

# 航空整体结构件加工变形控制 与校正关键技术

Key Technology on Processing Deformation Control and Correction  
of Aviation Overall Parts

山东大学南校区机械工程学院 孙杰 李剑峰 王中秋  
山东大学高效洁净机械制造教育部重点实验室  
成都飞机工业(集团)有限责任公司 宋良煜 何勇



孙杰

博士,教授,博士生导师,主要从事大型结构件变形控制与校正、高速切削加工机理及表面质量完整性、加工过程动态物理仿真分析的研究工作。国内外发表论文 50 余篇,其中 SCI、EI 收录 20 余篇。

随着现代设计水平和制造能力的提高,无论在军机还是民机中都广泛采用整体结构件,如飞机的大梁、隔框、壁板等普遍采用整体化结构设计。整体结构件的广泛应用对飞机

整体结构件的广泛应用对飞机制造产生了深远的影响,也给加工制造带来许多新的挑战,其中变形控制与校正是保证航空整体结构件加工精度的关键环节。

制造产生了深远的影响,具体包括以下几个方面<sup>[1-2]</sup>:

(1) 飞机机体零件数量大大减少;

(2) 提高了飞机的制造质量,减少了钣金零件铆接装配变形,提高了装配协调性,减少了装配连接件数量,减轻了飞机重量;

(3) 减少了飞机装配工作量,如 F-14 的生产工时中,有 65% 用于整机装配,35% 用于零件加工,而 F-15 中增加了整体结构件比重,生产工时分配比例变为其中 60% 的工时用于零件加工,40% 用于装配;

(4) 使飞机机体的结构效率成倍甚至数十倍地提高,如 F-15 铝钛合金整体结构的机翼与 P-51 铝合金铆接结构机翼相比,结构效率提高了

3 倍、抗疲劳能力提高 4~6 倍。

航空整体结构件的广泛应用也给加工制造带来许多新的挑战,其中变形控制与校正是保证航空整体结构件加工精度的关键环节。因为航空整体结构件大都结构复杂、尺寸大,材料去除量大(整体结构件的材料去除量大都在 80% 以上,部分达到 99%,图 1 为航空整体结构件加工现场),加工周期长,在加工过程中常因毛坯初始残余应力的不均匀释放以及毛坯初始残余应力与加工过程中的热-力耦合综合作用而产生加工变形;在实际生产中航空整体结构件如框、梁等,在数控加工后大都存在不同程度的变形,使零件难以达到设计要求,甚至成为废品,这一工艺难题在大飞机制造中显得尤为突

出,严重影响了航空整体结构件的生产效率和最终产品的精度,并影响了大飞机的研发进度。

在分析航空整体结构件加工变形产生机理的基础上,对加工变形预测与控制以及变形零件校正理论和方法等的现状和趋势进行系统分析,为航空整体结构件高速、高效、高精度加工的理论研究和工程应用研究提供支持。

### 航空整体结构件加工变形的原因

航空整体结构件的制造经过一系列复杂的工艺环节,加工变形影响因素众多,主要因素包括以下几个方面<sup>[3]</sup>:

#### (1) 毛坯初始残余应力的影响。

在毛坯制造过程中,因外力或不均匀温度场的作用引起材料不均匀的弹塑性变形,在毛坯中产生了残余应力。整体结构件生产现场和理论研究均表明,毛坯初始残余应力与工件加工变形密切相关。在加工过程中,当毛坯初始残余应力平衡遭到破坏时,零件内部应力重新分布以达到新的平衡,从而导致工件变形。目前,钛合金材料在航空整体结构件中的应用越来越多(美国波音787飞机钛合金所占比重已达到15%,约10t),而钛合金零件的毛坯材料大都为锻造毛坯,残余应力分布尤为不均,而铝合金整体结构件的毛坯材料大都为预拉伸板材,残余应力分布存在一定规律性,所以钛合金整体结构件加工变形的问题尤为突出。

(2) 工件材料特性和结构特性对加工变形的影响。

铝合金和钛合金是整体结构件的主要材料,而这2种材料都具有弹性模量低的特点,特别是铝合金,其弹性模量为69~73GPa,只达到钢的1/3左右。由于整体结构件材料的弹性模量小、屈强比大,在切削加工中极易产生回弹,特别是大型薄壁

零件,还会产生严重的让刀现象。因其弹性模量小,即使在相同外载的作用下,也会产生更大的加工变形。另外,自身的刚度低、结构不对称也是工件产生较大加工变形的内在因素。

#### (3) 切削力和切削热的影响。

切削力一方面会引起工件的回弹变形,另一方面,会在切削力较大时,超过材料的弹性极限,引起工件的挤压变形。

整体结构件切削加工过程中,由于切屑变形,刀具前刀面与切屑、后刀面与已加工表面之间的摩擦,使已加工表面层产生很高的温度,而零件基体材料温度却很低,形成不均匀温度分布,导致表层体积膨胀的趋势受到里层金属的阻碍,这种阻碍使零件表层产生热应力,同时热应力影响了毛坯中的应力分布,加剧了零件的变形。

#### (4) 装夹因素的影响。

机床夹具是机械加工系统的一个起定位和约束工件作用的子系统。对于刚性较低的工件,夹紧力是引起零件变形不可忽视的一个重要因素。在整体结构件加工中,夹紧力还与切削力间的波动效应产生耦合作用,引起加工应力和工件内部残余应力的重新分布,影响工件的变形。

#### (5) 加工路径因素的影响。

加工路径不同将导致工件内原有残余应力释放顺序以及工件的不同刚度特点发生变化等而造成不同的变形。随着加工过程的进行,毛坯材料被逐渐切除,工件的刚度逐渐减小,同时由于切削力和切削热作用,产生新的残余应力。路径不同,新的残余应力与毛坯中原有残余应力的耦合顺序和耦合效果也不同,这些复杂因素的共同作用,将引起工件不同的变形,同时,不同的走刀路径将影响工件的刚度不同刚度变化,进一步影响工件的加工变形。

除了上述原因外,切削参数、刀具(如刀具材料、刚度、几何角度、磨

损等)、机床(如机床刚度、加工精度等)、冷却条件、切削振动以及其他随机因素等对零件变形也有一定的影响。

### 航空整体结构件加工变形的预测及控制技术

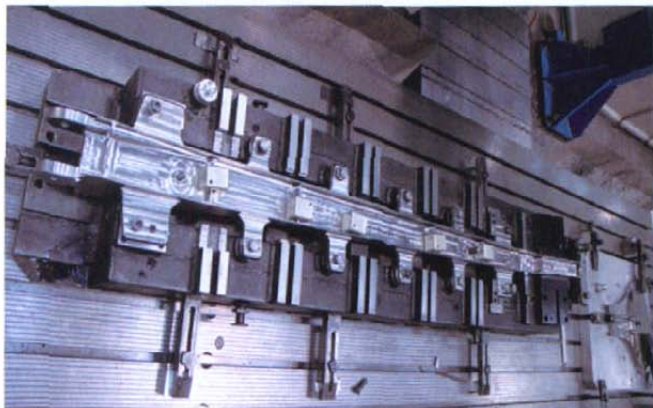
针对航空整体结构件的加工变形问题,国内外学者采用数值模拟技术开展了大量关于加工变形预测和分析技术的研究。

#### 1 有限元网格剖分技术

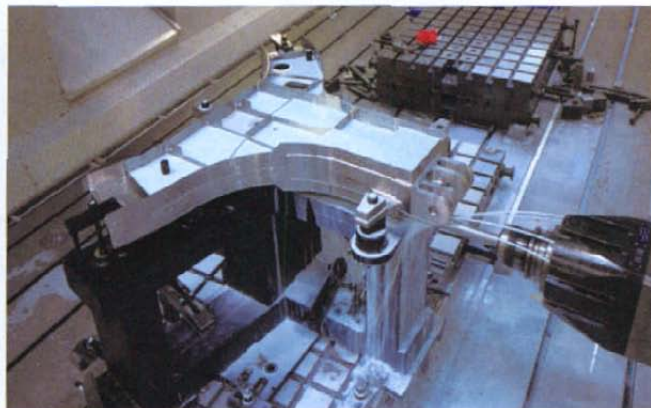
从有限元网格划分的建模技术上来说,工件有限元网格建模时常采用8节点等参单元、12节点等参单元和6节点单元,为了提高计算效率,网格单元在进给方向的尺寸大小等于铣削加工每次走刀时瞬态切削表面的宽度而非每齿进给量。为了达到精确表达铣削加工未变形切屑形状的目的,Ratchev等<sup>[4-5]</sup>人利用五面体和六面体混合单元对切削层部位进行网格划分,采用六面体单元对远离加工区域的工件进行网格划分,该项研究成果在网格划分建模上比采用8节点等参单元、12节点等参单元和6节点单元更接近实际情况,但是以牺牲部分计算效率为代价的。

#### 2 薄壁整体结构件的加工变形

在薄壁件的弹性变形或静态表面误差研究方面,国外学者依据是否考虑刀具、工件变形以及工件刚度变化对切削力的影响,分别采用刚性预测模型和柔性预测模型,基于有限元数值计算对薄壁整体结构件的加工变形进行预测与分析<sup>[6-8]</sup>。采用刚性预测模型时,直接采用名义铣削深度、铣削宽度和每齿进给量预测弹性变形和表面误差,不考虑材料去除引起的工件刚度变化对变形计算的影响;采用柔性预测模型时,综合考虑刀具、工件变形以及材料去除而引起的工件刚度变化对加工变形的影响和耦合效应,这种模型与生产实际更



(a) 某接头类整体结构件



(b) 某梁类整体结构件

图1 航空整体结构件加工现场

加吻合,但力学模型及有限元分析模型的建立较复杂,目前还无法采用该方法对整体结构件实际加工全过程进行仿真分析,丰富和完善该模型及其在实际加工中的应用是应进行深入研究的方向之一。

### 3 整体结构件加工变形研究

在零件整体变形研究方面,美国有限元软件公司 MSC 进行了初探,并在其开发的商业有限元软件 Marc 上,考虑了毛坯内初始残余应力对零件整体变形的影响,通过读取 CAM 系统生成的 APT/CL 数据来指引单元去除的前进方向,该研究中考虑的零件整体尺寸也较小(长、宽、高分别为 711mm、368mm、114mm)<sup>[9]</sup>。Astrom<sup>[10]</sup> 采用单元生死技术研究了零件在初始内应力作用下的整体变形,刀轨路径通过参数方程给定,零件整体尺寸也较小(长、宽、高分别为 140mm、100mm、20mm)。国内如南京航空航天大学 and 西北工业大学等主要集中在薄壁零件的加工表面误差研究。武凯等<sup>[11]</sup> 人采用数值模拟技术研究了薄壁腹板、侧壁加工变形规律及其变形控制方案,指出大切深法以及分步环切法可以充分利用薄壁件自身刚性,减小加工变形,提高加工精度。王志刚等<sup>[12]</sup> 人分析了薄壁零件的加工变形,其分析过程假设材料始终处于弹性范围,数值模

拟时考虑了切削力作用下侧壁的弹性变形,但没有考虑初始残余应力和切削热对变形的影响。万敏等<sup>[13]</sup> 人基于三维非规则网格的刀具/工件变形的耦合迭代以及恒定网格下材料去除效应的变刚度处理方法,研究了零件铣削加工中的变形,并预测了加工表面误差,其分析过程重点考虑了切削力作用下零件的静态弹性变形。王运巧、梅中义等<sup>[14]</sup> 人采用数值模拟技术分析了弧形结构件的加工变形,分析过程考虑了工件初始残余应力、切削力、装夹等因素,其分析过程没有考虑切削热的影响。尹桂萍等<sup>[15]</sup> 人采用数值模拟技术分析了数控加工中弧形件的变形,其分析初始阶段没有考虑切削热、材料初始内应力等的影响。王兆峻等<sup>[16]</sup> 人研究了薄壁零件的整体加工变形,引起变形的因素主要考虑毛坯初始残余应力的影响而没有考虑切削载荷的影响。浙江大学在国内率先采用有限元方法,开展了航空整体结构件整个加工过程的仿真研究,对毛坯初始残余应力、航空整体结构件加工过程有限元建模及有限元接力计算系统等方面进行了深入研究<sup>[17-19]</sup>。

### 4 航空整体结构件加工变形预测有限元仿真分析过程

基于有限元方法的航空整体结构件加工变形预测包括材料本构关

系建模、毛坯初始残余应力施加、切削载荷获取、材料去除、切削载荷施加、铣削加工路径以及约束转换等关键技术<sup>[20]</sup>。首先,通过分析铣削加工特征,从转化刀具切削作用这一角度出发建立航空整体结构件铣削加工的热力耦合有限元模型;然后,通过冲击压缩试验(SHPB 试验)建立高温、高应变率下的 Johnson-Cook 动态材料本构模型。通过 X 射线应力测试仪测量结构件毛坯初始残余应力,并施加到有限元模型中构建初始三维数字化残余应力场。通过切削力、切削温度试验获取切削力、热载荷。利用单元生死技术将卸载的单元杀死,实现切削加工过程材料的去除。铣削加工中,由于刀具在同时做旋转运动和进给运动,使得刀具的运动轨迹为摆线,并形成类似于扇形的切削层。

由于铣削刀具刃倾角的存在,使切削刃与工件加工表面的交线成一定角度,这些因素的存在给加工过程的模拟带来了极大的困难,为了成功实现铣削加工过程的模拟,可对铣削加工中的切削层进行了适当的简化。为模拟卸载装夹和零件自由变形过程,在计算机中按照约束、铣削加工、卸载和约束转换 4 个阶段进行仿真分析。为提高计算效率,对当前加工的框模型进行网格细化,而没有加工的框和已经加工过的框模型进行网

格粗化处理。通过上述关键技术的实施,建立起大型航空整体结构件切削加工的有限元模型,从而能够对零件的动态加工过程进行仿真分析。

以铝合金梁结构件加工为例,对其进行有限元建模和仿真分析,并进行了实际铣削加工试验验证。铝合金梁结构件最终加工变形的有限元

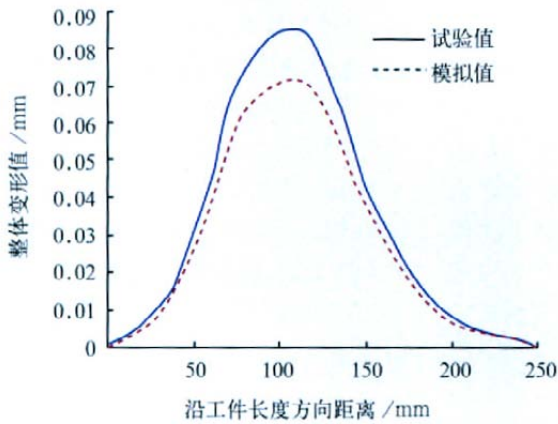


图2 铝合金梁试验值

仿真结果和试验变形结果比较如图2所示。比较结果表明,有限元仿真结果和试验结果较为接近,所建立的切削加工有限元模型是正确的。

基于上述有限元模型,结合不同的切削条件,如不同的切削参数组合、不同的切削加工方式以及不同的加工顺序,通过多种条件下的有限元仿真分析,预测航空整体结构件的加工变形结果,进而对多种结果进行比较、分析,可以对切削加工条件进行优化。以最小加工变形量为优化目标,

优化加工工艺及其参数,最终实现对航空整体结构件的加工变形控制。

尽管采用有限元仿真技术能够对航空整体结构件加工变形进行预测,但是,由于模拟中材料模型和实际工件材料的物理属性不能很好地吻合,摩擦模型和热传递模型与实际情况存在一定差距,建模过程进行了一定的简化,且没有考虑到周围环境的影响,如温度的影响导致的热变形,以及机床振动、刀具磨损等因素产生的影响,因此,有限元模拟结果和实际变形情况仍有较大的差距。今后,随着切削加工过程动态物理仿真建模环节的不断完善和计算机数值仿真技术的发展,有限元模拟加工变形的精度将会得到

较大的提高,使有限元仿真分析对实际生产的指导进入应用阶段,实现对加工变形的预测,进一步基于仿真分析结果进行工艺过程优化,实现变形控制。

### 航空整体结构件加工变形校正技术

因结构的复杂性及加工工艺环节的复杂性,许多零件的加工变形完全依靠优化工艺过程,无法将其加工控制在设计公差范围内,变形校正

许多航空整体结构件加工制造中精度保障的关键技术和必要环节。法国巴黎航空工业学院与国家宇航局针对航天飞行器整体结构件设计与制造问题,联合建立了专门的强度实验室,深入研究加工变形的工艺控制和安全校正等问题。波音和空中客车公司均开展了面对航空整体结构件加工变形的系统研究,但具体技术和工艺参数因涉及商业秘密而无法获得。我国浙江大学、山东大学等高校进行了一系列的研究。孙杰<sup>[21]</sup>分析了整体结构件加工变形的产生机理,针对整体结构件弯曲变形,提出了校正需要满足的基本曲率关系,针对截面形状复杂的隔框类整体结构件,在辊式反弯矫形原理基础上,提出了基于反求思想,通过搜索特征曲线拐点确定校正支点位置的方法,分析了不同载荷形式对校正效果的影响。王中秋<sup>[22]</sup>针对航空整体结构件的小变形问题,基于应力-变形平衡原理,采用了侧壁滚压局部应力调整的方法,对隔框类整体结构件变形进行了校正分析。

#### 1 反弯变形校正安全校正载荷的确定<sup>[21]</sup>

整体结构件数控加工变形校正时极限载荷的计算和确定是十分重要的,前期研究仅集中在了校正过程中载荷位移关系曲线关系,而未给出每次施加载荷卸载后工件的弹性恢复情况,该回复对弹性较好的材料非

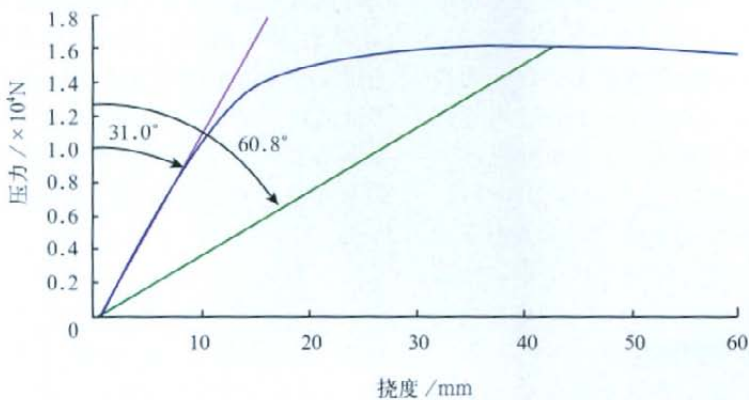


图3 三点压弯压力-挠度曲线

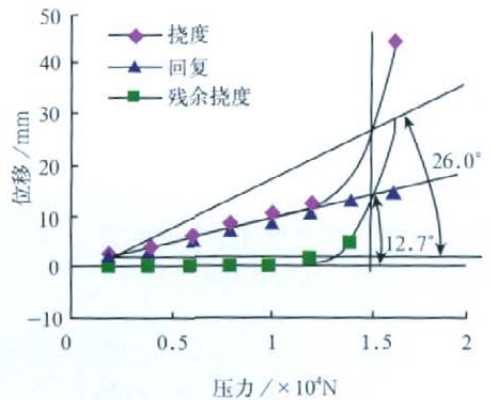


图4 压力-挠度-残余挠度关系曲线



图5 双隔框零件在应力作用下产生弯曲变形

非常重要,尤其在反弯变形校正中,必须考虑其弹性回复因素变化对校正效果的影响。为了进一步考察该因素,山东大学制造了A17050-T7451矩形截面梁,进行三点压弯分析。图3是试验获得的压力-挠度曲线,当工件压弯最大挠度对应的压力为1.57t,随后工件被压断。工件挠度

与压力轴的夹角为弹性变形夹角,回复线与残余挠度线的交点在挠度曲线上的投影与起始点之间的连线与压力轴的夹角为安全极限夹角,从图中也可以看出,安全极限夹角大约是弹性变形夹角的2倍。

## 2 基于应力再分布薄壁结构件变形校正<sup>[22]</sup>

当工件形状比较复杂或者不便于施加着力面时,反变形校正方法会受到一定限制,特别是薄壁结构件,往往会产生还没达到校正时所需要载荷工件就已经压溃报废的现象,还会产生失稳变形的工件,这一些都给反变形校正方法的应用带来困难。山东大学提出基于滚压应力调整表现校正理论和方法,该方法是一种近似借助滚压

正压下位移量的定量计算和极限校正载荷的确定直接关系到变形校正的生产效率和安全性。要进一步加强滚压校正、应力松弛校正等新型校正理论和方法的研究。

随着现代测试技术如X射线、中子衍射等残余应力测量技术的发展,构建复杂结构的三维残余应力场分布变成可能,而外形测量技术的发展,通过数字化反求测量,可以精确构建数字化零件变形数据,可以使得航空整体结构件的变形校正向着数字化、参数化、定量化方向发展。基于残余应力的分布,变形量的获得,借助有限元分析,可以获得校正所需的合理参数,使得校正避免因人为因素而产生较大的不稳定因素,实现精确校正。

## 结论

(1) 航空整体结构件的加工变形是多因素的综合作用结果,主要包括毛坯初始残余应力、工件结构特点、材料特性、工艺过程等,对不同结构零件应进行系统分析,找出导致加工变形的关键因素,有针对性地采取控制措施。

(2) 航空整体结构件的加工变形预测是实现变形控制的重要前提,需要在材料模型、三维残余应力场的工件、加工过程中的摩擦模型和热传动模型的构建、满足整体结构件仿真要求的网格剖分等进行深入研究,并深入探讨抑制加工变形的工艺措施。

(3) 整体结构件的加工变形校正研究必须给予足够重视,特别是大飞机项目,变形校正问题将会更加明显地凸显出来,系统研究航空整体结构件安全、稳定、精确的校正理论和方法。

本文有参考文献22篇,因篇幅所限,未能一一列出,读者如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 淡蓝)

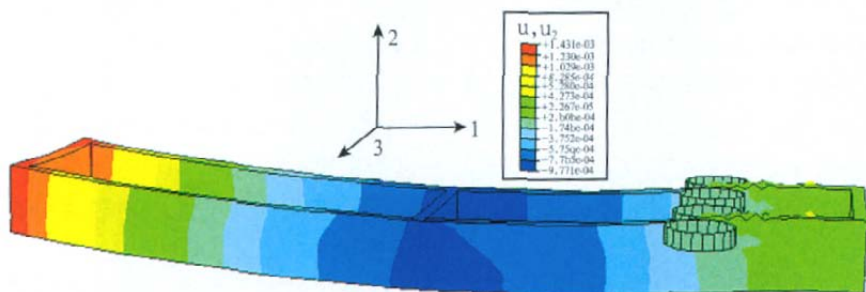


图6 滚压后工件变形有限元仿真分析结果

曲线的弹性增长阶段与压力轴的夹角定义为弹性变形夹角,而工件最大位移点到原点的连线与压力轴的夹角定义为安全极限夹角,从图中可以看出这2个角度之间大约为2倍的关系;而有限元仿真分析获得的压力-挠度-残余挠度关系曲线如图4所示。从图4中可以看出,随着工件所受压力的增加(0.2~1t),工件的挠度先是基本按照线形规律增加,当压力增大超过一定极限值后,工件的挠度随压力的增加急速上升,该趋势基本与试验曲线吻合。而这一过程中,工件的弹性回复始终为线形增加的趋势。该图中,定义弹性回复曲线

成型的方法,当工件加工后由于内应力的变化发生弯曲变形,对支撑件形状稳定其主要作用的筋板、壁板等位置进行滚压,可以方便的实现薄壁零件的小变形范围内的尺寸校正。

简化后的双隔框零件在应力作用下产生弯曲变形,如图5所示,2个滚轮滚压侧壁,分别向壁板移动0.5mm的挤压量来间接实现预紧,滚压后的变形如图6所示。由于工件在初始应力作用下产生中间凹两端上翘的变形,通过侧壁滚压使受挤压侧变形得到回复。

变形校正是航空整体结构件制造中不可缺少的重要环节,反变形校