臣”[J]. 大飞机, 2020(1): 75-76.
- HUANG Jianguo. T model frame and template: two heroes of aircraft assembly[J]. Jetliner, 2020(1): 75-76.
- [10] 刘殷杰, 田锡天, 耿俊浩, 等. 飞机薄壁零件装配偏差建模与仿真分析[J]. 机床与液压, 2020, 48(2): 138-143.
- LIU Yinjie, TIAN Xitian, GENG Junhao, et al. Modeling and simulation analysis of aircraft thin-walled parts assembly deviation[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2020, 48(2): 138-143.
- [11] 曾六生. K8、JK8 机翼接头与检验量规协调准确度的提高[J]. 洪都科技, 2001(2): 17-24.
- ZENG Liusheng. Improvement of coordinated accuracy for K8, JL8 wing joints and inspection gauges[J]. Hongdu Science and Technology, 2001(2): 17-24.

通讯作者: 苑春华, E-mail: yuanchunhua_caiga@163.com.

Joint Error Analysis of Airfoil and Airframe and Process Program Selection

YUAN Chunhua

(Flight Test Center, AVIC General Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

[ABSTRACT] At present the “main manufacturer-supplier” model is used widely for the research of large aircraft project inland: namely the airframe components will be manufactured by different airframe suppliers and assembled by main manufacturer. In project research stage, the joint method is matching the joint butts of airframe and airfoil and fasten by bolts, the methods of matching the components after delivery in final state and finishing the final dimensions after joint are adopted, which decides whether the aircraft batch production could be finished with high quality, high efficiency and low cost, and ensure to realize the design requirements and meet airworthiness requirements.

Keywords: “Main manufacturer-supplier” model; Temperature error; System error; Technological compensation; Assembly deformation

(责编 台系)