

航空发动机精锻叶片榫头加工夹具设计

张申¹ 梁嘉炜² 吴动波³ 王辉⁴ 赵兵^{1*} 许立君⁵ 周奋⁵

1.青海大学机械工程学院,西宁,810016

2.清华大学机械工程系,北京,100084

3.清华大学航空发动机研究院,北京,100084

4.北京航空航天大学航空发动机研究院,北京,100191

5.中国航发动力股份有限公司,西安,710021

摘要:航空发动机精锻叶片是典型的复杂曲面薄壁零件,对叶片榫头进行铣削加工时,不仅定位困难而且极易产生变形和振动。针对上述问题,提出了精锻叶片多点夹紧的夹具设计方法,并设计了一种低应力硬装夹工装夹具。利用静力学分析对装夹位置进行优化,对仿形元件材料进行选取,对装夹方式进行优化。通过模态测试试验和振动测试试验测试夹具效果。试验结果表明,采用仿形元件后,系统的低频段幅值减小了50%,高频段幅值减小了75%,一阶共振频率由210 Hz提高至402 Hz,峰值下阻尼比由17.4%提高至25.9%,振动位移信号有效值减小了35%,加工误差范围减小了59%。

关键词:航空发动机叶片;夹具;有限元分析;装夹方案;模态测试

中图分类号:V263

DOI:10.3969/j.issn.1004-132X.2025.04.007

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Design of Jig and Fixture for Machining Precision Forged Blade Tenons of Aeroengine

ZHANG Shen¹ LIANG Jiawei² WU Dongbo³ WANG Hui⁴ ZHAO Bing^{1*}
XU Lijun⁵ ZHOU Fen⁵

1.School of Mechanical Engineering, Qinghai University, Xining, 810016

2.Department of Mechanical Engineering, Tsinghua University, Beijing, 100084

3. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing, 100084

4. Institute for Aero Engine, Beihang University, Beijing, 100191

5. AECC Aviation Power Co., Ltd., Xi'an, 710021

Abstract: Precision forged blades of aeroengine were a typical thin-walled parts with complex curved surface. When milling the blade tenons, it was difficult to locate and easy to produce deformations and vibrations. Aiming at the above problems, a design method of multi-point clamping fixture for precision forged blades was proposed, and a low stress hard clamping fixture was designed. Static analysis was used to optimize the clamping position, select the coping element materials and optimize the clamping method. The effectiveness of the fixture was tested by modal tests and vibration tests. The results show that the low-band amplitude of the system is reduced by 50%, the high-band amplitude by 75%, the first-order resonance frequency is increased from 210 Hz to 402 Hz, the damping ratio under the peak value is increased from 17.4% to 25.9%, the effective value of vibration displacement signals is reduced by 35%, and the machining error margin is reduced by 59%.

Key words: aeroengine blade; Jig and fixture; finite element analysis; clamping scheme; modal test

0 引言

航空发动机是整个飞机的核心,其性能对航空发动机的整体表现起着决定性作用。叶片作为航空发动机的关键部件之一,因其复杂的形状、严格的质量要求以及高昂的加工成本,一直是制造

领域的重难点^[1-2]。在叶片制造过程中,精密锻造技术因其独特的优势而备受关注。精密锻造是在普通模锻基础上发展起来的一种近净成形工艺方法,该技术通过对叶片叶身进行精锻,可以获得沿叶片形状分布的光滑金属流线和均匀细小的晶粒,满足航空发动机对叶片叶身的精度要求。然而,叶片的进气边、排气边、叶尖和榫头部位结构复杂且加工精度要求高,需要进行二次数控加工^[3-5]。其中,进气边、排气边和叶尖部位的加工

收稿日期:2024-05-02

基金项目:国家自然科学基金(52305482);中国航发集团自主创新专项资金(ZZCS-2022-022);中国航发集团产学研合作项目(HFZL2020CX020)

余量较小,允许通过固定叶身和工艺凸台以及榫头进行二次加工,以确保加工精度。对于榫头部位,由于其加工余量相对较大,且在加工过程中仅依靠叶身表面进行定位,因此在加工过程中极易发生定位精度下降和叶片结构损伤,从而影响叶片的整体性能和使用寿命^[6]。

现阶段,我国航空发动机精锻叶片榫头二次加工主要采用低熔点合金浇注工艺方法。该工艺方法通过将低熔点合金浇注至叶片周围形成合金块来实现叶片的定位与夹紧。然而,该工艺方法存在如下若干局限性:定位基准的转换可能导致定位精度降低;加工工艺流程的冗长影响生产效率;低熔点合金的使用可能会对叶片表面造成污染,影响叶片的表面质量和性能^[7]。因此,研究并开发适用于航空发动机精锻叶片的铣削工装,以替代低熔点合金浇注工艺,对提高精锻叶片榫头加工质量具有十分重要的意义。

国内外学者针对薄壁复杂曲面加工工装存在的定位精度低、加工变形大等一系列问题开展了大量的研究。ARSLANE 等^[8]对燃气轮机叶片的复杂曲面形状和表面曲率进行研究,基于普吕克坐标法分析定位单元的分布,研制出一种适用于复杂曲面叶片的柔性夹具,并基于小位移扭矩概念,评价了夹具的重复定位性能。FEI 等^[9]提出了一种通过夹具元件与铣刀保持相同运动速度的改良方法来抑制薄壁件在加工中的变形。WANG 等^[10]提出了一种涡轮叶片装夹定位误差和加工误差的测量和计算方法,为叶片夹具的设计提供依据。陈海瑛等^[11]发明了一种用于叶片精锻的叶片-工装系统设计的分析方法,通过对叶片-工装系统进行参数化建模以及有限元分析,可以精确计算出任意型号精锻叶片在工装上的最优装夹位置。王山^[12]针对叶片加工过程中工艺基准的频繁转换问题,结合六点定位原理和低熔点合金浇注工艺,设计了一套专用工装夹具,使基准的修复效率提高约 40%。张凯尧^[13]设计了一种适用于精锻叶片的多点柔性支撑铣削工装,并以叶片榫头最大加工变形量为优化目标,对工装布局进行优化,并通过在机测量提高叶片的定位精度。张姚等^[14]通过分析薄壁机匣的加工颤振,设计了一款橡胶减振柔性夹具,并对比分析了柔性夹具与传统夹具的减振性能,以及铣削力加载频率、压板压力等多种因素对工件-夹具系统的振动影响。

基于上述分析,本文针对航空发动机精锻叶片榫头加工工艺繁琐、定位精度差、加工变形大等一系列问题,提出精锻叶片多点硬装夹的夹具优

化方法,并设计了一种航空发动机精锻叶片硬装夹工装夹具。

1 叶片特征及加工工艺分析

1.1 叶片特征

图 1 为航空发动机精锻叶片结构示意图,主要由叶尖、叶身、缘板、榫头和叶根组成,其总长度约为 55 mm,排气边长度约为 35 mm,叶身宽度约为 11 mm。航空发动机叶片的工作条件十分恶劣,包括直接暴露于燃烧室产生的极高温度和压力,以及因高速旋转产生的离心力^[15]。这要求叶片材料和设计必须能够承受巨大的热负荷和机械应力。在精锻叶片结构中,叶身和榫头是整个叶片的核心部分,各自承担着不同的功能。叶身作为叶片的主体,是典型的自由曲面结构,其型面设计直接关系到叶片的气动效率和整体性能。榫头则是用于将叶片固定在发动机盘上的部件,它必须具有足够的强度和精确的配合公差,以确保叶片在高速旋转时不会脱落。

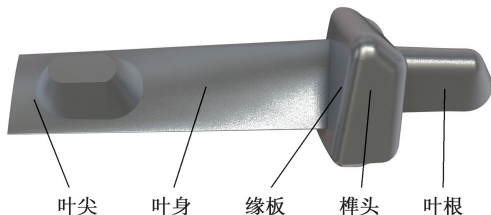


图 1 TC11 钛合金精锻叶片简化模型

Fig.1 Simplified model of TC11 titanium alloy precision forging blade

1.2 叶片榫头加工工艺分析

现阶段我国航空发动机精锻叶片榫头加工采用低熔点合金浇注工艺,该工艺主要流程如图 2a 所示。首先,以精锻工艺获得的相对准确的叶身和工艺凸台为定位基准,加工叶片的进气边和排气边;然后,采用铍、镉和铅等低熔点合金对叶片进行浇注,将叶身和叶尖部位浇注为长方形的低熔点合金块,固定低熔点合金块后,对叶片榫头进行加工;最后,去除低熔点合金,取出叶片,以榫头为定位基准加工叶尖部位。该工艺存在如下缺陷:叶片加工经历叶片装夹、浇注、数控加工、去除低熔点合金等多道工序方能完成,导致叶片加工效率低下;在利用低熔点合金对叶片进行封包时,定位基准由叶身和工艺凸台转变为低熔点合金块的表面,在固定榫头加工叶尖时,定位基准又由低熔点合金块表面转变为叶身和榫头,定位基准的多次转换导致定位精度降低;物理敲击或高温熔化低熔点合金过程中,可能导致叶片表面存在合金残留物,改变钛合金表面的金属性质,严重影响

精锻叶片的表面完整性。因为叶身为典型的薄壁自由曲面零件,无法承受较大的切削力和夹紧力,因此,定位困难和刚度低是数控加工叶片榫头的两大难题。

综上,本文设计了一种航空发动机精锻叶片硬装夹工装夹具,利用该夹具加工精锻叶片的主要工艺流程如图 2b 所示。这种夹具的主要设计理念是利用多点硬装夹的方式对叶片直接定位,利用辅助支撑的原理提高“叶片-夹具”系统的刚度。

夹具结构设计关键步骤如图 3 所示。首先,通过在叶身、进气边和缘板处选取多个关键位置作为定位点,并基于定位点设计相应的定位柱,以确保叶片的精准定位;然后,基于叶身定位点设计夹紧柱,实现对叶片的夹紧;最后,基于叶身型面设计仿形元件,对叶身上下表面进行辅助支撑,从而提高加工稳定性和系统刚度。在上述结构方案的基础上,对定位点位置和辅助支撑材料进行优化,并通过模态测试、振动测试和加工精度测试对夹具的使用性能进行评估。基于以上设计方法设计低应力工装夹具,不仅能简化工艺步骤,避免定位基准的转换,同时也能降低低熔点合金去除过程中的风险,提高叶片的定位精度、加工质量和加

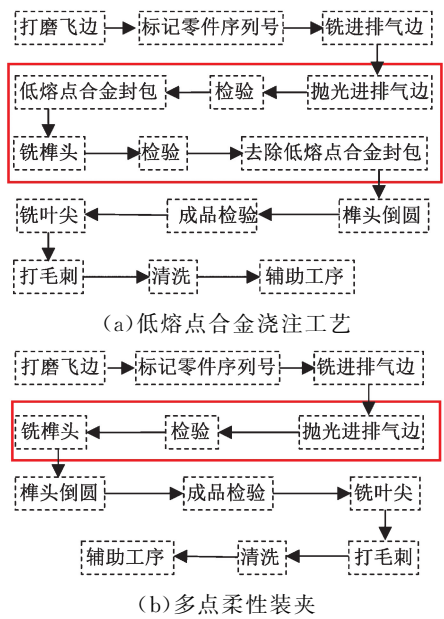


图 2 精锻叶片加工工艺流程图

Fig.2 Precision forging blade processing flow chart

工效率。此外,还可以通过机械臂和智能控制系统完成叶片的自动装夹,提高自动化水平。这一方法的关键在于夹具定位方案和辅助压紧方案的设计,需要确保夹具能够实现对叶片的高效精准定位,并在加工过程中保持足够的系统刚度^[16]。

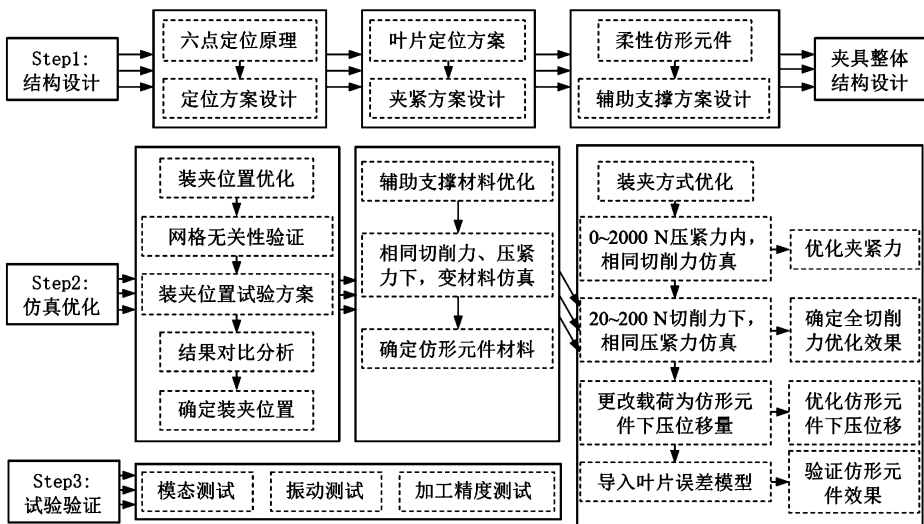


图 3 夹具设计流程图

Fig.3 Fixture design flow chart

2 工装夹具结构设计

2.1 定位夹紧方案设计

如图 4a 所示,在空间直角坐标系中,刚体具有 6 个自由度,即沿 X、Y、Z 轴的移动自由度和绕三轴旋转的旋转自由度,刚体的任何运动状态都可以分解为刚体相对于基点的平动和转动,因此,为了实现工件的完全定位,就必须消除这 6 个自由度。这一过程通常通过设置 6 个支承点来完成,称为六点定位原理^[13]。

成,称为六点定位原理^[13]。

如图 4b 所示,综合考虑叶片叶身曲面形状和设计原则,选取叶片叶身上定位点 1、2、3 来限制叶片绕 X 轴和 Z 轴的转动自由度以及沿 Y 轴的平移自由度,选取叶片进气边定位点 4、5 来限制叶片绕 Y 轴的转动自由度以及沿 Z 轴的平移自由度,选取叶片内缘板上定位点 6 来限制叶片沿 X 轴的平移自由度。通过上述定位点配置,实现叶片在 6 个自由度上的完全定位。其中,定位点

1、2、4 位于同一截面上，记为定位线一；定位点 3、5 位于同一截面上，记为定位线二；定位点 1、2 之间距离记为 H 。这三个参数即定位线一、定位线二以及距离 H 共同构成定位方案的优化参数。

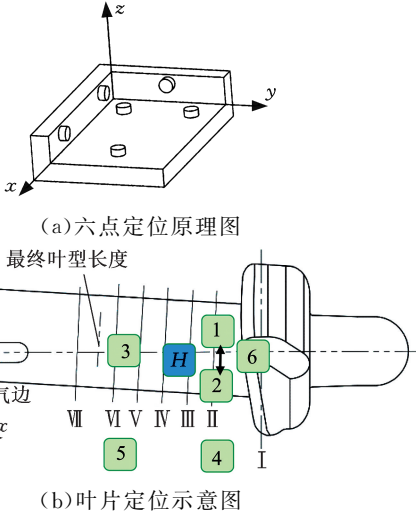


图 4 六点定位原理图及叶片定位示意图

Fig.4 Six positioning schematic diagram and blade positioning schematic diagram

在航空发动机精锻叶片加工过程中，确保其稳定性与加工质量至关重要，因此，本文在叶片完全定位的基础上设计一套由三个刚性仿形夹紧柱组成的夹紧系统，对叶片叶身进行夹紧。这些刚性夹紧柱顶端包覆有柔性材料，用以在施加夹紧力的同时，防止叶片叶身发生结构变形或夹紧损伤。夹紧柱位置与叶身定位柱精确对应，通过紧密配合，能够有效地固定叶片，确保定位的准确性。定位夹紧模型如图 5 所示。

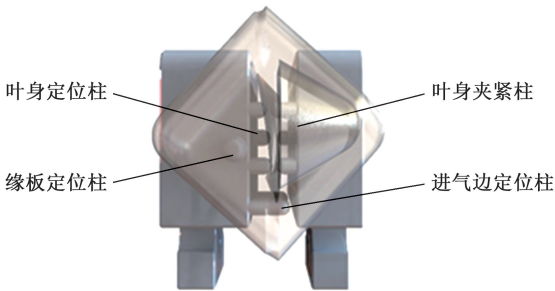


图 5 定位夹紧模型

Fig.5 Positioning clamp model

2.2 辅助支撑方案设计

根据薄壁零件的特性，夹具设计不仅需要满足基本的定位和夹持功能，还必须能够有效抑制由于外加载荷导致的过度变形^[17]。在叶片榫头的加工过程中，仅采用六点定位和叶身夹持，叶片依旧会发生较大变形。为进一步提高叶片的加工质量，在六点定位和叶身夹持的基础上，本文增加仿形元件以提供辅助支撑，旨在提高叶片的系统

刚度，减小叶片加工过程中产生的变形和应力。图 6 所示为仿形元件模型。

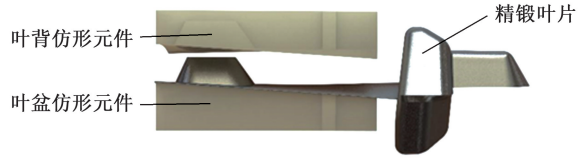


图 6 仿形元件模型

Fig.6 Copy element model

柔性仿形元件材料的选取对“叶片-夹具”系统的性能极为重要，刚性过低会使仿形元件失去其辅助支撑的作用，过高会导致叶片叶身出现应力集中和较大局部变形。基于此，本文选取聚氨酯(PUR)、丙烯腈-丁二烯-苯乙烯共聚物(ABS)、聚丙烯(PP)和聚乙烯(PE)4种柔软且富有弹性的柔性材料进行研究。其中PUR兼具橡胶的高弹性和塑料的高强度，综合性能优异^[18-19]。ABS兼具韧、硬、刚相均衡的优良力学性能，是应用非常广泛的聚合物^[20]。PP和PE都是轻质柔性材料，具有良好的力学性能、加工性能和化学稳定性^[21]。通过更改柔性仿形元件的材料，在叶片榫头变形量满足加工精度要求的基础上，选取叶身应力最小的材料作为柔性仿形元件材料。4种材料性能参数如表1所示。

表 1 材料性能参数

Tab.1 Material property parameter

材料	密度/ ($g \cdot cm^{-3}$)	弹性模量/ MPa	泊松比	拉伸强度/ MPa
PUR	1.25	2500	0.30	40.0
ABS	1.06	2340	0.39	49.0
PE	0.91	172	0.30	34.0
PP	0.89	896	0.41	27.6

2.3 夹具结构设计

本文所设计的航空发动机精锻叶片榫头硬装夹工装夹具如图 7 所示。夹具整体主要由伺服转台、叶身夹具、叶根支撑三部分组成，其中伺服转台和叶根支撑固定安装在底板上，并分别与机床工作台两端固定连接，桥板与伺服转台连接，叶身夹具固定安装在桥板上。加工过程中，桥板由伺服转台带动旋转，对叶片榫头进行铣削加工。

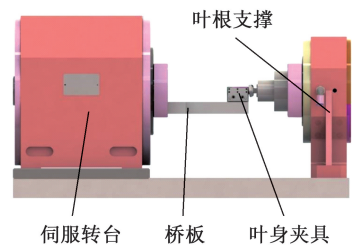


图 7 整机结构

Fig.7 Complete machine structure

如图 8 所示,叶身夹具主要由桥板底座和底板组件两部分组成。桥板底座被固定安装在桥板上,其上安装有正反牙双向螺杆,通过旋转双向螺杆可以带动定位底板和夹紧底板同时反向运动,以此来确保叶片能够准确、快速地被定位和夹紧。

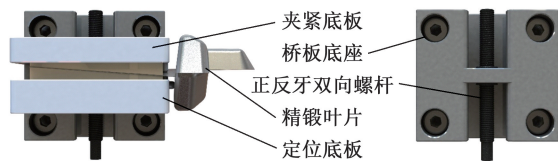


图 8 叶身夹具结构

Fig.8 Blade fixture structure

如图 9 所示,底板组件主要由定位底板和夹紧底板组成,通过螺纹孔与桥板底座上的正反牙双向螺杆连接。定位底板上具有刚性叶身定位柱、缘板定位柱和进气边定位柱。在夹紧底板上,与叶身定位柱相对安装有叶身夹紧柱,夹紧柱顶端包覆有柔性材料,可以确保在夹紧叶片的同时,避免叶片产生变形和夹紧损伤。为进一步提高“叶片-夹具”系统的整体刚度,在定位底板和夹紧底板上安装柔性仿形元件,分别为叶盆压块和叶背压块,它们能够紧密贴合叶片曲面,在切削加工过程中提供均匀的支撑力,从而提高叶片的加工稳定性和加工质量。

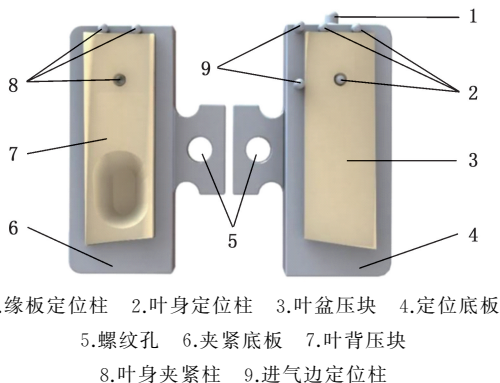


图 9 底板组件结构

Fig.9 Baseboard assembly structure

3 装夹方案仿真分析

在机械加工中,定位夹持位置的选择和装夹方式十分重要。合理的夹具结构能够有效减小加工过程中的零件自身变形,降低切削力对零件变形的影响,从而提高零件的加工质量。本文通过建立“叶片-夹具”系统的有限元仿真模型来模拟叶片铣削加工,进而对装夹方案进行优化。

3.1 装夹位置优化

基于 2.1 节所述定位方案,利用有限元仿真对叶片榫头的加工变形和 Mises 应力进行分析,可以得到合理的定位位置,为夹具优化提供试验

依据。精锻叶片加工完成后,根据工艺要求,检测截面线之间的距离。如图 4b 所示,选取距离 H 、定位线一和定位线二为装夹位置优化方案的优化参数,并设计试验方案如表 2 所示。

表 2 装夹位置试验方案设计

Tab.2 Clamp position test scheme design

	组别							
	1	2	3	4	5	6	7	8
H/mm	6				7			
定位线一	截面线 II		截面线 III		截面线 II		截面线 III	
定位线二	截面线 V	截面线 VI	截面线 V	截面线 VI	截面线 V	截面线 VI	截面线 V	截面线 VI

以表 2 中第 1 组定位方案为例,通过逐步细化网格尺寸,验证网格无关性。首先,将叶片模型导入 ABAQUS 平台,并根据表 1 提供的数据设置叶片材料属性。其次,依据定位方案,通过输入坐标值,创建相应的定位参考点,并将其分别投影到对应的叶盆型面、叶背型面以及缘板处,得到最终定位点。然后,在“相互作用”界面,将投影得到的定位点与对应平面施加“绑定”约束,并在“载荷”界面按照六点定位原理的约束限制,对投影后的约束点施加相应的“位移/转角约束”,同时,在榫头部位施加 100 N 集中力,以此模拟铣削^[22]。最后,基于叶片的薄壁复杂曲面特征,设置叶片网格类型为四面体,并采用更改网格尺寸控制方法来划分网格^[23]。

仿真结果如图 10 所示,在网格数量大于 6 万时,叶片最大变形量和最大 Mises 应力逐渐保持稳定水平,满足网格无关性要求。基于上述结论,划分叶片网格单元尺寸为 0.66 mm,网格个数为 75 009。装夹位置试验仿真结果如表 3 所示。

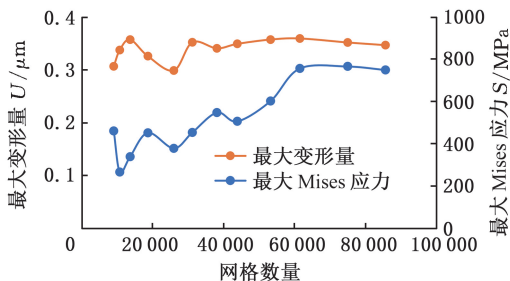


图 10 加密网格计算结果

Fig.10 Encrypted grid calculation results

表 3 装夹位置试验仿真结果

Tab.3 Simulation results of clamping position test

	组别							
	1	2	3	4	5	6	7	8
$U/\mu\text{m}$	35	36	194	196	39	40	198	199
S/MPa	766	766	865	884	766	766	896	899

以距离 H 为唯一变量, $H=6\text{ mm}$ 的定位方案相比于 $H=7\text{ mm}$ 的定位方案,最大位移量减

小 0.003~0.004 mm,最大应力降低 0~31 MPa。这一结果表明,距离 H 的选取对叶片加工质量有一定影响,但影响较小。以定位线一为唯一变量,截面线 II 定位方案相比于截面线 III 定位方案,最大位移量减小 0.159 mm,最大应力降低 99~133 MPa。这一结果表明,定位线一的选取对叶片加工质量影响很大。以定位线二为唯一变量,截面线 V 定位方案相比于截面线 VI 定位方案,最大位移量减小 0.001 mm,最大应力降低 0~18 MPa。这一结果表明,定位线二的选取对叶片加工质量影响非常小。

综上,三个变量中,定位线一对叶片加工变形量和 Mises 应力影响很大,距离 H 和定位线二影响较小。综合考虑叶片变形量、Mises 应力分布和夹具设计尺寸,选择如下定位方案:取截面线 II 为定位点 1、2、5 所在的定位线一;取截面线 V 为定位点 3、4 所在的定位线二;取定位点 1 和定位点 2 之间距离 H 为 6 mm。

3.2 仿形元件材料优化

首先,将“叶片-夹具”模型导入 ABAQUS 软件,根据 TC11 钛合金性能参数和表 1 分别设置叶片和仿形元件的材料属性。其次,依据定位方案,通过输入坐标值创建相应的定位参考点,并将其分别投影到对应的叶盆型面、叶背型面以及缘板处,得到最终定位点。然后,在“相互作用”界面,将投影得到的定位点与对应平面施加“绑定”约束,将仿形元件的仿形面和对应的叶片型面施加“绑定”约束,并在“载荷”界面按照六点定位原理的约束限制,对投影后的约束点施加相应的“位移/转角约束”,在榫头处施加 100 N 集中力,在仿形元件上下表面施加压紧力。最后,通过调整压紧力和仿形元件材料属性,探究不同仿形元件材料在不同压紧力下叶片的最大变形量和最大 Mises 应力。根据 3.1 节网格无关性验证,叶片和仿形元件的网格单元尺寸为 0.66 mm、单元类型分别为四面体和六面体为主,叶片网格数量为 75 009,叶盆仿形元件网格数量为 4557,叶背仿形元件网格数量为 4632。

为探究不同仿形元件材料下叶片榫头的加工质量,以相同受力条件下叶片最大变形量和最大 Mises 应力为衡量标准,对柔性仿形元件材料进行优化。定位底板和夹紧底板压紧过程中,柔性仿形元件发生变形,从而紧密贴合叶片表面。为探究不同仿形元件材料对叶片加工质量的影响规律,对叶片施加 100 N 的切削力,对仿形元件表面分别施加 100 N、500 N、1000 N、1500 N、2000 N

的压紧力,得到不同材料在不同压紧力下叶片最大变形量和最大 Mises 应力,如图 11 所示。

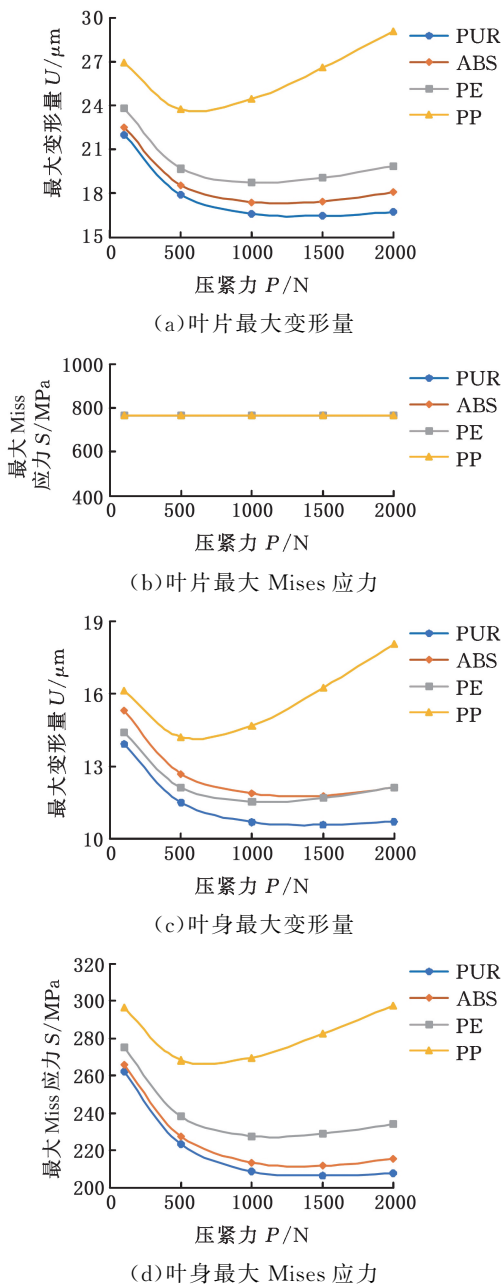


图 11 不同材料仿真结果

Fig.11 Simulation results of different materials

由图 11 可知,在 100 N 切削力下,增加仿形元件后,叶片最大变形量、叶身最大变形量和叶身最大 Mises 应力均呈下降趋势,变化曲线近似呈 U 形。因为切削力直接作用于叶片榫头,所以叶片最大 Mises 应力一直在切削力施加的榫头区域,变化幅度相对较小,对整体分析影响不大,故可忽略不计。当切削力为 100 N,仿形元件材料为 PUR、ABS、PE 时,叶片最大变形量满足叶片榫头 ± 0.025 mm 的加工精度要求。其中,在相同压紧力工况下,材料为 PUR 时,叶身最大 Mises 应力最小,因此,本文选择 PUR 为柔性仿形元件材料。

3.3 装夹方式优化

为分析仿形元件的优化效果,采用静力学仿真,在“六点定位”方案下,选取切削力为 100 N。由表 3 可知,叶片最大变形量和最大 Mises 应力分别为 0.035 mm、766 MPa,在 ABAQUS 软件可视化界面中,隐藏榫头部位后,得叶片叶身部位的最大变形量和最大 Mises 应力分别为 0.022 mm、350 MPa。然后,在“六点定位+仿形压紧”方案下,选取仿形元件材料为 PUR,切削力为 100 N,更改压紧力大小为 0~2000 N,仿真结果如图 12 所示。

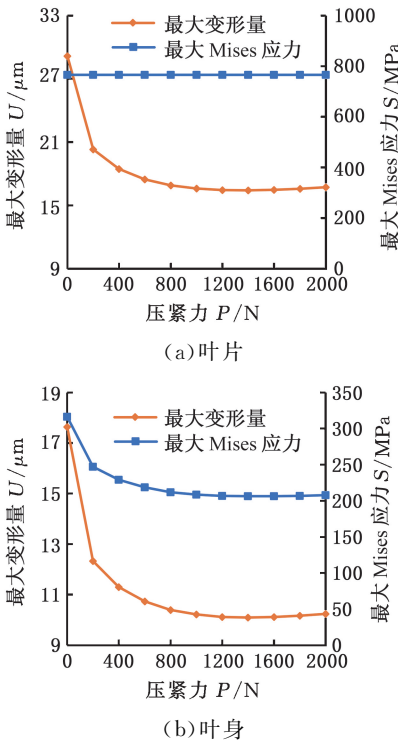


图 12 变压紧力仿真结果

Fig.12 Simulation results of variable compression force

由图 12 可知,对于 PUR 仿形元件,压紧力为 1200 N 之后,叶片最大变形量、叶身最大变形量和叶身最大 Mises 应力逐渐保持稳定。在压紧力为 1200 N 时,叶片最大变形量由 0.035 mm 降低为 0.016 mm,降幅约 54.3%;叶身最大变形量由 0.022 mm 降低为 0.01 mm,降幅约 54.5%;叶身最大 Mises 应力由 350 MPa 降低为 207 MPa,降幅约 40.9%。最后,为进一步探究不同切削力下,PUR 仿形元件是否能有效降低叶身的最大变形量和最大 Mises 应力,在 1200 N 压紧力下,改变切削力大小为 20~200 N,得到两种方案下叶身仿真结果,如表 4 所示。

从仿真结果来看,当压紧力为 1200 N、切削力分别为 20~200 N 时,施加 PUR 仿形元件之后,叶身的最大变形量和最大 Mises 应力均有所

表 4 变切削力试验仿真结果

Tab.4 Experimental simulation results of variable cutting force

试验方案 切削力 F/N	六点定位		六点定位+ 仿形压紧		降低百分比/%	
	U/μm	S/MPa	U/μm	S/MPa	U	S
20	4.381 8	70.069	3.185 9	54.813	27.29	21.77
40	8.763 5	140.140	4.673 7	89.949	46.67	35.81
60	13.145 0	210.210	6.386 5	127.450	51.41	39.37
80	17.527 0	280.280	8.218 5	166.620	53.11	40.55
100	21.909 0	350.350	10.123 0	206.940	53.80	40.93
120	26.291 0	420.420	12.122 0	248.800	53.89	40.82
140	30.672 0	490.490	14.185 0	291.780	53.75	40.51
160	35.054 0	560.560	16.321 0	336.230	53.44	40.02
180	39.436 0	630.620	18.524 0	382.100	53.03	39.41
200	43.817 0	700.690	20.779 0	429.020	52.58	38.77

减小,其降低百分比分别在 27.29%~53.89%和 21.77%~40.93%。其中,切削力为 80~160 N 时,优化效果较为显著。

在设计夹具辅助支撑部分结构时,如果完全按照理论位置设计,可能导致仿形支撑力不足,难以有效发挥抑制振动和减小应力的作用,因此,仿形元件需要有一定程度的凸起,以对叶片提供有效的仿形支撑。基于上述仿真结果,以切削力 100 N、压紧力 1200 N 工况为例,通过 ABAQUS “可视化”界面中的“ODB 场变量输出”提取仿形元件上下平面 8 个角点的节点位移量,分别为 0.0035 mm、0.007 mm、0.03 mm、0.0035 mm、0.0045 mm、0.0035 mm、0.005 mm 和 0.0045 mm。

综上所述,在 ABAQUS “载荷”界面中,更改仿形元件上下表面的压紧力为“位移/转角约束”,将其下压位移量分别设置为 0.003~0.008 mm,切削力设置为 100 N,其余设置保持不变,仿真分析叶身最大变形量和最大 Mises 应力,如图 13 所示。由图 13 可知,切削力为 100 N 时,采用 PUR

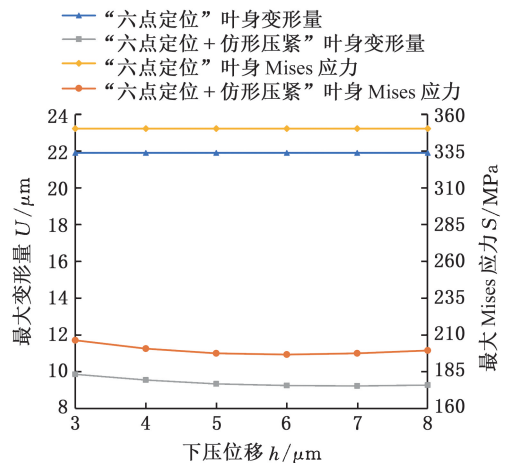


图 13 变位移仿真结果

Fig.13 Simulation results of variable displacement

仿形元件且下压位移量为 0.007 mm 时,叶身最大变形量由 0.022 mm 降低至 0.009 mm,降幅约 59.1%;叶身最大 Mises 应力由 350 MPa 降低为 197 MPa,降幅约 43.7%。两种方案下叶片变形云图和叶身 Mises 云图见图 14。

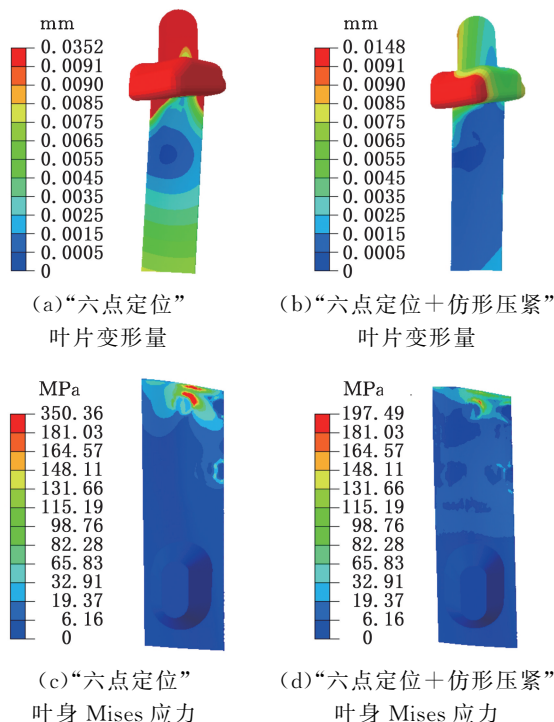


图 14 100 N 切削力仿真结果

Fig.14 100 N cutting force simulation results

由图 14 可知,叶片在加工过程中的变形集中在榫头部位,叶身加工应力主要集中在榫头与叶身交接区域。引入仿形元件进行辅助支撑后,叶片榫头整体变形显著减小,且变形分布更加集中,主要分布在榫头切削点附近;叶身应力分布更加均匀,且榫头与叶身交接处的变形量和 Mises 应力均显著减小。

综上所述,采用 PUR 仿形元件后,能够有效减小叶片在加工过程中产生的变形和应力,对提高叶片加工质量具有积极作用。但是,因为精锻叶片叶身具有一定的加工误差,所以还需要进一步探究精锻叶片的加工误差对仿形元件使用效果的影响规律。首先,在精锻叶片叶身处施加一个高 0.1 mm、宽 0.4 mm 的弧形突起,以此来模拟加工误差。其次,将生成的精锻叶片误差模型导入 ABAQUS,并重复上述仿真流程。最后,对比叶片理论模型和误差模型的最大变形量、最大 Mises 应力以及其分布规律,以此来验证仿形支撑的可行性。仿真结果如图 15 所示。由图 15 可知,在对精锻叶片施加人为误差控制之后,叶片最大变形量由 0.0148 mm 增大至 0.0149 mm,可以

忽略不计,且变形分布状况基本保持不变;叶身最大 Mises 应力由 197 MPa 增大至 208 MPa,增幅仅 6%,且应力分布状况基本保持不变。综合来看,增加误差之后,叶片变形量和叶身 Mises 应力几乎不受影响,仍然能满足叶片榫头的加工需求。

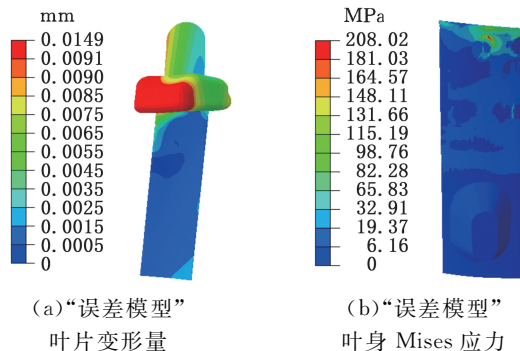


图 15 误差模型仿真结果

Fig.15 Error model simulation results

4 工装夹具测试

根据工装夹具结构设计和仿真结果,设计并制造一种适用于精锻叶片榫头加工的硬装夹具,如图 16 所示。为了评估该夹具性能,分别进行“叶片-夹具”系统的模态测试、精锻叶片榫头铣削振动测试和加工精度测试。



图 16 低应力柔性工装夹具

Fig.16 Low stress flexible fixture

4.1 模态测试

为了研究装夹方案对叶片模态的影响,对“六点定位”、“六点定位+仿形压紧”两种方案下的叶片模态设计了模态试验。由于叶片尺寸较小、噪声小,故激励方法采用锤击法。试验采用固定传感器,通过力锤施加激励进行模态分析。模态测试试验装置如图 17 所示。

力锤激励所测得的响应信号在频域上的波形和峰值对应的频率如图 18 所示,可以看出,增加 PUR 仿形压紧后,频率响应幅值降低了约 63.87%,频率 0~1200 Hz 范围内,低频段幅值降低了约 50%,频率 1200~2400 Hz 范围内,高频段幅值降低了约 75%,加装 PUR 后,系统的整体振动幅度

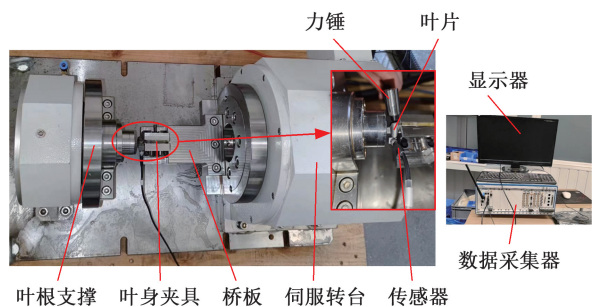


图 17 模态测试试验装置图

Fig.17 Modal test device diagram

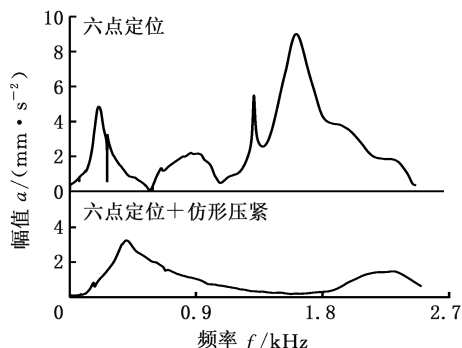


图 18 力锤激励的响应信号

Fig.18 Response signal of force hammer excitation

大大降低,系统的低阶固有频率有所提高。

使用频谱图半功率带宽法计算阻尼比,其计算公式为

$$\zeta = \frac{f_2 - f_1}{2f}$$

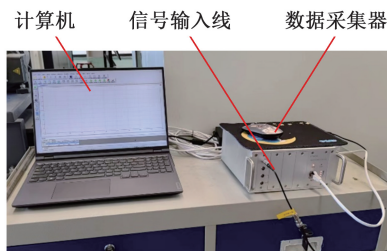
式中: f 为频谱图上的共振频率; f_1 、 f_2 分别为 f 左右两侧相邻采样点的频率值。

根据频谱图半功率带宽法公式,“六点定位”测得一阶共振频率为 210 Hz,峰值下阻尼比为 17.4%;“六点定位+仿形压紧”测得的一阶共振频率为 402 Hz,峰值下阻尼比为 25.9%。使用 PUR 仿形压紧后,系统刚度和阻尼比显著增大。阻尼比变大的原因主要有两点:一是采用 PUR 后增大了夹具的整体质量,从而改变了系统的阻尼;二是 PUR 这种弹性材料具有很显著的阻尼效果。

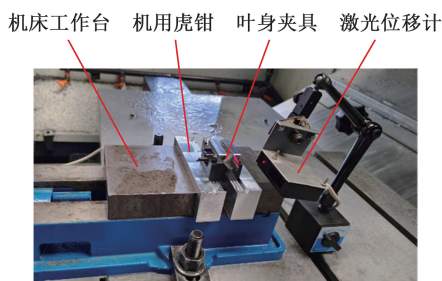
4.2 振动测试

为进一步验证叶片榫头加工过程中的振动程度,进行铣削振动测试。由于叶片本身尺寸较小,传感器很难稳定安装在叶片榫头处,而且在轻质结构上粘贴传感器也会带来附加质量效应,所以综合考虑选用 CT-220 激光位移计和 CT6850 动态测试分析系统对振动位移信号进行采集。首先,如图 19a 所示,利用网线连接数据采集器和计算机上安装的动态测试分析软件,利用信号输入线连接数据采集器和激光位移计;然后,如图 19b

所示,利用机用虎钳固定叶身夹具,并将激光位移计固定在机床工作台上;最后,启动机床,待机床运行至稳定状态后,启动软件并实时记录振动数据。其中,分别采集、记录“六点定位”和“六点定位+仿形压紧”两种装夹方案下的叶片榫头振动数据。



(a)CT6850 动态测试分析系统



(b)CT-220 激光位移计

图 19 振动测试试验装置图

Fig.19 Vibration test device diagram

考虑叶片尺寸和钛合金性质,选择主轴转速 2500 r/min,进给速度 200 mm/min,切深 0.15 mm,刀具选择硬质合金四齿铣刀,切削部分长度为 22 mm,刀具直径为 10 mm,并选用振动位移有效值来衡量振动幅度的大小。图 20 所示为试验测得的振动位移信号。通过计算分析得出结论:增加 PUR 仿形元件后,振动位移信号有效值减小了 35%。

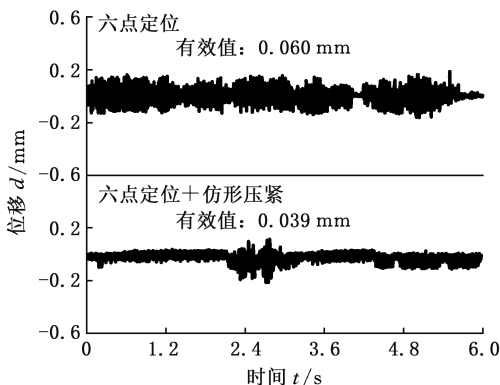


图 20 铣削过程振动位移信号

Fig.20 Vibration displacement signal during milling

4.3 加工精度测试

在采集叶片切削过程中的振动位移信号时,通过加工精度测试检验叶片榫头加工精度,如图

21所示。首先,去除掉柔性仿形元件后,利用虎钳将叶身夹具固定在三坐标工作台上,利用海克斯康三坐标测量仪在待加工榫头上采点,并记录其坐标值;然后,待叶片在机床上加工完成,利用三坐标测量仪进行自动采点,并记录其坐标值;最后,将柔性仿形元件安装在所设计的硬装夹工装夹具上,重复上述步骤,并分别计算两种装夹方案下的加工精度。

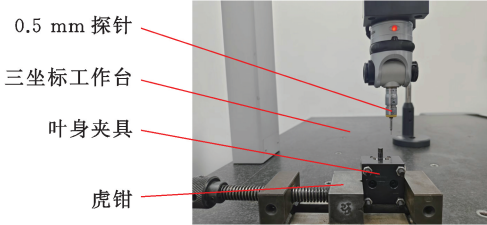


图 21 三坐标测量示意图

Fig.21 Three coordinate measurement diagram

对比加工精度测试试验测得的加工前后的叶片榫头坐标点,两者相符合的程度越高,则加工精度越高。此外,将“六点定位”与“六点定位+仿形压紧”两种方案下的叶片榫头加工精度进行对比分析,可以判断柔性仿形元件是否对提高叶片榫头加工精度具有促进作用。本次试验测得的叶片榫头加工精度如图 22 所示。通过计算两种方案下的叶片榫头加工精度误差得出结论:“六点定位”方案下,叶片榫头加工误差最大值为+0.018 mm,最小值为-0.011 mm,满足叶片榫头 ± 0.025 mm的加工精度要求;“六点定位+仿形压紧”方案下,叶片榫头加工误差最大值为+0.008 mm,最小值为-0.004 mm,在满足叶片榫头加工精度要求的基础上,加工误差范围减小约 59%,精锻叶片榫头的加工精度得到进一步提高。

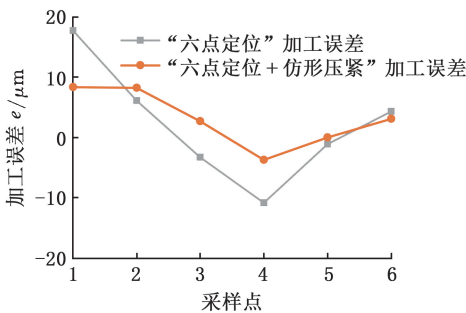


图 22 加工精度测试结果

Fig.22 Machining accuracy test results

5 结论

1) 本文根据叶片的复杂曲面薄壁特点和叶片榫头加工工艺要求,研究适用于精锻叶片榫头铣削的多点硬装夹技术,设计一种硬装夹工装夹具,并通过柔性仿形元件提高叶片的系统刚度,通过

正反牙双向螺杆调节仿形元件施加的压紧力大小,以适应不同的加工工况。

2) 以变形量和 Mises 应力为优化目标,通过有限元仿真对定位夹持位置进行优化,得到最优定位夹持方案:截面线 II 为定位点 1、2、5 所在定位线一;截面线 V 为定位点 3、4 所在定位线二;定位点 1 和定位点 2 之间距离为 6 mm。

3) 基于有限元仿真分析,采用 PUR 仿形元件且仿形元件下压位移量为 0.007 mm 时,叶身最大变形量为 0.009 mm,减小约 59.1%;叶身最大 Mises 应力为 197 MPa,减小约 43.7%。

4) 通过分析模态试验中力锤激励的响应信号,发现采用 PUR 仿形元件后,频响幅值降低了 63.87%;频率 0~1200 Hz 范围内,低频段幅值降低 50%;频率 1200~2400 Hz 范围内,高频段幅值降低 75%;共振频率由 210 Hz 提高至 402 Hz;峰值下阻尼比由 17.4% 提高至 25.9%。

5) 通过振动分析试验,发现采用 PUR 仿形元件后,铣削过程中叶片振动信号有效值减小了 35%,叶片榫头的加工误差范围减小约 59%。综上所述,通过对 PUR 仿形元件施加压紧力,有效提高了叶片的系统刚度和加工精度,对提高加工稳定性和加工质量具有较好的促进作用。

参考文献:

- [1] 陈雷,李大力,王婧雯,等.航空发动机叶片进排气边缘形状自动评价方法[J].航空动力学报,2023,38(4):986-993.
CHEN Lei, LI Dali, WANG Jingwen, et al. Automatic Shape Evaluation Method of Aeroengine Blade Inlet and Exhaust Edges[J]. Journal of Aerospace Power, 2023,38(4):986-993.
- [2] 杨根,张立昌,林何,等.航空叶片精锻模具设计与数控加工[J].机床与液压,2020,48(15):109-113.
YANG Gen, ZHANG Lichang, LIN He, et al. Design and NC Machining of Precision Forging Die of Aviation Blade[J]. Machine Tools and Hydraulics, 2020,48(15):109-113.
- [3] 吴捍疆,张丰收,燕根鹏.航空发动机叶片精锻成形可靠性技术[J].锻压技术,2019,44(5):1-5.
WU Hanjiang, ZHANG Fengshou, YAN Genpeng. Reliability Technology of Precision Forging of Aeroengine Blade[J]. Forging & Stamping Technology, 2019,44(5):1-5.
- [4] 夏巨谔,邓磊,金俊松,等.我国精锻技术的现状及发展趋势[J].锻压技术,2019,44(6):1-16.
XIA Juchen, DENG Lei, JIN Junsong, et al. Current Situation and Development Trend of Precision

- Forging Technology in China[J]. Forging & Stamping Technology, 2019,44(6):1-16.
- [5] 任军学,冯亚洲,米翔畅,等.航空发动机精锻叶片自适应数控加工技术[J]. 航空制造技术, 2015(22):52-55.
REN Junxue, FENG Yazhou, MI Xiangchang, et al. Adaptive Techniques in CNC Machining of Aero-engine Precision Forging Blades[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(22):52-55.
- [6] 张凯尧,吴动波,郭相峰,等.用于叶片加工的高分辨率榫头畸变测试系统[J]. 机械科学与技术, 2020,39(1):88-95.
ZHANG Kaiyao, WU Dongbo, GUO Xiangfeng, et al. High-resolution Test System of Tenon Distortion for Blade Processing[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2020,39(1):88-95.
- [7] WU Dongbo, WANG Hui, PENG Jinsong, et al. Machining Fixture for Adaptive CNC Machining Process of Near-net-shaped Jet Engine Blade[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019,33(4):1311-1328.
- [8] ARSLANE M, SLAMANI M, CHATELAIN J F. Development and Validation of a Machining Fixture for Complex-shaped Components Based on Plückerian Matrix Approach and SDT Concept[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021,1/20:1697-1716.
- [9] FEI J, LIN B, XIAO J, et al. Investigation of Moving Fixture on Deformation Suppression during Milling Process of Thin-walled Structures[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2018,32:403-411.
- [10] WANG Y, CHEN X, GINDY N. Surface Error Decomposition for Fixture Development[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2007,31(9/10):948-956.
- [11] 陈海瑛,郭相峰,余杰,等.一种用于叶片精锻的叶片-工装系统设计的分析方法:201911303381.X[P].2023-05-30.
CHEN Haiying, GUO Xiangfeng, YU Jie, et al. The Invention Relates to an Analytical Method for Designing a Blading-tool System for Blade Precision Forging:201911303381.X[P].2023-05-30.
- [12] 王山.六点定位原理在发动机叶片夹具设计中的应用[J]. 机械设计与制造, 2020(4):24-27.
WANG Shan. Application of Six-point Positioning Principle in Engine Blade Fixture Design[J]. Mechanical Design and Manufacturing, 2020(4):24-27.
- [13] 张凯尧.航空发动机精锻叶片铣削工装结构分析与优化设计[D]. 烟台:烟台大学, 2020.
ZHANG Kaiyao. Structural Analysis and Optimal Design of Milling Tooling for Aero-engine Precision Forged Blades[D]. Yantai:Yantai University, 2020.
- [14] 张姚,祝效华,董亮亮.弱刚性机匣橡胶减振柔性夹具研究[J]. 工程设计学报, 2022,29(5):587-594.
ZHANG Yao, ZHU Xiaohua, DONG Liangliang. Research on Rubber Damping Flexible Fixture for Weakly Rigid Casing[J]. Chinese Journal of Engineering Design, 2022,29(5):587-594.
- [15] 赵峻林,乔百杰,罗现强,等.基于单传感器测量的多模态叶片动应力场预测[J]. 机械工程学报, 2024,60(16):19-33.
ZHAO Junlin, QIAO Baijie, LUO Xianqiang, et al. Single-sensor-based Prediction of Blade Multimodal Dynamic Stress Field Variation[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2024,60(16):19-33.
- [16] 吴宝海,郑志阳,张阳,等.面向薄壁零件加工变形与振动控制的智能装夹技术研究进展[J]. 机械工程学报, 2021,57(17):21-34.
WU Baohai, ZHENG Zhiyang, ZHANG Yang, et al. Intelligent Clamping Technology for Machining Deformation and Vibration Control of Thin-wall Parts:a Review of Recent Progress[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021,57(17):21-34.
- [17] 王张浩,李东升,翟雨农.弱刚性薄壁件夹具布局优化方法研究概述[J]. 航空制造技术, 2023,66(14):118-135.
WANG Zhanghao, LI Dongsheng, ZHAI Yunong. Overview of Research on Optimization Method of Fixture Layout for Weakly Rigid Thin-walled Parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023,66(14):118-135.
- [18] 刘春,孙杰,刘凯,等.聚氨酯泡沫辅助加固钛合金薄壁件铣削性能研究[J]. 航空制造技术, 2017(11):93-98.
LIU Chun, SUN Jie, LIU Kai, et al. Study on Milling Performance of Titanium Alloy Thin-walled Parts with Polyurethane Foam Reinforcement[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(11):93-98.
- [19] 王文峰,雍占福,王裕成,等.聚氨酯支撑结构免充气轮胎仿真模拟与优化[J]. 工程塑料应用, 2018,46(5):48-51.
WANG Wenfeng, YONG Zhanfu, WANG Yucheng, et al. Simulation and Optimization of Non-pneumatic Tire with Polyurethane Support Structure[J]. Engineering Plastics Application, 2018,46(5):48-51.
- [20] HARRIS BENJAMIN D, NILSSON S, POOLE CHRISTOPHER M. A Feasibility Study for Using ABS Plastic and a Low-cost 3D Printer for Patient-

- specific Brachytherapy Mould Design[J]. Australasian Physical & Engineering Sciences in Medicine, 2015, 38(3):1-14.
- [21] 楚佳, 陈文博, 陈历波, 等. 通过聚丙烯/聚乙烯二元体系的流变控制制备聚合物多层片材[J]. 高分子材料科学与工程, 2018, 34(6):108-113.
CHU Jia, CHEN Wenbo, CHEN Libo, et al. Preparation of Multilayer Sheets by Controlling the Rheological Behavior of PP/PE Binary System[J]. Polymer Materials Science and Engineering, 2018, 34(6):108-113.
- [22] 石增祥, 王哲, 蔡帆, 等. 球刀铣削钛合金 TC11 切削力建模与分析[J]. 机械设计与制造工程, 2023, 52(6):48-52.
SHI Zengxiang, WANG Zhe, CAI Fan, et al. Modeling and Analysis of Cutting Force in Milling Titanium Alloy TC11 with Ball Cutter[J]. Mechanical Design and Manufacturing Engineering, 2023, 52(6):48-52.
- [23] 徐艺峰, 李健, 王杰, 等. 基于天河二号超算的网格无相关性并行研究[J]. 计算机工程与设计, 2018, 39(7):2036-2041.
XU Yifeng, LI Jian, WANG Jie, et al. Grid Independence and Parallel Study Based on Tianhe II Supercomputing[J]. Computer Engineering and Design, 2018, 39(7):2036-2041. (编辑 袁兴玲)
-
- 作者简介:** 张 申, 男, 2000 年生, 硕士研究生. 研究方向为航空发动机叶片工装夹具设计. E-mail: zhang180628@163.com.
赵 兵* (通信作者), 男, 1982 年生, 副教授. 研究方向为装配工艺基础理论、数字化与智能化制造. E-mail: zzipwe@126.com.
- 本文引用格式:**
张申, 梁嘉炜, 吴动波, 等. 航空发动机精锻叶片榫头加工夹具设计[J]. 中国机械工程, 2025, 36(4):703-714.
ZHANG Shen, LIANG Jiawei, WU Dongbo, et al. Design of Jig and Fixture for Machining Precision Forged Blade Tenons of Aeroengine[J]. China Mechanical Engineering, 2025, 36(4):703-714.
-
- (上接第 702 页)
- [11] XU J, GENG Z, SUN Y, et al. Generating Gouge-free Tool Paths for Ball-end Cutter CNC Milling of Cloud of Point by Projecting Guide Curves[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 102(5/8):1193-1204.
- [12] LIU Y, XIA S, QIAN X. Direct Numerical Control (NC) Path Generation: from Discrete Points to Continuous Spline Paths[J]. Journal of Computing and Information Science in Engineering, 2012, 12(3):12-15.
- [13] XU J, XU L, SUN Y, et al. A Method of Generating Spiral Tool Path for Direct Three-axis Computer Numerical Control Machining of Measured Cloud of Point[J]. Journal of Computing and Information Science in Engineering, 2019, 19(4):10-13.
- [14] 尹业熙, 秦衡峰, 周后明. 基于定向距离理论的五轴加工刀具轨迹规划算法[J]. 中国机械工程, 2017, 28(22):2681-2688.
YIN Yexi, QIN Hengfeng, ZHOU Houming. Tool Path Planning Algorithm for 5-Axis Machining Based on Directional Distance Theory[J]. China Mechanical Engineering, 2017, 28(22):2681-2688.
- [15] 耿聪, 于东, 张晓辉. 五轴联动数控加工中的刀具轨迹控制算法[J]. 中国机械工程, 2010, 21(24):2904-2909.
GENG Cong, YU Dong, ZHANG Xiaohui. Tool Trajectory Control Algorithm in Five-axis CNC Machining [J]. China Mechanical Engineering, 2010, 21(24):2904-2909. (编辑 袁兴玲)
-
- 作者简介:** 吴江盛, 男, 1998 年生, 硕士研究生. 研究方向为复杂曲面测量加工一体化. E-mail: Wujiangsheng@mail.dlut.edu.cn.
柴兴亮* (通信作者), 男, 1995 年生, 博士研究生. 研究方向为测量加工一体化、薄壁件变形补偿、低应力制造、数字化加工. E-mail: chaixingliang@mail.dlut.edu.cn.
- 本文引用格式:**
吴江盛, 柴兴亮, 薄其乐, 等. 基于离散点云构造径向线的螺旋加工轨迹规划方法[J]. 中国机械工程, 2025, 36(4):697-702.
WU Jiangsheng, CHAI Xingliang, BO Qile, et al. Spiral Machining Trajectory Planning Method Based on Discrete Point Cloud Construction of Radial Lines[J]. China Mechanical Engineering, 2025, 36(4):697-702.