

# 大型航空复杂接头零件的高效复合加工技术研究\*

## Research on Efficient Complex Manufacturing Technology for Large Aircraft Complex Joint

中航工业西安飞机工业(集团)有限责任公司 田辉 尹佳



田辉

中航工业西安飞机工业(集团)有限责任公司数控加工厂高级工程师,长期从事大型飞机结构件加工变形控制、高效加工工艺技术研究,参与科技重大专项等多项课题研究。

在飞机各类主要结构件中,大型复杂接头零件是结构最为复杂,装配协调关系复杂的典型关键零件之一,其中代表性的是飞机主起支撑接头零件,在国内外目前主要客机研制中,此类零件的研制是最为关键的环节之一。

\* “高档数控机床与基础制造装备”科技重大专项(2013ZX04001-021)资助。

大型飞机复杂结构件的加工技术水平是航空制造能力的重要体现,集中反映了设备技术水平和工艺技术水平。数控复合加工技术集多种工艺方法、加工方式于一身,实现高效化、集成化加工,促进了加工效率和加工质量的提升,降低生产成本,是制造技术发展的重要方向之一。当然,根据产品类型不同,其工艺复合的方式也不同,必须综合考虑工艺可行性及经济性,在专业化和复合化方面把握平衡点,将复合加工技术和我国的航空制造技术紧密结合起来。

飞机主起支撑接头,是连接机翼与机翼的协调装配、协调起落架的收放(图1)。飞机主起支撑接头毛料一般为大型铝合金锻件,零件呈复杂

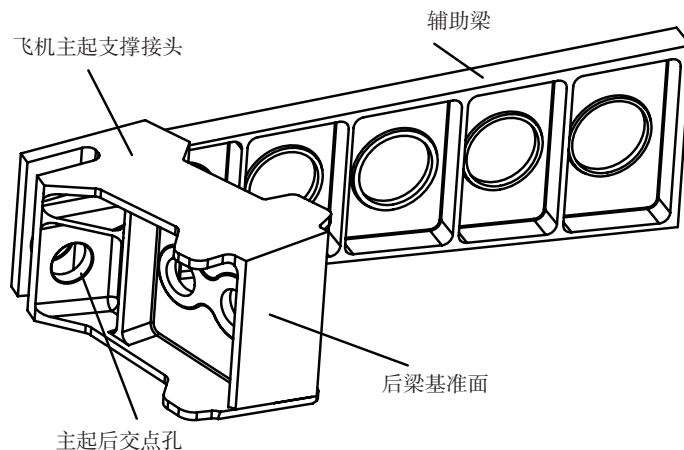


图1 飞机主起支撑接头装配示意图

箱体结构,其工艺结构特点表现为毛料厚、槽腔深、角度大、型面复杂,加工时的定位和装夹困难,尤其是具有精密装配协调关系要求的主起后交

快速化的发展需要,飞机主起支撑接头等大型复杂关键结构件的高效加工问题尤为突出,高效复合加工技术的应用得到了广泛的重视,如图2所

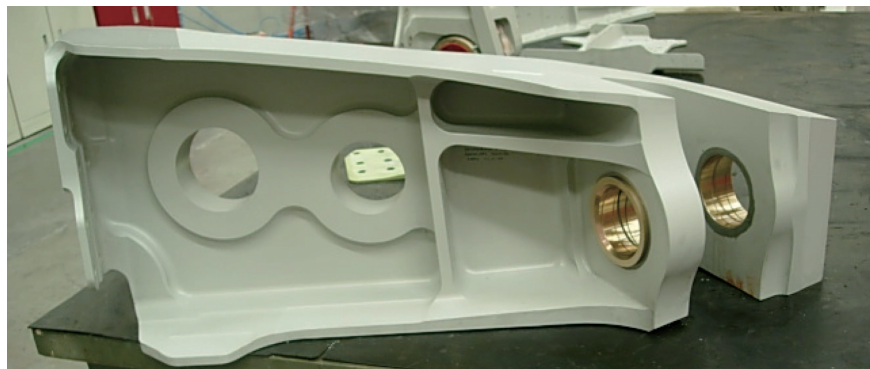


图2 空客A319飞机主起支撑接头

点孔和梁基准面的协调加工,是长期困扰该类零件研制的技术瓶颈。由于该零件材料去除余量大,粗加工后需淬火热处理,结构上抗变形能力差,因内应力的重新分布极易造成较大的加工变形,从而影响零件的精度以及后续装配。

长期以来,该类零件的加工工艺过程十分复杂,需要复杂的装夹切换、加工方式的变换,从而达到控制加工变形,保证关键部位的尺寸协调精度的目的。过长的工艺过程造成加工不确定性的增大,同时,超长加工周期严重制约飞机总体研制进度,效率问题极为突出,加大了飞机研制的成本。

近年来,随着航空产品研制日益

示。

### 传统工艺技术分析

由于飞机主起支撑接头类零件具有十分复杂的结构以及高精度的装配协调要求。因此,传统的加工工艺需要进行多次的装夹定位切换和多种不同工艺类型的变换,研制周期往往达数月,涉及铣、钻、镗、钳、喷丸、测量、热处理等众多工种,是飞机研制的一大瓶颈。传统的加工工艺主要流程为:

检查余量→铣基准→粗加工正面→粗加工反面→热处理→时效→修正基准→半精加工正面→半精加工反面→时效→修正基准→精加工正面→扩铰定位孔→精加工反面→

镗孔、镗窝→数控测量→钳工修配→喷丸→表处→装配。

### 1 工位装夹切换及结构变形分析

飞机主起支撑接头属复杂箱体类零件,毛料厚度一般能达到500mm,是关键受力件,因此,通常采用大型铝合金锻料毛坯。由于该类零件材料去除余量大,粗加工后需淬火热处理,结构上抗变形能力差,因内应力的重新分布极易造成较大的加工变形。在总体加工工艺过程中,需要充分考虑变形控制因素,这也大大增加了工艺过程的复杂性,需要进行多次反复的工位装夹切换,控制变形。另一方面,反复的工位装夹切换给各工位加工尺寸的协调性带来很大困难,增加了工艺过程的不稳性。

尤其是深U形双耳结构精度及后梁面(图3)变形控制难度大,并会直接导致飞机主起支撑接头后续安装失败。由于毛坯初始残余应力的释放和重新分布,铣削加工引入的残余应力,以及铣削力、切削热和装夹载荷的作用,导致零件加工过程中和加工完后的一段时间内,刚性较弱的部位会产生局部变形。主要体现在:

- (1) U形双耳结构变形,导致双耳结构的平行度很难保证;
- (2) 后梁端面与两侧缘板断开,导致后梁平面加工后蠕变变形,主起后交点与后梁平面的装配协调尺寸难以保证。

传统的加工装夹方法是在零件

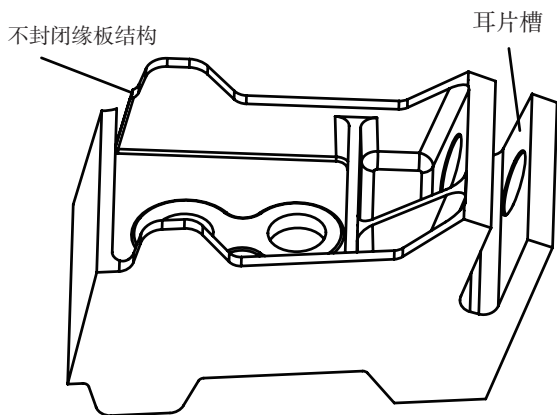


图3 深U形双耳结构及后梁端面不封闭结构示意图

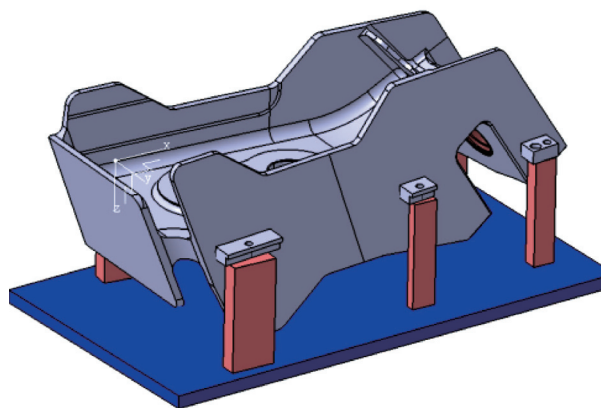


图4 传统的加工方案工艺凸台设计

的两侧缘板外形上设计工艺凸台进行定位装夹,进行反复的正反面槽腔加工切换、镗铣切换(图4)。由于与凸台相连的缘板刚性相对较弱,装夹切换误差积累、应力释放变形造成的精度不确定性就较大。

## 2 关键尺寸协调精度的保证及多种工艺类型的结合

飞机主起支撑接头具有精密装配协调关系要求,只有零件缘板理论外形、梁基准平面、双耳片槽及主起后交点孔的尺寸协调,才能确保机翼上、下翼面、前后梁、起落架挂轴、转轴的装配协调。其中,主起后交点相对于 $ABC$ 基准位置度要求( $A$ 基准为孔轴线、 $B$ 基准为双耳结构槽口平面、 $C$ 基准为梁平面)、 $A$ 基准与 $B$ 基准的垂直度、两耳片孔同轴度以及槽口两面平行度的要求都非常高(图5),必须解决零件定位装夹和消除基准不一致产生的加工误差问题。

在传统的加工工艺中,为了保证这些关键尺寸的协调精度,必须进行复杂的工艺过程以及多套专用工装来完成。通常在完成数控铣削加工之后,还要进行精密镗孔、镗窝、测量、钳工修配等大量后续工艺过程,

工艺过程复杂,周期长,控制环节多,出现问题难以排查。

## 飞机主起支撑接头零件 高效复合加工方法

基于对飞机主起支撑接头类零件的结构特点和传统加工工艺分析,通过工艺方法优化、变形控制、装夹优化设计的复合加工技术,来实现飞机主起支撑接头的高效复合加工,缩短工艺流程,提高零件的装配协调精度,是实现这一类关键结构件技术突破的有效途径。

### 1 基于五轴联动的五面加工工艺设计

在传统的加工工艺中,零件需要在不同的工位装夹下完成双耳结构、后梁平面、理论外形等多个关键部位的加工,不但造成工艺过程冗长,也是造成诸多尺寸不协调的根源。采用五面加工工艺设计,将绝大多数的加工结构特征暴露在机床加工范围之内,尤其是装配关键部位在一个工位下完成加工,是保证关键尺寸协调的关键,这一方案在国外主流飞机制造企业已经引起高度重视。

大角度五轴联动五面加工工艺

不仅具有传统加工中心的全部加工能力,还具有对工件上任意空间位置的几何结构进行铣、镗、钻、铰的能力,工艺范围更广,是实现大型复杂箱体结构零件高度复合化加工的基础。通过对工艺过程和工序的优化、合并,刀具结构的改进以及采用加工范围各位灵活的数控机床,能够大大提高数控机床的复合加工能力,使得更多的工艺结构都能在一台机床、一次装夹下加工完成。

随着数控机床技术的不断发展,支持复合加工能力的数控设备也是当前数控技术发展的方向之一,主要体现在机床设备的复合加工能力不断提升,可靠性增强,五轴联动加工角度变化范围更大,满足飞机结构件大型化、精确化的趋势。同时,高性能超长抗震刀具的应用也为实现大角度深腔结构高效加工提供了可能。因此,当前的设备技术发展是支持飞机主起支撑接头这类大型复杂结构件复合化加工的客观条件。

### 2 大角度五轴联动五面加工的装夹设计

在五面加工工艺方法中,装夹设计设计极为关键。主要考虑的因素有两点:

一是保证绝大多数的加工结构特征暴露在机床加工范围之内,尤其是关键部位在一个工位下完成加工。由于主起支撑接头结构复杂,角度变化大,许多结构部位接近五轴设备摆角加工的行程极限,因此,调整和精确模拟零件的装夹姿态是保证五面加工装夹设计可行性的关键。

二是五面加工装夹设计方案下零件加工的力学稳定性。在五面加工装夹条件下,其装夹约束点少于传统的装夹方式,同时,主起支撑接头主要加工特征位深腔结构,因此,如何保证零件加工状态的力学稳定性,避免装夹不稳定以及剧烈震颤也决定了工艺方案的可行性。

基于以上因素,合理的装夹工艺

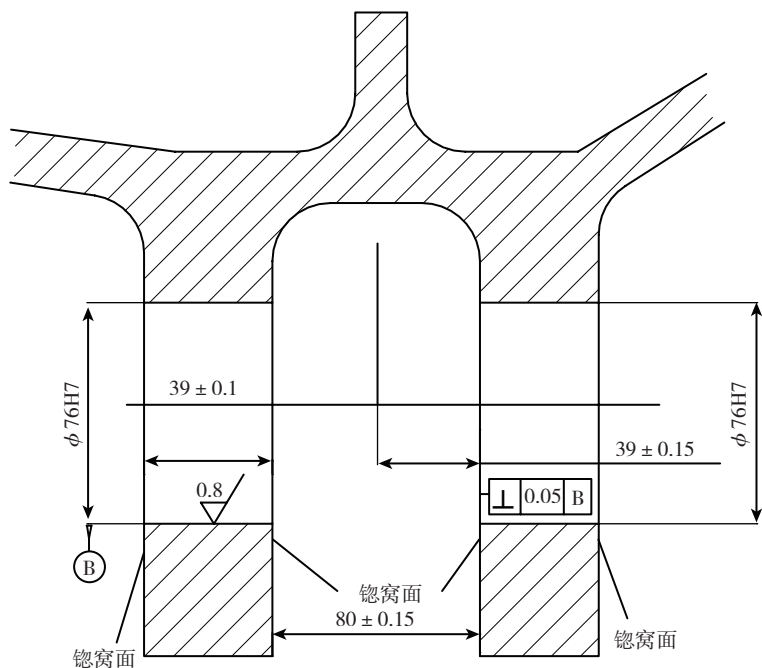


图5 双耳结构槽口

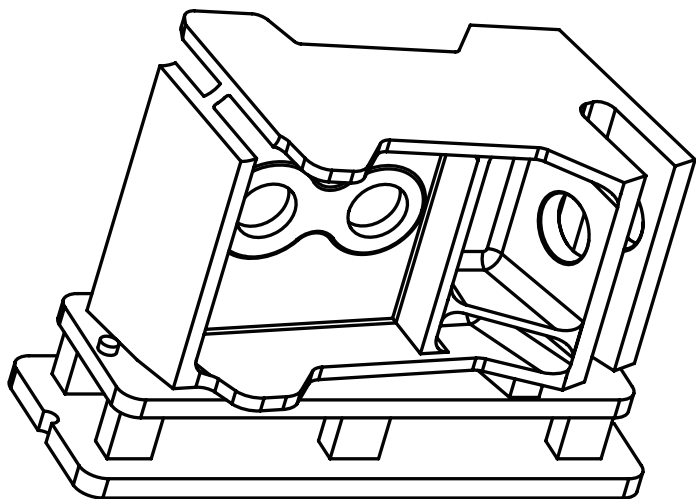


图6 复合加工装夹方案

凸台设计是关键环节(图6)。在五面加工装夹设计方案中,主起支撑接头加工时在零件缘板一侧留有工艺凸台,采用支撑铰具和工件一体化装配固定装夹。在这种装夹状态下,装夹力平行于螺钉孔轴线,不会对零件变形产生直接影响。不过,当零件出现变形趋势后,装夹将约束零件的变形,形成额外的扭矩。这部分扭矩可能的影响包括2个方面:导致零件局部变形;导致零件的局部变形是否会产生局部尺寸的超差。为此,需要通过有限元分析评估零件不同变形形态和变形量值情况下,反作用力的实际影响。零件的定位和装夹方案如下:

### 3 主起接头交点孔及梁基准平面的镗铣复合加工

在飞机主起支撑接头的加工过程中,主起接头交点孔及梁基准平面的精度协调问题是零件加工的关键,也是长期以来困扰该类零件研制的

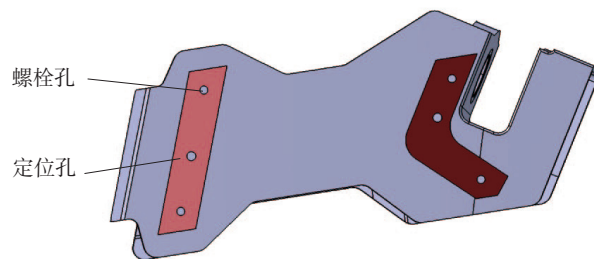


图7 零件装夹示意图

(1)按照零件缘板外形结构,设计不等高的装夹工艺凸台,采用内六方螺栓实现支撑铰具和工件一体化装配固定装夹。

(2)零件的装夹工艺凸台上分别以精度孔作为定位基准(图7)。

(3)调整零件在装夹时的空间姿态,使两侧缘板角度能够满足机床的摆角加工范围;支撑夹具主体避让摆角加工的主轴结构。

(4)在装夹过程中,采用测力仪测量装夹力的幅值,得到数据后,使用有限元软件进行静态力学分析,优化装夹方式,最小化装夹变形。

核心难题。传统的加工工艺中,这两处关键部位只能在不同的工序过程中完成,自然也无法保证尺寸的协调性,解决的策略一般是留工艺余量,在最终阶段进行修配完成,结果可控性差。采用镗铣复合加工的方法是解决这一难题的有效途径。其实现的方式有设计专用的镗铣复合工装或五轴精密镗铣设备。

本方案研究思路如图8所示,即通过低应力切削工艺及关键结构变形控制模拟分析方法研究,结合装夹精度分析、基准转换以及设备五轴联动加工精度分析,通过试验验证及工艺方案优化,建立复合加工工艺方案,满足最终精度要求。其关键结构部位的工艺流程如下:

精加工缘板外形→精加工梁基准平面→精加工U形双耳槽口→精镗交点孔及孔端面→数控测量。

工件的定位方法及压紧方式直接影响装夹精度,本方案采用圆柱销定位,夹紧采用内六方螺栓夹紧,螺栓的规格和数量可通过铣削力与夹紧力计算,此方案可增加装夹的可靠性并缩短刀具的悬伸长度,提高零件的加工工艺性。

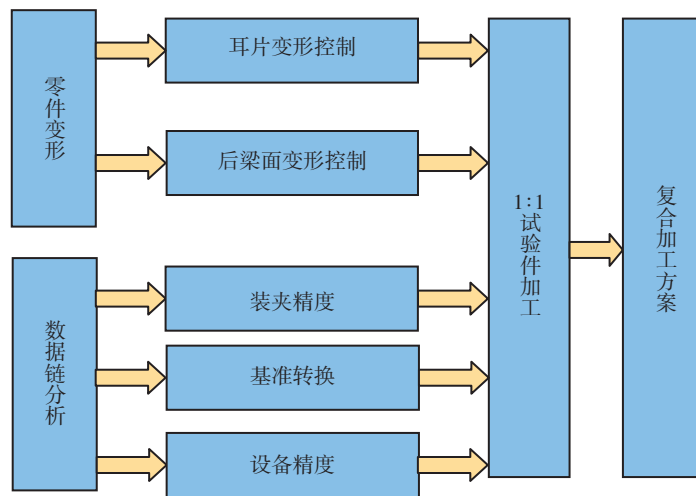


图8 复合加工方案研究思路框图

本方案采用五面加工方案,关键结构部位在一次装夹下完成5个面的加工,后梁面与主起后交点在同一工位下加工完成,不存在基准的转换,有效的减少了误差的积累。同时,这种加工方案有利于实现在切削过程中材料去除的均匀化和对称性,应力释放均匀,减小加工变形。在这种方案,设备的精度检测也十分关键,机床精度直接影响产品的质量,一般机床X、Y向1米范围内定位精度需要满足0.02mm以内,摆角精度为0.002度以内,以确保主起后交点位置公差精度要求。

#### 4 主起接头复合加工下变形分析

在复合加工条件下,零件的整体工艺流程大大缩短,装夹切换次数大大减少,装夹切换带来的尺寸不协调将大大减小,而加工变形控制问题则尤为突出。尽量减小加工变形造成的尺寸精度误差决定了加工的成败。因此,必须对此类零件容易引起加工变形的关键结构进行深入的分析。根据加工试验以及模拟变形分析,造成飞机主起支撑接头变形问题的主要结构有,双耳结构槽口变形、后梁基准面的变形、双耳结构上孔的变形等。

基于锻制毛坯内应力分布的特点,通过内应力测试和内应力仿真相结合的方法全面评估毛坯的内应力分布,通过应力仿真获得毛坯应力分布的形态。依据毛坯内应力、表面应力和装夹力情况对不同阶段的零件进行变形分析,包括:利用有限元法分析典型结构大余量材料切除时零件的内应力分布规律、应力集中和变形情况。

(1) 深U形双耳结构加工变形分析。

主起接头上深U形双耳结构加工材料切除量大,内应力释放程度高,槽腔根部的微小变形容易在槽腔顶端形成较大的位置偏离。深U形双耳结构相当于悬臂梁,深度越大,

悬臂的刚性越弱。在内应力分析的基础上,借助有限元仿真计算零件变形(图9),以变形最小化为目标,选取深槽腔加工的最佳余量分配方案,同时制定出控制深槽腔变形的加工工序。

(2) 后梁面非封闭槽腔变形分析。

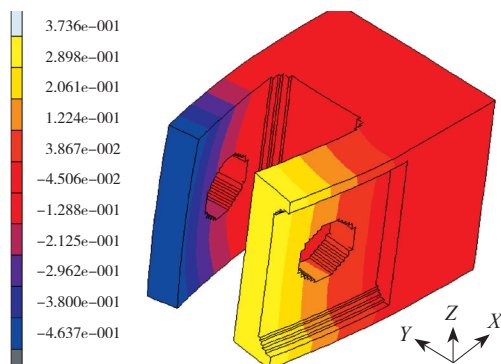


图9 深U形双耳结构变形分析仿真

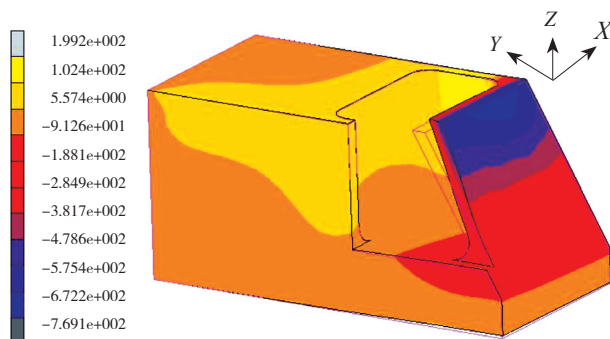


图10 后梁面非封闭槽腔变形

后梁平面容易变形是因为其侧面开有缺口,在零件上形成了非封闭槽腔,不仅降低了其结构刚性,还可能导致应力集中。通过典型结构切削和有限元仿真(图10),分析缺口加工策略对结构刚性、应力集中和加工变形的影响程度,最终给出加工非封闭槽腔的合理工序以及各工序中的材料余量分配。

(3) 主起后交点孔的蠕变变形分析。

主起后交点孔的变形控制主要是要控制蠕变。通过分析试样蠕变变形影响因素和规律,获得各种工艺参数切削后的极限变形周期  $T_i$  和

极限变形量  $\Delta H_c$ 。针对主起后交点孔进行变形控制应用研究,利用基础切削试验和蠕变变形研究的结果给出合理切削参数,避免表面和局部应力集中。

## 结论

大型飞机复杂结构件的加工技术水平是航空制造能力的重要体现,集中反映了设备技术水平和工艺技术水平。数控复合加工技术集多种工艺方法、加工方式于一身,实现高效化、集成化加工,促进了加工效率和加工质量的提升,降低生产成本,是制造技术发展的重要方向之一。当然,根据产品类型不同,其

工艺复合的方式也不同,必须综合考虑工艺可行性及经济性,在专业化和复合化方面把握平衡点,将复合加工技术和我国的航空制造技术紧密结合起来。

## 参考文献

- [1] 王俊斌. 数控加工技术在大飞机研制生产中的应用. 航空制造技术, 2008(5): 44-46.
- [2] 赵丽丽. 航空铝合金预拉伸板残余应力及加工变形研究[D]. 北京航空航天大学博士学位论文, 2007: 106.
- [3] 刘胤, 胡小秋, 杨芸, 等. 弱刚度结构件的加工变形控制技术. 航天制造技术, 2009(2): 9-13. (责编 日午 小城)