

航空发动机叶片矩形阵列磨削加工技术

陈志同¹, 张云¹, 刘瑞松¹, 石竖鯤², 姜绍西², 李深亮², 金秀杰²

(1. 北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京 100191;

2. 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 210100)

[摘要] 航空发动机高压压气机叶片弯扭严重、进排气边小、材料加工难度大、精度要求高, 采用常规锻造、辊轧、铣削、电解加工方法极难在高效率、低成本的前提下保证其几何精度和表面质量。而常规多轴联动磨削效率过低, 且面临复杂的加工残余应力变形问题。因此, 利用反向分段残余应力加工控制方法与研制的矩形阵列磨削机床相结合成功实现了多个型号叶片的多主轴同步磨削加工。其中, 利用分段方法实现了工件的局部刚性化, 等效减小了本段材料的加工变形, 利用反向加工顺序消除了本段微小残余应力变形对其他各段的位置移动和误差放大, 解决了柔性体局部材料加工过程定位基准的变位问题, 使加工残余应力变形的影响减少至接近于零。所加工出的叶片线轮廓度和面轮廓度分别达到 $30\mu\text{m}$ 和 $40\mu\text{m}$ 以内, 采用 4 主轴机床后磨削效率较此前单主轴机床的提高近 4 倍, 该方法可以大幅度降低叶片加工成本, 并为采用更多主轴机床矩形阵列加工奠定了基础。

关键词: 薄壁叶片; 复杂型面; 残余应力; 磨削工艺; 阵列加工

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2018.09.034



陈志同

博士、教授、博士生导师, 主要研究方向为先进数控加工技术与装备、机床机构学、共轭几何学、制造经济学和加工表面科学, 提出并联合航空发动机企业、机床制造企业共同研究航空发动机叶轮、叶片数控磨削抛光工艺与机床。

压气机叶片是航空发动机内的关键零件, 其加工精度对整机性能有着重要影响。而随着新型设计理念向着薄壁化、大弯掠、复杂化方向发展, 高温合金等难加工材料叶片的加工难度急剧上升。一方面, 当叶片型面极薄、进排气边圆弧半径达到 0.2mm 以内时, 数控加工过程中存在复杂且严重的残余应力变形, 且变形原理的多样性和变形过程的复杂性使得变形控制成为数控加工中最难解决的技术难题之一, 极大程度地限制了我国先进型号的研制与列装进程。另一方面, 国内叶片的制造方法众多, 如数控加工、精密锻造、精密铸造、电解加工等, 在各型号生产中皆发挥重要的作用, 但在成本、效率等方面的发展需求极为迫切。20 世纪 80 年代美国政府工作报告中率先

披露整体叶盘的 CBN 砂轮数控磨削技术^[1], 随后众多机床生产商(美国 Huffman、德国 HAAS、Blohm) 研制出五轴磨削机床用于高精度叶片的加工。而近几年来, 中国作为超硬磨料的主要生产国, 磨料成本较低, 而高速主轴的快速发展使得小尺寸超硬磨料磨具在复杂型面叶片加工成为可能^[2], 且国产五轴机床的价格仅为进口设备的 $1/3$ 以下, 因此, 叶片的超硬磨料数控磨削加工不失为一条合理的技术路线。

多主轴阵列磨削加工工艺系统

针对余量较小的压气机叶片, 多主轴阵列磨削工艺系统主要由多主轴矩形阵列磨削机床与超硬磨料磨具组成, 并配置快换工装进行高精度装夹, 重点解决薄壁件变形、加工效

率及经济性难题。其中,随着数控机床高速主轴的发展,小尺寸超硬磨料磨具的线速度也可满足难加工材料磨削要求。从而利用该工具对航空发动机叶片全型面进行高速磨削加工^[1],发挥磨料颗粒多、磨削过程连续、微量去除能力等优势,大幅度降低加工过程中的切削力。如图1(a)^[2]所示,本文选用小尺寸电镀 CBN 圆环面砂轮(环心圆直径 $D=16\sim 21.5\text{mm}$,圆环半径 $r=1.5\text{mm}$)开展叶片加工试验。加工过程中,圆环面砂轮的俯仰角 λ_L 取值在 90° 左右,线速度 v_s 、进给速度 v_f 情形如图1(b)^[2]所示。

德国 CHIRON 公司^[4]所研制的多主轴铣削机床采用直线排列方式,本文将线阵机床结构拓展成矩阵机床结构,在同样机床空间下主轴数量可以从 $n \rightarrow n \times n$,采用直线运动转换成无间隙摆动的方式解决了 B 轴的同步摆动问题^[5],同时利用多个减速器的输入输出轴增加互联齿轮相互消除的方法在小空间中研制重复定位精度达到 1s 的矩形阵列无间隙转台^[6]。研制的 4 主轴矩形阵列磨削机床如图 2(a)、(b)所示,分别具备 4 轴/5 轴联动功能,配置 4 支 60000r/min 高速磨削主轴,各直线轴与转动轴的定位精度/重复定位精度可达到 $0.005\text{mm}/0.003\text{mm}$ 。

在此工艺系统内,分别以难加工材料典型弯扭叶片、薄壁叶片及弯掠叶片为对象,验证反向分段残余应力加工变形控制方法的有效性。然后凭借圆环面砂轮柄部直径远小于环面直径的特点实现了弯掠叶片的 3 轴磨削,大大简化机床结构,并将该工艺用于该型号叶片的 4 主轴矩形阵列同步磨削过程,并验证阵列机床精度保持性。

反向分段残余应力加工变形控制方法

在可靠稳定的磨削工艺系统的情况下,薄壁件在精加工阶段容易产

生多种类型的加工变形,众多学者开展了有效的研究工作,包括通过变形预测与误差补偿^[7]、优化装夹方式与增加辅助工装^[8]、工艺及加工参数优化^[9]等。但在机加参数得到充分优化的前提下,复杂曲面类薄壁件加工过程中所释放的内应力和所产生的切削残余应力分布、大小和变化规律极难掌握^[10],相应的变形控制问题极为棘手。为此,从优化机械加工工艺过程的角度出发,验证薄壁件反向分段加工变形控制方法^[11],从而消除残余应力加工变形的影响,使叶片的加工精度获得显著的提高。

1 反向分段变形控制方法

传统的工艺方法是将薄壁件加

工划分为多道工序,每道工序间对残余应力变形进行释放,最大程度地消除其影响。其中,在最为重要的精加工工序内,通常采用正向加工方法,即走刀由工艺刚度较差区域开始,凭借阶梯形加工方法或双侧交错型加工方法抑制弹性让刀变形。但由于残余应力变形的存在,后加工部分产生的变形会使先加工的部位发生弯曲和扭转,最终形成较大的加工误差。因此,急需找到一种能够完全消除残余应力变形影响的工艺方法。

如图 3 所示,本文所述的反向分段加工方法具体过程是:将叶片以一端立式安装在夹具上以便进行悬臂加工,根据叶片长度将加工过程分成若

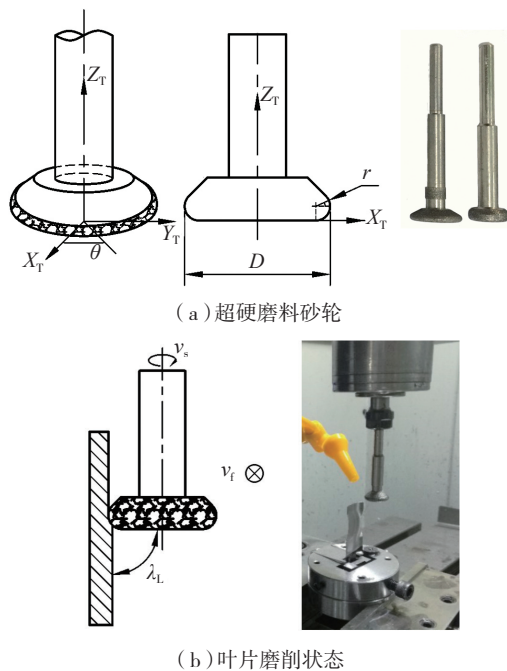
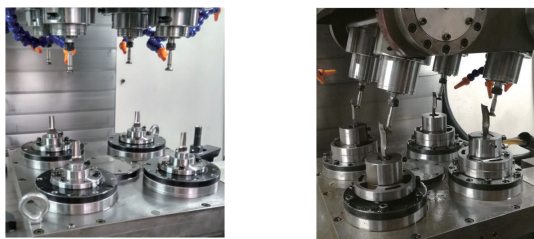


图1 超硬磨料砂轮及磨削工况

Fig.1 Super-abrasive grinding wheel & grinding process



(a) 4 主轴矩形阵列磨削机床
(4 轴联动)

(b) 4 主轴矩形阵列磨削机床
(5 轴联动)

图2 4 主轴矩形阵列磨削机床

Fig.2 Four-spindle rectangular array grinding machine

干段(通常为2段,图3示意为3段),先加工最下面的段,加工完成后利用低熔点合金加固,然后加工中间段,如法炮制,最后加工最上面的段。该方法通过分段减小每一段的变形长度来提高本段的刚度,虽然下段先加工的行也会使叶片上段的材料发生移动,但是只要有足够的余量,叶片上段的部分在后续的加工过程中可以被加工到正确的几何位置和形状。

2 反向分段变形控制方法试验验证

采用超硬磨料电镀圆环面砂轮将反向分段变形控制方法用于直纹面试件(悬长 82mm,弦宽 25mm,厚度 1.8 mm 的直纹面叶片)进行原理验证,砂轮线速度、进给速度依前期试验确定。测量如图 4 (a) 所示 4 条测量线 1、2、3、4,得到中弧面上 L_1 、 L_2 线加工误差总体在 $[-0.005\text{mm}, +0.003\text{mm}]$ 内(图 4 (b)),其弯曲误差、相对扭转误差接近于零,且下段与上段间接刀区域误差波动不超过 0.005mm,无明显接刀痕。

在此基础上,将反向分段变形控制方法应用于两种型号复杂型面叶片的精加工。其中,如图 5 (a) 所示叶片为典型弯扭叶片,材料为 GH4169,型面尺寸约为 $27\text{mm} \times 42.5\text{mm}$,叶尖型面最大厚度 0.68mm、边缘最小圆弧半径 0.09mm,工艺刚度较差,采用双端夹持或正向悬臂加工时,型面始终超差,甚至出现颤振现象。结合前期工艺试验经验,将该叶片精加工分为上下两段,采用超硬磨料电镀圆环面砂轮,砂轮线速度、进给速度等依前期试验确定。对 $Z=6\text{mm}/24.5\text{mm}/42.5\text{mm}$ 3 个截面检测,如图 5 (b) 所示,误差评估时采用 $Z=6\text{mm}$ 截面内旋转平移量为定位基准,则叶身面轮廓度误差 $\leq 0.023\text{mm}$,最大位置度误差与最大扭转角接近于零。

如图 6 (a) 所示为另一典型薄壁叶片,其具有更小的进排气边圆弧半径 ($R=0.06\text{mm}$),长宽比

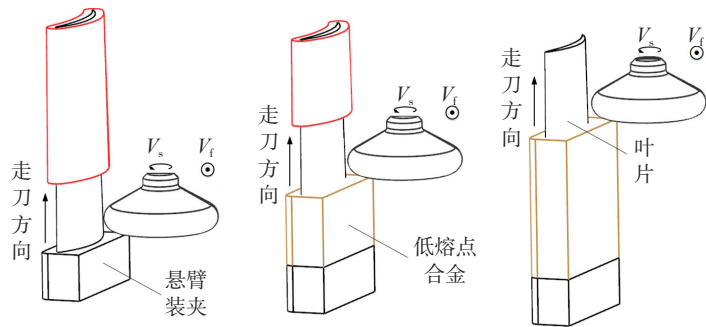


图3 反向加工变形控制方法示意图

Fig.3 Reverse segmented machining method for controlling residual stress deformation

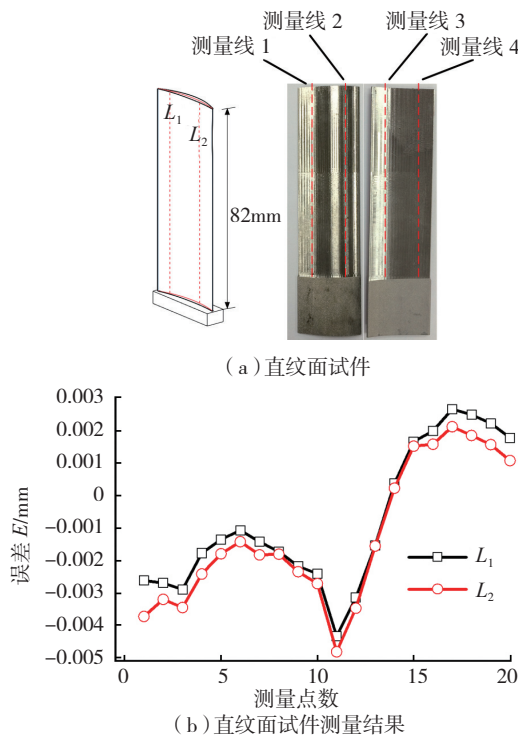


图4 直纹面叶片反向分段磨削效果及测量结果

Fig.4 Result of reverse segmented machining of the ruled surface part

(50mm/18mm)更大造成工艺刚性更差,常规加工变形较大,将该叶片分为两段先后进行反向分段磨削加工,采用超硬磨料电镀圆环面砂轮,砂轮线速度、进给速度等依前期试验确定。对 $Z=1\text{mm}/26\text{mm}/50\text{mm}$ 3 个截面检测,如图 6 (b) 所示,误差评估时采用 $Z=1\text{mm}$ 截面内旋转平移量为定位基准,则叶身面轮廓度误差 $\leq 0.034\text{mm}$,最大位置度误差与最大扭转角接近于零。

上述两个几何特征叶片的反向分段加工测量结果表明该方法在高精度叶片中具有明显优势,尤其在残

余应力变形控制领域。而在此基础上,采用多主轴阵列磨削加工工艺系统进行高效率加工。

复杂型面叶片阵列磨削加工

1 3轴磨削复杂型面叶片

对于中小尺寸规格叶片,提出组合母线砂轮结构^[12],并充分发挥其中圆环面砂轮法线的丰富变化降低对机床运动轴数的要求,将叶片以缘板水平放置,利用 3 轴数控机床实现复杂弯扭结构特征叶片的精加工。如图 7 (a) 所示叶片为高温合金材料薄壁件,具有极为复杂的弯掠

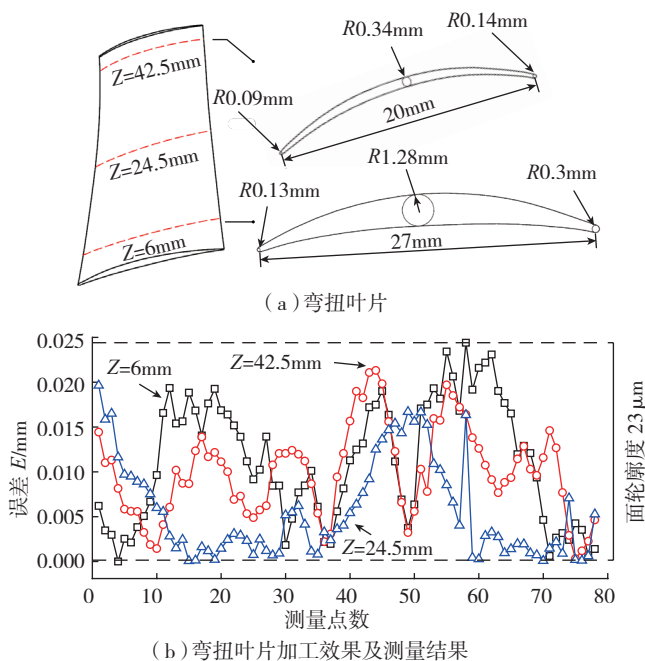


图5 弯扭叶片反向分段磨削效果及测量结果

Fig.5 Result of reverse segmented machining of the compound twisted-bowed blade

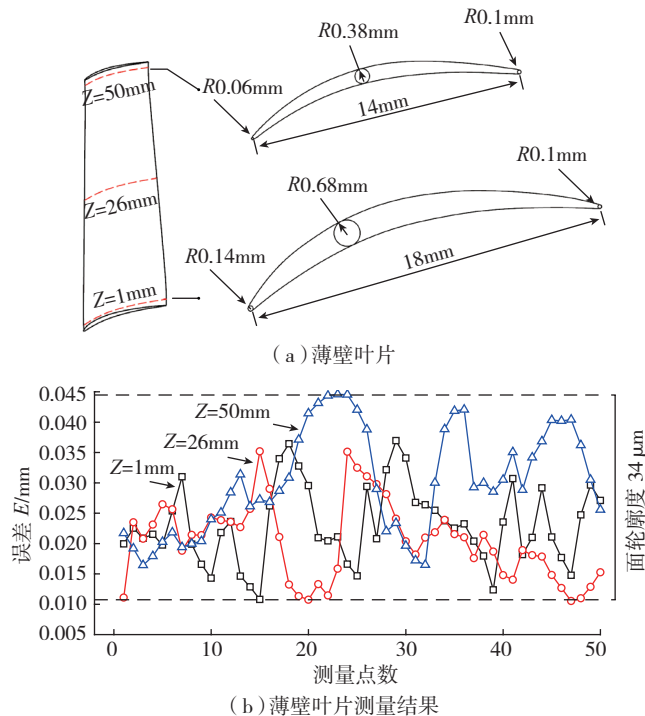


图6 薄壁叶片反向分段变形控制方法应用

Fig.6 Result of reverse segmented machining of thin walled blade

特征,部分区域曲率变化极大,且存在正负变化,尤其在型面褶皱处加工难度极大。选用超硬磨料电镀圆环面砂轮,3轴磨削加工工艺与反向分段变形控制方法进行加工,砂轮线速度,进给速度等依前期试验确定。对

Z=4mm/12mm/30mm/48mm/52mm 截面进行测量,图 7 (b)表明叶型面轮廓 $\leq 0.026\text{mm}$,仅为设计公差的 1/5。

而对于具有两端都带有榫头或叶冠等结构的双端带冠叶片,提出双向倒立磨削加工方法^[13],通过在以

上 3 轴装夹方式上增加旋转轴,当叶片下端榫头倒立朝上时,利用磨削加工方法同时加工叶身的一部分和榫头或外端附近的叶身区域,然后旋转 180° 使叶冠或内端朝上,此时可对叶冠或内端和靠近内端的叶身部位进行加工。

2 叶片阵列磨削技术

采用如图 2 所示的 2×2 主轴矩形阵列磨削机床进行图 7 所示叶片的阵列加工。从批量叶片中抽取 3 组共计 12 件叶片进行测量,其中 Z=12mm/30mm/48mm 截面测量结果如图 8 所示,相同 Z 值截面线轮廓度稳定控制在 0.026mm/0.032mm/0.034mm 范围内,表明阵列磨削加工工艺系统可稳定实现 4 件叶片的阵列磨削加工。

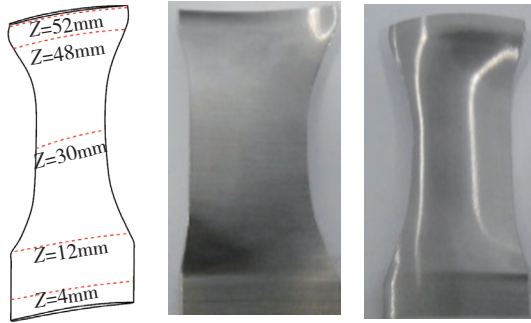
为进一步验证阵列磨削加工后各叶片的一致性,选择 2 组各 4 件叶片的关键位置公差指标——相对扭转 ΔR 、相对平移 $\Delta X \Delta Y$ 、弦长偏差 ΔL 进行验证。2 组 -8 件叶片检测结果如图 9 所示,结果显示 ΔR 最大差异约为 0.021°、 ΔX 最大差异约为 0.008 mm、 ΔY 最大差异约为 0.013mm、 ΔL 弦长最大差异约为 0.013mm。

结论

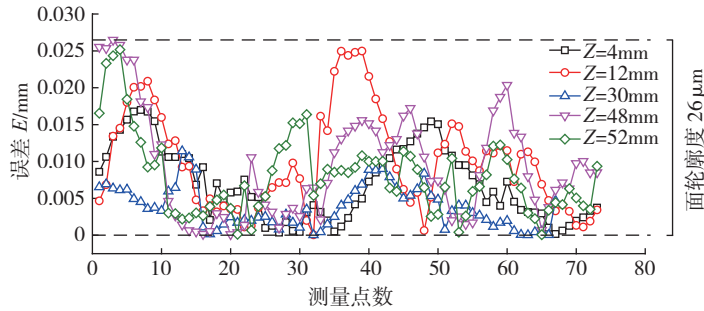
本文分析了残余应力对薄壁工件变形的影响,详述了叶片精加工时所采用的反向分段加工变形控制方法,随后在多主轴阵列磨削加工工艺系统上进行了多个典型薄壁叶片的批量验证,并成倍提高了叶片磨削的效率。研究表明:

(1) 详述了叶片精加工时所采用的反向分段加工变形控制方法,避开直接通过测量和控制残余应力大小来预测和控制加工变形大小的困难,使小尺寸规格叶片加工精度达到 30 μm 以内,弯曲与扭转变形误差降低约一个量级;

(2) 搭建了多主轴阵列磨削加工工艺系统,实现了重要型号叶片的同

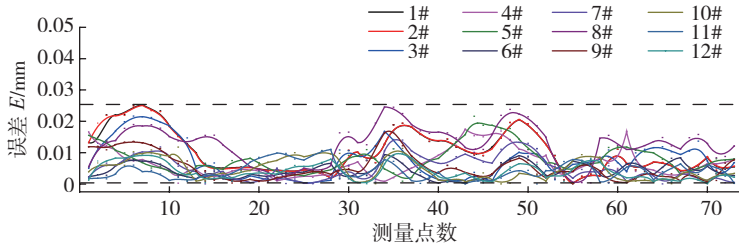


(a) 弯掠叶片及3轴联动磨削效果

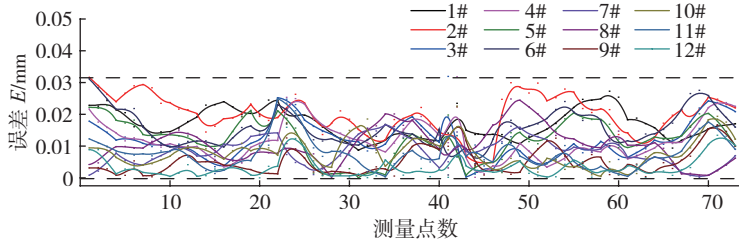


(b) 3轴联动磨削复杂叶片精度检测结果

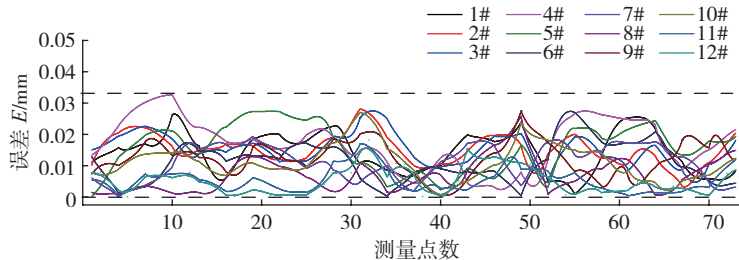
图7 弯掠叶片3轴磨削加工(反向分段变形控制方法)
Fig.7 3-axis CNC grinding of complex blade
(reverse segmented machining method)



(a) 线轮廓度 26 μm



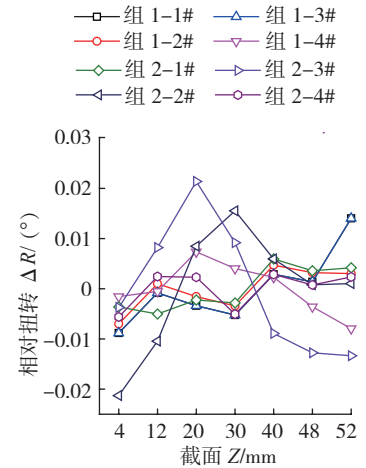
(b) 线轮廓度 32 μm



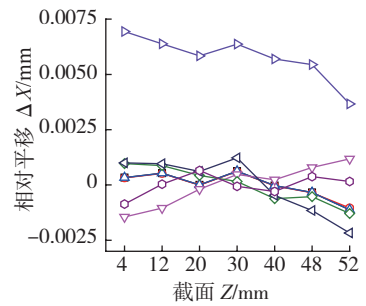
(c) 线轮廓度 34 μm

图8 4组-12件阵列磨削加工叶片测量统计结果

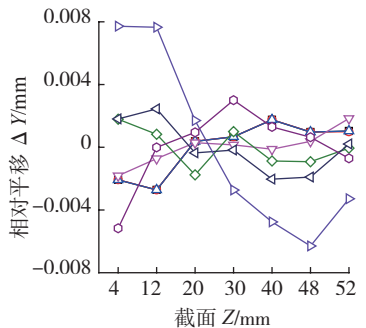
Fig.8 Statistical result of rectangular array grinding of 4 group/12 complex blades



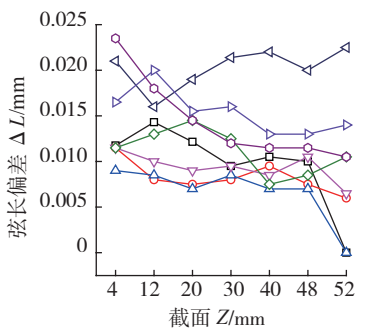
(a) 2组-8件叶片的ΔR指标分析



(b) 2组-8件叶片的ΔX指标分析



(c) 2组-8件叶片的ΔY指标分析



(d) 2组-8件叶片的弦长指标分析

图9 2组-8件阵列磨削加工叶片的4项指标分析

Fig.9 Statistical analysis of four items of 2 group/8 blades

步高效率高精度加工,测量结果表明阵列加工叶片形位精度一致性极好,均达到设计公差的10%~20%以内;

(3)利用复杂母线超硬磨料砂轮实现了大弯扭叶片的全型面3轴磨削,大幅度降低了机床成本。

参考文献

[1] GE. Impeller finishing process development[R]. General Electric Aircraft Engine Company, 1979.

[2] 孟凡军. 整体叶盘叶片型面数控精密磨削加工技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2015.

MENG Fanjun. Study on the precision grinding technology for the CNC machining of blade surface of blisk[D]. Beijing: Beihang University, 2015.

[3] 马爽. 高温合金和钛合金叶片材料的磨削表面完整性研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2015.

MA Shuang. Research of grinding surface integrity on GH4169 and titanium of aero-engine blade[D]. Beijing: Beihang University, 2015.

[4] CHIRON. The Multi-spindle machining [EB/OL]. [2018-04-02]. <https://chiron.de/cn/products/technology/multi-spindle-machining>.

[5] 陈志同,陈胜林.一种矩形阵列同步

摆动机构及基于该机构的多轴联动加工机床:201410004979.X [P]. 2016-01-15.

CHEN Zhitong, CHEN Shenglin. A rectangular array synchronous oscillating mechanism and a multi axis machine tool based on the mechanism: 201410004979.X [P]. 2016-01-15.

[6] 陈志同,徐志雄,张黎明,等.一种双减速器相互消隙无回差传动装置:201710762347.3 [P]. 2017-08-30.

CHEN Zhitong, XU Zhixiong, ZHANG Liming, et al. A kind of double decelerator mutual clearance and no return difference transmission device: 201710762347.3 [P]. 2017-08-30.

[7] WANG M H, SUN Y. Error prediction and compensation based on interference-free tool paths in blade milling[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 71(5): 1309-1318.

[8] LU C, ZHAO H W. Fixture layout optimization for deform-able sheet metal workpiece[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 78(1): 85-98.

[9] 单晨伟,赵颖,刘维伟,等.一种薄壁悬臂叶片数控加工非均匀余量刚度补偿方法[J].航空学报,2013,34(3):686-693.

SHAN Chenwei, ZHAO Ying, LIU Weiwei, et al. A nonuniform offset surface rigidity compensation strategy in numerical controlled machining of thin-walled cantilever blades[J]. Acta Aeronautica et

Astronautica Sinica, 2013, 34(3): 686-693.

[10] DING W, ZHANG L, LI Z, et al. Review on grinding-induced residual stresses in metallic materials[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 88: 9-12.

[11] 陈志同,于建华,宁涛,等.一种弱刚性工件反向分段加工方法及装置:2015102820781 [P]. 2017-05-04.

CHEN Zhitong, YU Jianhua, NING Tao, et al. A reverse piecewise processing method and device for weak rigid workpiece: 2015102820781 [P]. 2017-05-04.

[12] 陈志同,陈贵林,张云,等.一种适合叶片全型面磨削的组合母线砂轮:201510239081.5 [P]. 2015-05-12.

CHEN Zhitong, CHEN Guilin, ZHANG Yun, et al. A combined busbar grinding wheel suitable for full blade surface grinding: 201510239081.5 [P]. 2015-05-12.

[13] 陈志同,罗杨,宁涛,等.一种双端带冠叶片全型面双向倒立磨削加工方法:201510229345.9 [P]. 2015-05-07.

CHEN Zhitong, LUO Yang, NING Tao, et al. A double side inverted grinding method for the full surface of a double end crown blade: 201510229345.9 [P]. 2015-05-07.

通讯作者:陈志同, E-mail: ztchen@buaa.edu.cn.

Rectangular Array Grinding Process of Aero-Engine Blade With Complex Surface

CHEN Zhitong¹, ZHANG Yun¹, LIU Ruisong¹, SHI Shukun², JIANG Shaoxi², LI Shenliang², JIN Xiujie²

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. AECC Shenyang Liming Aero Engine (Group) Co., Ltd., Shenyang 210100, China)

[ABSTRACT] The high-pressure compressor blade of aero-engine possesses compound twisted and bowed surface, small leading/trailing edge radius, difficult-to-machine material, strict design tolerance. It's difficult to control the blade precision and surface quality with conventional forging, rolling, milling, electrochemical machining under the premise of low cost and high efficiency. Moreover, the conventional multi-axis CNC grinding suffers low efficiency and complex residual stress deformation. Therefore, this paper implements multi-spindle synchronous high-precision grinding of aero-engine blade with the reverse segmented machining method and rectangular array machine tool. By the rigidity improvement and reverse machining sequences of each segmenting part, the proposed method can ensure the datum superposition principle in the removal of flexible part local material and control the residual stress deformation perfectly. The line/surface profile error of some typical blades are fluctuant in the range of 30 μ m/40 μ m, the machining efficiency is improved by nearly 4 times. These results can not only reduce manufacturing costs of aero-engine blade greatly, but also establish the foundation for rectangular array machine tool with more spindles extension.

Keywords: Thin-walled blade; Complex surface; Residual stress; Grinding process; Array grinding

(责编 大漠)