

粉末冶金涡轮盘精密加工技术 研究现状*

于建华^{1,2}, 张渝¹

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;

2. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240)

[摘要] 先进航空发动机涡轮盘的结构集成化和粉末冶金成形方式的采用给机械加工带来了新的挑战, 难加工特征多、材料切削效率低、加工表面质量不易保证、加工易变形等问题十分突出。为此, 国内外研究者提出了很多加工涡轮盘的方法。在深入分析涡轮盘结构和粉末冶金材料切削性能的基础上, 阐述了涡轮盘关键特征的加工难点及对应的加工方法, 并对加工表面完整性控制做了详细分析。同时, 结合目前机床和磨削技术进展、涡轮盘的新结构和粉末冶金材料带来的加工难点, 总结了粉末冶金涡轮盘加工刀具选用原则, 并指出电加工开粗+超硬磨料磨削组合加工的方式是实现粉末涡轮盘榫槽低成本精密高效加工的有效方法之一。

关键词: 涡轮盘; 粉末高温合金; 切削加工; 表面完整性; 磨削

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.15.028



于建华

高级工程师, 上海交通大学机械与动力工程学院博士后, 主要研究方向为航空发动机关键部件先进制造工艺, 航空零件长寿命制造及加工表面完整性控制技术。承担国家科技重大专项(04专项)、两机专项等多项课题。

粉末涡轮盘的制造技术是先进航空发动机的重要标志, 既是目前航空发动机热端部件的明显需求, 也是将来更为先进的航空发动机的潜在需求, 应用前景广泛^[1]。尤其是大涵道比涡扇发动机高压涡轮盘是大型客机发动机的关键热端部件, 尺寸大、工况恶劣、盘心到盘缘的温度梯度大、转速高、受力复杂, 因此要求涡轮盘材料具有良好的综合性能, 在高温环境下有尽可能高的低周疲劳性能和抗裂纹扩展性能。空客 A380 的发动机、美国及欧洲国家现役最先进的军用发动机都采用了粉末高温合金涡轮盘。粉末合金具有组织均匀、宏观偏析少、晶粒细小均匀、合金化程度高、屈服强度高优点, 力学性能优异、高温疲劳性能好^[2], 使用温度范

围可达 650~850℃, 广泛成为国内外航空发动机高温高性能盘的首选材料, 而且在 GE、Rolls-Royce、Pratt & Whitney 等欧美大客发动机上得到成熟应用。国内外粉末高温合金的牌号较多, 目前应用较多的粉末合金被划为 3 代: 第 1 代高强型粉末高温合金, 如 René95(美国)、EP741N4(俄罗斯)、FGH95(中国); 第 2 代损伤容限型合金, 如 René88DT、N18(法国)、FGH96 和 FGH97(中国); 第 3 代高强损伤容限型合金, 如 René104(美国)、RR1000(英国)^[3]、N19(法国)、FGH98 和 FGH99(中国)。粉末高温合金强度高、导热性差, 导致其切削难度系数远远高于普通结构钢, 切削效率低。而且粉末冶金高温合金对应变速率非常敏感, 在高应变速率加工极易出现裂纹缺陷, 粉末冶金涡轮盘相较于同类锻件的加工性差^[4]。近年来, 双性能涡轮盘因为具

* 基金项目: 国家科技重大专项(2018ZX04005001)。

有轮缘和轮毂部位不同显微组织的双组织、双性能,可以保证盘心部位承受低温高应力、而边缘部位承受高温低应力,完全符合高性能发动机的工况要求被得到推广应用^[5]。美国 Pratt & Whitney 制造出来的双性能粉末涡轮盘已被装配在第4代战斗机 F22 的 F119 发动机上^[6]。但是对于双性能涡轮盘在切削加工方面的研究尚未见应用的报道。

粉末冶金涡轮盘毛坯成本高,机械加工作为最后成形工序,一旦超差严重将会导致零件报废。粉末冶金工艺制备的涡轮盘毛坯属于近净成形零件,其切削去除材料量相较于传统锻铸工艺要小得多。但是对于涡轮盘的榫槽、轮缘、安装止口等仍然需要机械加工完成,面临着加工变形问题突出、加工效率极低、表面完整性不易保证等重要难题。粉末冶金材料对应变速率非常敏感,在高应变速率条件下加工容易出现裂纹。因此,粉末涡轮盘加工中应该重点关注加工效率的提升、加工精度的保证及加工缺陷的检测。

近年来,随着复合加工技术、高速磨削技术、电加工技术的不断进步和刀具制造水平的不断提高,涡轮盘的加工技术有了大幅度的提升,尤其对于粉末冶金高温合金这种难加工材料,磨削是精加工阶段保证加工表面质量和关键尺寸精度的首选方式^[7-8]。榫槽加工传统的加工方式是拉削,近年来成形铣削、精密线切割等新的加工工艺也逐渐应用到实际生产。从过多依赖经验水平的加工转向车铣、车磨复合加工、在线检测自动补偿加工、各类边缘自动成形和光整加工等自动化、精准化、智能化的方向推进和发展,而且越来越重视长寿命制造的问题。因此,深入研究粉末高温合金涡轮盘的加工工艺,发展加工表面完整性检测及控制方法,对确保航空发动机的高性能和长寿命具有重要意义。

涡轮盘结构及主要加工难点

涡轮盘结构复杂,需要加工的位置多、精度要求高,而且粉末冶金材料属于极难加工材料,加工工序长且复杂、可选刀具少且损耗快、加工效率低、加工变形问题突出。

如图1所示,因新一代大涵道比涡扇发动机高推重比和减重的要求,设计为轮盘直径更大、集成度更高的双翼安装边结构,安装边与辐板形成大深度半封闭的薄壁鼓筒型腔,整体结构极为复杂,而且表面质量要求高。特别是安装边与轮盘辐板形成半封闭深型腔,加工开敞性极差,且为薄壁结构,刚性差、加工变形严重。榫槽边缘、辐板、两侧安装边外圆及端面、型腔内表面表面粗糙度要求均为 $R_a 0.8 \mu\text{m}$,开敞性差导致粗糙度不易保证。涡轮盘的应力及寿命分析表明,涡轮盘轮缘与盘身转角处^[9]、

辐板与盘身过渡圆角处、榫槽螺栓孔、安装边螺栓孔、盘心孔为寿命薄弱部位^[10],在加工过程中应该控制其表面完整性。

新一代涡轮盘为了提高轮盘寿命,采用多圆弧转接方法改进轮缘和辐板(如图2视图Ⅲ)等关键部位的设计方案,降低应力^[11]。这些多圆弧转角大多在型腔内,加工可达性差且表面质量要求高,因此对加工机床要求高,迫切需要新的加工方式。如图2主视图所示^[10],涡轮盘安装边和辐板连接 R、榫槽、各类连接螺栓孔、通气孔、均压孔等部位是典型结构应力集中部位^[12]。同时,榫槽拉削、盘身轮缘、辐板和型腔车削也会造成加工部位的微观应力集中^[13]。此外,涡轮盘在切削加工过程中极易变形,除了结构弱刚性之外,材料内部的应力状态和加工应力等因素也有重要影响。中国航发沈阳发动机设计研

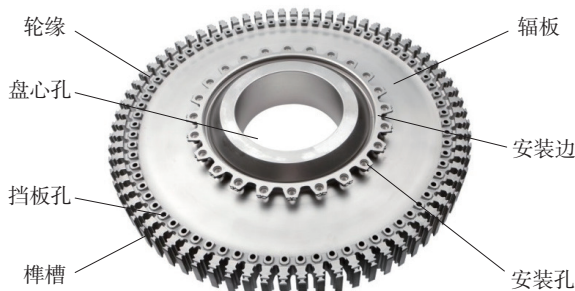


图1 涡轮盘结构

Fig.1 Structure of turbine disk

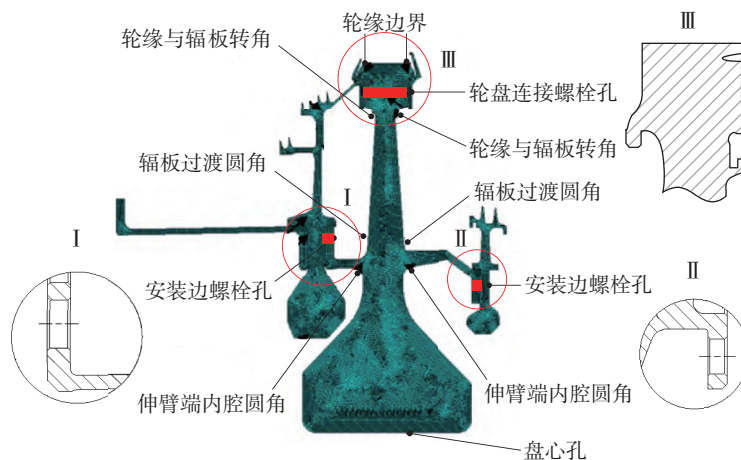


图2 涡轮盘应力集中位置和难加工位置示意图

Fig.2 Schematic diagram of stress concentration positions and difficult-processing areas

究所在某型号发动机研制中就发现FGH97 涡轮盘在切削加工中,榫槽侧面缘板跳动及安装边止口定位尺寸变形超差问题严重。总之,涡轮盘作为发动机的核心高温转子承力件,尺寸精度要求高,技术条件要求严格。

涡轮盘新材料的切削性能

粉末高温合金导热性差导致刀具接触面切削温度很高,进而出现刀具材料和工件材料焊接/粘连现象,材料的高硬度又导致刀具易产生弯曲变形,使得加工表面质量难以保证,而涡轮盘对加工表面质量要求却很高^[2]。粉末高温合金除了硬度高、导热性差,自身的夹杂物、热诱导孔和原始颗粒边界(PPB)^[14]也对涡轮盘的切削性能具有严重影响,粉末高温合金中存在大量的强化相和硬质点,易造成刀具的硬质点磨损,个别颗粒硬度会达到60HRC(基体整体硬度为35HRC)以上,会导致切削刃的严重硬质点磨损。此外,粉末冶金材料多孔性结构恶化了切削加工过程中刀尖的工作条件^[15],当切削到孔隙时,就变为断续切削,重复的小冲击导致切削刃刀口的微观疲劳,萌生裂纹并逐渐增长直至切削刃微崩;多孔性也使粉末冶金零件的导热性降低,导致切削刃温度很高,引起月牙洼磨损^[16]。另外,在切削加工过程中刀具材料中的Co、Ti元素容易引起刀具的黏结磨损。还有,粉末冶金过程中引入的不良夹杂物也会导致零件切削性能变差,造成严重的刀具磨损^[17]。综合以上特点,如何提高粉末冶金材料加工效率、加工表面质量是其研究重点。

目前广泛应用于粉末冶金涡轮盘加工的刀具材料主要是涂层硬质合金、CBN和陶瓷刀具,这些刀具材料都具有耐磨、耐刃口破裂和不产生积屑瘤的特性,并能获得较低的表面粗糙度^[18]。对硬质合金、CBN车削

FGH95粉末高温合金的切削性能进行了对比试验,发现用CBN刀具切削粉末高温合金的刀具磨损量小很多,采用YT类硬质合金切削路程1仅为3.6m刀具就严重磨损($v=15\text{m}/\text{min}$, $f=0.1\text{mm}/\text{r}$, $a_p=0.2\text{mm}$);采用CBN刀具1为3.6m时后刀面磨损仅为0.004mm,对工件尺寸几乎无影响($v=70\text{m}/\text{min}$, $f=0.1\text{mm}/\text{r}$, $a_p=0.2\text{mm}$)。王西彬等^[19]通过YT、YG硬质合金和陶瓷刀具的切削对比试验也得出陶瓷刀具比两种硬质合金刀具更适合镍基粉末高温合金的切削加工,进一步研究得出硬质合金刀具在10min左右就达到磨钝标准,而陶瓷刀具使用寿命是硬质合金刀具的3倍以上^[20]。

涡轮盘关键特征加工方法

1 涡轮盘辐板、轮缘、安装边及孔加工

根据应力和寿命计算结果,涡轮盘辐板与后封严臂转接处应力最为集中,是涡轮盘最容易萌生裂纹的部位之一。在旋转试验器上的低周疲劳试验显示,裂纹走向与加工刀痕一致^[21]。姜雪梅等^[22]采用轴向压紧减小装夹变形,然后通过分工序加工、试验得出较好的切削参数后固化工序,有效控制了加工变形。因为粉末冶金材料的高强度、高硬度、高温强度的特点,要求选择小的前角甚至负前角以提高刀尖强度,并且适当增大刀具后角,以减小后刀面磨损。而且必须合理选择刀具涂层材料来减小刀具磨损和黏刀现象^[23]。应力集中会严重弱化涡轮盘的疲劳性能,因此需要在加工中尽量减小应力集中现象。

美国新泽西州立大学的Arisoy等^[24]研究了不同切削速度、刀刃圆角半径和涂层参数下车削粉末高温合金时的表面质量,得出TiAlN涂层刀具切削速度可达24m/min,并且头口圆角半径可以比非涂层WC/Co

刀具更大,以提高刀具使用寿命。诺丁汉大学的Li等^[25]研究了RR1000粉末高温合金涡轮盘车削后的残余应力分布,发现圆形刀片切削表面拉应力高于菱形刀片,但菱形刀片磨损更快,非涂层刀具性能远远低于涂层刀具,不管是涂层刀具还是非涂层刀具,加工硬化层深度在50 μm 左右,一旦刀具破损将导致严重的塑性变形产生,硬化层深度甚至达到50 μm 。伦敦南岸大学的Ezugwu^[26]介绍了一种冷热混合车削加工高温合金的方法(图3),一边加热待加工表面,一边在刀具内部通冷却液,切削部位不浇切削液,可以将工件表面质量提高250%,刀具寿命延长30%~50%,在粉末涡轮盘车削加工中可以借鉴。

诺丁汉大学的Kwong等^[27]提出用钻削粗加工后插铣精加工修形的方式可以有效提高粉末合金零件孔加工的表面质量。Herbert等^[28]也研究了涡轮盘孔钻削加工后的表面完整性,得出表面白层的晶粒远远小于基体材料,并且硬度增加了45%,图4说明钻削后的表面硬化层不应该被忽视。

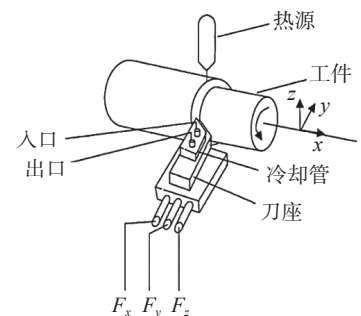


图3 冷热混合加工方法
Fig.3 Method of the hybrid machining process

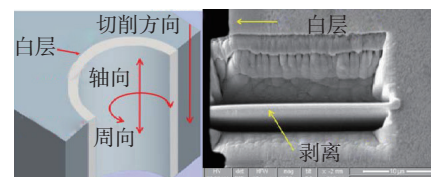


图4 粉末高温合金盘孔加工后表面变质层
Fig.4 Surface degenerating layer after machining the holes of turbine disk

研究结果显示,对于镍基粉末高温合金先粗加工底孔,后插铣精加工可以有效提高孔的表面完整性。

如图5^[7],可以通过车磨复合的方式加工盘心孔,砂轮直接安装在一个高刚性的高速电主轴上,线速度可达100m/s,并且工件可以在工作台上回转,回转速度可达2000r/min。

如图6将砂轮安装在多轴磨床上,通过砂轮主轴的运动实现超硬磨料砂轮点接触磨削,可以实现很小的磨削力并通过数控程序获得复杂的走刀轨迹,从而大幅扩展磨削的加工范围,实现对辐板等部位的点接触磨削,从而获得高精度的加工表面^[7,29]。当然,车磨加工的方式需要良好的冷却方式避免烧伤现象。采用内冷砂轮可以将冷却液实时精确浇注在磨削区域,确保车磨加工的工件表面完整性在可控范围内。

大涵道比涡扇发动机的涡轮盘采用了大量新结构,待加工特征种类和数量都很多,精度要求很高,除了榫槽和端齿外,其他特征主要以车铣复合加工为主,可以在一台加工设备上将主要型面车削、键槽花边铣削、定位孔与联接孔钻镗与攻丝等不同

加工工艺的加工工序一次完成,特别适合涡轮盘精加工阶段^[1]。在功率大、精度高、刚性好的车铣复合加工中心上加工可以减少涡轮盘定位装夹次数和找正时间,避免工序转换造成的误差积累,减少工装数量,缩短工艺流程,实现自动化和智能化加工,大幅提高零件加工精度和加工效率^[30]。

2 涡轮盘榫槽加工

根据相关资料统计,典型涡轮故障中,超过30%是由榫接结构断裂造成的,针对典型榫接关键参数对当量应力的灵敏度分析结果表明,榫接结构关键参数近净变化1%就会导致应力变化9%以上^[31],因此涡轮盘榫槽精度十分重要,关键配合面的尺寸超差将会导致发动机性能和寿命受到严重影响。如图7涡轮盘榫接结构的有限元分析显示,榫槽底面圆弧部位和榫槽二齿圆角部位承受径向力最大,因此,榫槽槽底圆弧的加

工表面完整性也应该被足够重视。

2.1 拉削

拉削是在航空发动机涡轮盘榫槽加工中最常用的方法之一,由于其多刃切削、一次成形、效率高的优点被广泛应用,如图8所示。由于榫槽尺寸精度及位置精度的不断提高,榫槽拉削已由传统的液压内拉削方式改进发展为数控高速侧拉削,近年来硬质合金拉刀也开始被应用。

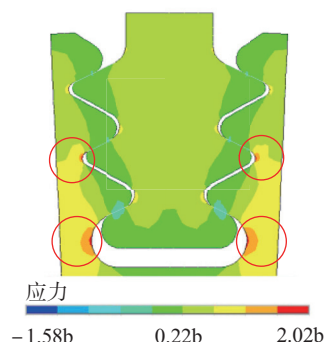


图7 涡轮盘榫槽径向应力分布
Fig.7 Radial stress distribution of the disk slot

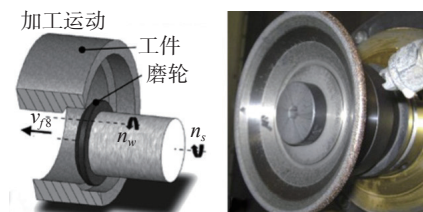


图5 车磨复合加工内孔原理

Fig.5 Principle of turn-grinding inner bore

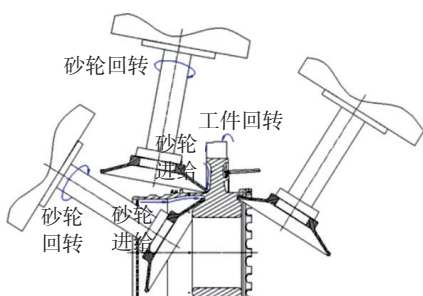
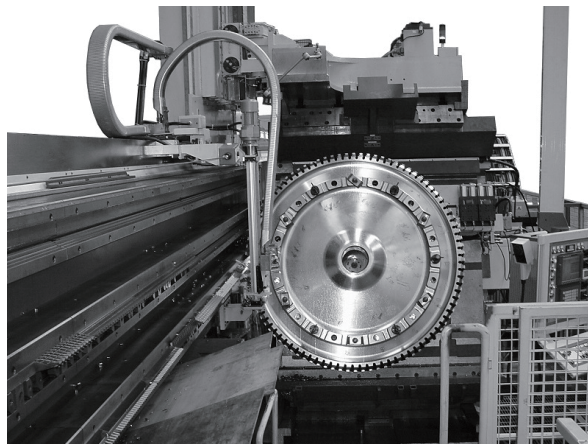
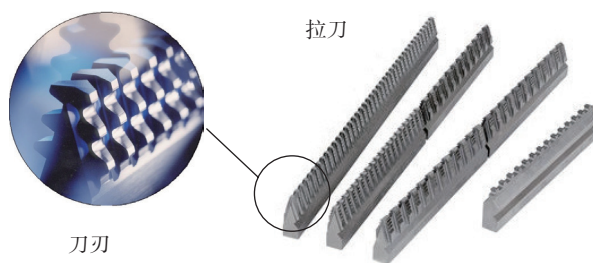


图6 车磨复合加工辐板原理

Fig.6 Turn-grinding of the radial plate



(a) 榫槽拉削加工过程



(b) 拉刀种类及拉刀

图8 榫槽拉削加工

Fig.8 Broaching of fir-tree slot

德国亚琛大学的 Vogel 等^[32]对比了高速钢拉刀、硬质合金拉刀的加工时间,采用硬质合金拉刀,加工效率可以提高一倍。但粉末冶金夹杂物的存在会导致涡轮盘拉削出现严重的事故,南方航空工业的张土军等^[33]研究了夹杂物在涡轮盘榫槽拉削中的力学行为,并通过分工序加工、加强刀具检查、研磨钝化刃口圆角的措施预防拉刀异常崩刃。诺丁汉大学的 Shi 等^[34]基于最小二乘向量机床建立了拉刀磨损状态监测系统,实时预测拉刀状态,有效避免了因刀具磨损造成的工件不合格现象。拉削圆角易磨损,榫槽圆角部位尺寸和表面质量不易保证。巴黎高等技术学院的 Chamanfar 等^[35]用高分辨扫描电镜和 X 光衍射测量了拉削榫槽表面和次表面的冶金和机械性能,结果显示,尽管拉削速度较低且有冷却液,但表面完整性影响区域还是分布较深,后续的喷丸需要引入较厚的影响层。

2.2 铣削

枞树形榫槽为阶梯内凹槽结构,采用球头刀数控加工的方式无法加工,只能采用成形铣刀铣削的方式加工。一般汽轮机转子盘榫槽就采用成形刀铣削加工或拉削而成(图 9)。但航空发动机涡轮盘榫槽尺寸较小,最窄的部位仅 4mm 左右,成形铣削切削力很大,铣刀刚性不足,因此很少采用整体成形铣削加工的方式。然而,近年来随着刀具材料的进步和大涵道比涡扇发动机的榫槽尺寸的增大,MTU 采用多把不同直径的铣刀交替铣削或水切割开粗后,再用成形铣刀精加工,进行榫槽加工试验^[36]。

2.3 电加工

拉削或成形铣削的方式存在刀具形状复杂、刚性小、易损耗,且刀具成本高、一致性控制难等问题。蒲一民^[37]研究了用慢走丝多次切割修复的工艺方法,并设计了相应的加工

工装。但是加工效率不够高,而且线切割带来的重铸层会严重影响涡轮盘的疲劳寿命。亚琛工业大学的 Welling 等^[38-39]通过开发多层包套镀镍线丝减小放电切割工艺重铸层的影响,提高了线切割加工高温合金榫槽的可行性。

近年来随着线切割精度、效率及系统控制技术的进步,线切割的效率和加工表面质量都有大幅度改善,用线切割加工枞树榫槽的研究越来越多^[40]。如图 10 所示 Soo 等^[41]用精密慢走丝线切割加工钛合金榫槽盘并评估了疲劳寿命,认为其加工质量与拉削加工相当。但是这些研究都没有充分考虑加工榫槽的时间,并且在航空发动机上尚未取得应用,由于线切割重铸层的存在,限制其主要用于粗加工阶段。

2.4 超硬磨料砂轮成形磨削

近年来,高刚性的多轴磨床性能大大提高,电镀金刚石超硬磨料砂轮的研制取得巨大进步,能够以超过 50000r/min 的转速稳定回转,保证了小直径的异形磨料砂轮可以获得理想的切触点线速度,如图 11 所示。

Rolls-Royce 公司的 Aspinwall 等^[42]用 CBN 异形砂轮加工出了两种镍基高温合金涡轮盘的榫槽,并且两项重要的国际专利也提出了类似的用全型面砂轮加工枞树形榫槽的方法^[43-44]。Aspinwall 等进一步研究了不同粒度号的金刚石电镀砂轮和 CBN 砂轮成形磨削榫槽的具体参数、砂轮磨损状况,磨削力和加工后的工件表面粗糙度,结果显示金刚石砂轮加工表面粗糙度可达 $2\mu\text{m}$,磨削去除量在 4000mm^3 内砂轮无明显磨损。尤为重要的是,超硬磨料磨粒砂轮的价格非常便宜,而且便于定制,每把定制砂轮在 200 元左右,如果大批量生产,几十块钱一把,比拉刀和铣刀的成本低上千倍,图 12 为用超硬磨料砂轮加工出的枞树形榫槽样件。

3 涡轮盘加工表面质量

发动机工作时,涡轮盘工作受到频繁交变载荷作用,极易造成疲劳失效,导致飞行事故发生,而涡轮盘失效引起的飞行事故一般是非常严重的大事故,常常造成机毁人亡。加工表面完整性对其寿命和失效形式有重要影响^[45]。表面粗糙度等形貌特征和表面变质层是评价表面完整性的重要指标,此外强化手段通过喷丸等方式引入一定深度压应力,进而增强零件的抗疲劳性^[35]。为



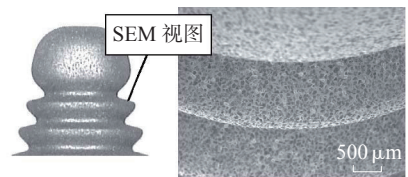
图9 榫槽铣削加工
Fig.9 Trochoidal milling of fir-tree slot



图10 线切割加工榫槽
Fig.10 WEDM of fir-tree root slot



(a) 超硬磨料磨粒砂轮种类



(b) 电镀金刚石砂轮的表面形貌

图11 超硬磨料砂轮及表面形貌
Fig.11 Electroplated superabrasive grinding wheels and SEM micrographs of grit distribution and wear

了控制涡轮盘表面质量,国外航空发动机 OEM (Original Equipment Manufacturer) 建立了严格的零件质量验收标准。根据零件的结构和工况,规定了零件在不同加工状态(粗加工、精加工、喷丸)的表面质量的检测方法和验收要求,并配有相应的验收图谱,对零件的表面划痕进行分类,提出了相应的修整要求。

3.1 表面形貌控制

航空发动机涡轮盘对于边缘质量的控制非常严格,有具体的形状精度、表面粗糙度、表面疲劳和美观要求,不允许有尖边和划痕。由于涡轮盘结构复杂、多封闭深腔、开敞性差,传统的方式是在普通车床上采用纱布条光整,通过手工抛光的方式控制表面形貌,粗糙度不易保证、质量不稳定、美观度差^[46]。近年来,振动光饰、数控自动倒角机、专用倒角铣刀与抛光刷被日渐采用,榫槽边缘自动成形和光整加工设备也被逐渐应用^[47-48]。此外,新开发出的枞树榫槽专用涡流传感器可以快速检测榫槽表面裂纹^[49],更为磨削榫槽的方式提供了检测保证(图 13)。黎阳公司采用自由磨具机械光整加工粉末冶金盘篦齿,正反交替运动,大大提高了加工效率,改善了表面质量,并且加工完后零件表面呈现压应力状态,有助于提高疲劳寿命^[50]。

3.2 表面变质层控制

切削加工表面变质层影响涡轮盘的物理力学性能,会引起表面残余应力分布、显微硬度和微观组织结构等表面完整性的改变。亚琛工业大学的 Klocke 等^[51]提供了用测量切削区域温度的手段关联切削参数与表面完整性的方法,通过涡轮盘榫槽拉削试验得出表面白层随着拉削速度的增加平稳变厚。山东大学刘战强等^[52-53]研究了不同切削速度对粉末高温合金 FGH95 已加工表面完整性的影响规律,认为在切削速度 >2000m/min 下 FGH95 的表面粗糙

度要大于 IN718,但表面白层厚度小于 IN718,并通过正交铣削试验的方法发现对于切削速度的提高,严重的塑形变形和较高的切削温度最终导致白层形成。进一步通过有限元对铣削过程进行二维仿真,获得加工表面温度场、应变场和应变率场,建立 FGH95 铣削白层形成条件的定量表征模型,发现白层厚度随切削温度升高呈现先增大后减小的趋势,主要是因为切削过程中塑性变形使白层形成临界温度降低,促进了白层产生,而应变率使白层形成临界温度升高,抑制了白层产生^[54]。借助图像处理技术,基于图像灰度信息确定变质层边界位置,实现了切削加工表面变质层厚度的定量识别,有助于更精确地检测并控制粉末冶金涡轮盘的表面完整性^[55]。

3.3 表面强化

为了提高涡轮盘的抗疲劳性能,一般对涡轮盘的最终表面进行喷丸处理,良好的喷丸表面必须是表面的机加纹理全部被覆盖,但又不能出现严重的过度喷丸,使表面产生严重的

折叠和微裂纹等损伤痕迹^[56]。相对于光滑结构,喷丸强化可以对应力集中结构起到更好的抗疲劳强化作用,可以消除表面孔洞并且细化晶粒,显著提高 FGH95 合金的高温疲劳性能,大强度的陶瓷弹丸喷丸强化可以消除加工刀痕,缓解 FGH96 合金的疲劳性能应力集中敏感性^[57]。杨健等^[58]涡轮盘试件钻孔、铣槽、磨削端面 and 拉削试验认为车削加工后,轮盘表面残余应力为拉应力,且边缘部位残余拉应力(925MPa)远大于中心部位拉应力(275MPa),热处理去应力工艺能明显降低涡轮盘机械加工后的残余应力,其中边缘部位降低幅度约 70%。

综上,加工效率低、刀具磨损快是涡轮盘辐板、安装边、中心孔等车削特征加工面临的主要问题,通过陶瓷刀具粗加工、带涂层的菱形刀片精加工可以在一定程度上提高效率并保证表面质量,内冷砂轮车磨复合加工的方式是一种更有潜力的粉末冶金材料零件车削特征加工方式,但是这种加工方式也因工件结构开敞性的影响而受到一定限制。

结论

涡轮盘的主要加工工序有车削轮缘、辐板、安装边和伸臂端型腔面;钻镗各类孔;拉削或磨削榫槽;铣削花边、键槽等;此外还有穿插在其中



图12 超硬磨料成形砂轮样件加工

Fig.12 Machined graphite replica and grinding wheel

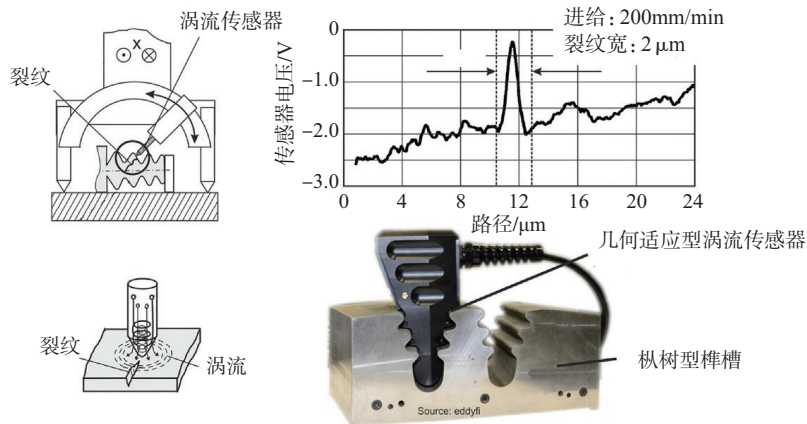


图13 榫槽表面裂纹涡流检测

Fig.13 Eddy current crack inspection of fir-tree surface

的热处理、裂纹等表面质量检测和尺寸检测,工序非常复杂。加工效率和服役寿命始终制约着涡轮盘装机应用,发动机性能水平和服役寿命的提高,不仅仅依靠设计水平和新材料的应用,而是依赖于设计、材料和加工工艺技术水平的共同提高和进步,其加工精度、加工效率和表面完整性对于发动机的机动性能、可靠性、大修间隔等至关重要,本文的主要结论如下:(1)总体来说,硬质合金刀具在高温下化学稳定性差,加工粉末冶金零件效率低,精度也不易保证,但价格便宜,可以在毛料开粗阶段使用;细晶粒涂层硬质合金刀具虽然效率较低,由于抗冲击韧性较好,适宜加工辐板和篦齿;陶瓷刀具可以大幅提高粉末冶金涡轮盘的车削效率,是粗加工和半精加工的首选材料;CBN刀具在精加工时性能优越,加工表面质量好,但是价格昂贵,适宜在精加工阶段选用;(2)多轴车磨复合加工中心点磨加工的方式可以提高涡轮盘安装边的精度,并控制因弱刚性导致的加工变形;(3)涡轮盘轮缘颈部圆角,榫槽根部圆角、各类孔的加工表面完整性和表面质量也应该被充分重视,采用振动光饰和倒角机械成形及抛光是未来的发展趋势;(4)榫槽拉削是一种高效的加工方式,但是成本高,粉末冶金材料夹杂物、刀具磨损速度快、拉削后变形等问题依然存在,而且拉床价格昂贵,拉刀的费用也极高,只适用于涡轮盘的大批量生产过程。但航空发动机在研制阶段,批量较小,榫槽结构尺寸调整频繁,线切割+成形磨削的方法灵活性高,砂轮价格便宜,更有利于设计制造协同研究出最合适的涡轮盘榫槽结构,从而为粉末冶金涡轮盘榫槽低成本精密高效加工提供了一条行之有效的榫槽加工工艺方法。但是进行大批量的工程化应用,其相应的工艺工装、磨削参数还需要进一步研究。

参考文献

[1] M'SAOUBI R, AXINTE D, SOO S L, et al. High performance cutting of advanced aerospace alloys and composite materials[J]. CIRP Annals, 2015, 64(2): 557-580.

[2] HANNIS J M. Future materials needs of industrial gas turbines[J]. Energy Materials, 2007, 2(3): 145-153.

[3] MITCHELL R J, RAE C M F, TIN S. Grain boundary transformations during isothermal exposure of powder metallurgy nickel base superalloys for turbine disc applications[J]. Materials Science and Technology, 2005, 21(1): 125-132.

[4] AXINTE D A, ANDREWS P, LI W, et al. Turning of advanced Ni based alloys obtained via powder metallurgy route[J]. CIRP Annals, 2006, 55(1): 117-120.

[5] 张义文, 刘建涛. 粉末高温合金研究进展[J]. 中国材料进展, 2013, 32(1): 1-11.

ZHANG Yiwen, LIU Jiantao. Development in powder metallurgy superalloy[J]. Materials China, 2013, 32(1): 1-11.

[6] 曲选辉, 张国庆, 章林. 粉末冶金技术在航空发动机中的应用[J]. 航空材料学报, 2014, 34(1): 1-10.

QU Xuanhui, ZHANG Guoqing, ZHANG Lin. Applications of powder metallurgy technologies in aero-engines[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2014, 34(1): 1-10.

[7] KLOCKE F, SOO S L, KARPUSCHEWSKI B, et al. Abrasive machining of advanced aerospace alloys and composites[J]. CIRP Annals, 2015, 64(2): 581-604.

[8] LIU L, SUN J, CHEN W, et al. Finite element analysis of machining processes of turbine disk of Inconel 718 high-temperature wrought alloy based on the theorem of minimum potential energy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 88(9-12): 3357-3369.

[9] HOU J, WESCOTT R, ATTIA M. Prediction of fatigue crack propagation lives of turbine discs with forging-induced initial cracks[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2014, 131: 406-418.

[10] 李宏新, 王延荣, 石亮, 等. 涡轮盘疲劳寿命评估流程及应用[J]. 航空动力学报, 2017(10): 2419-2426.

LI Hongxin, WANG Yanrong, SHI Liang,

et al. Fatigue life evaluation procedure and its application for turbine disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2017(10): 2419-2426.

[11] 万江艳. 粉末合金轮盘关键部位多圆弧转接降应力研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(1): 58-61.

WAN Jiangyan. Analysis of stress reducing on powder metallurgy turbine disk using multi-arcs method[J]. Aeroengine, 2015, 41(1): 58-61.

[12] 李伟, 董立伟, 蔡向晖, 等. 某型发动机涡轮盘销钉孔结构分析与寿命评估[J]. 航空动力学报, 2009(8): 1699-1706.

LI Wei, DONG Liwei, CAI Xianghui, et al. Structure analysis and life evaluation of the pin holes in a turbine disc of a type of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009(8): 1699-1706.

[13] TAN L, YAO C, REN J, et al. Effect of cutter path orientations on cutting forces, tool wear, and surface integrity when ball end milling TC17[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 88(9-12): 2589-2602.

[14] 刘丽玉, 陶春虎, 刘昌奎, 等. 发动机粉末合金高压涡轮盘断裂的原因[J]. 机械工程材料, 2014, 38(8): 108-112.

LIU Liyu, TAO Chunhu, LIU Changkui, et al. Fracture causes of powder metallurgy high pressure turbine disk of an engine[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2014, 38(8): 108-112.

[15] SETHI G, MYERS N S, GERMAN R M. An overview of dynamic compaction in powder metallurgy[J]. International Materials Reviews, 2008, 53(4): 219-234.

[16] 刘阳, 赵秀芬. 航空粉末冶金高温合金的车削加工[J]. 航空制造技术, 2010, 53(15): 44-46.

LIU Yang, ZHAO Xiufen. Turning of powder metallurgy superalloy for aviation industry[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(15): 44-46.

[17] 杜劲, 刘战强. 夹杂物对FGH95粉末高温合金切削加工力学特性的影响[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2011(4): 19-23.

DU Jin, LIU Zhanqiang. Influence of non-metal inclusions on FGH95 P/M superalloy cutting mechanical characteristics[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2011(4): 19-23.

[18] 朱从容, 王魄. 粉末冶金零件的切削加工[J]. 现代制造工程, 2003(12): 61-62.

- ZHU Congrong, WANG Po. Machining powder metallurgy parts[J]. *Modern Manufacturing Engineering*, 2003(12): 61-62.
- [19] 辛民, 王西彬, 康运江, 等. 镍基粉末冶金零件的切削试验研究[J]. *工具技术*, 2005(6): 14-17.
- XIN Min, WANG Xibin, KANG Yunjiang, et al. Research on dry cutting experiments of Ni based powder metallurgy parts[J]. *Tool Engineering*, 2005(6): 14-17.
- [20] 康运江, 王西彬, 辛民, 等. 陶瓷刀具车削铬铝镍耐磨粉末冶金零件的研究[J]. *新技术新工艺*, 2004(4): 17-19.
- KANG Yunjiang, WANG Xibin, XIN Min, et al. Study on ceramic tool in turning part of PM in Cr Mo Ni[J]. *New Technology & New Process*, 2004(4): 17-19.
- [21] 郭勇, 齐野, 李伟, 等. 航空发动机高压涡轮盘辐板裂纹分析[J]. *失效分析与预防*, 2008(3): 37-40.
- GUO Yong, QI Ye, LI Wei, et al. Analysis on cracks at plate of high pressure turbine disk in an aeroengine[J]. *Failure Analysis and Prevention*, 2008(3): 37-40.
- [22] 姜雪梅, 刘红伟, 赵鹏飞. 新结构涡轮盘机械加工及变形控制技术研究[J]. *制造技术与机床*, 2014(11): 127-129.
- JIANG Xuemei, LIU Hongwei, ZHAO Pengfei. Processing and deformation-controlling technology research on new structural turbine disk[J]. *Manufacturing Technology & Machine Tool*, 2014(11): 127-129.
- [23] 杜劲, 刘战强, 杨奇彪, 等. 镍基粉末高温合金的铣削加工[J]. *沈阳大学学报*, 2010(5): 536-540.
- DU Jin, LIU Zhanqiang, YANG Qibiao, et al. Milling of powder metallurgy nickel-base superalloy[J]. *Journal of Shenyang University of Technology*, 2010(5): 536-540.
- [24] ARISOY Y M, GUO C, KAFTANOĞLU B, et al. Investigations on microstructural changes in machining of inconel 100 alloy using face turning experiments and 3D finite element simulations[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2016, 107: 80-92.
- [25] LI W, WITHERS P J, AXINTE D, et al. Residual stresses in face finish turning of high strength nickel-based superalloy[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2009, 209(10): 4896-4902.
- [26] EZUGWU E O. Key improvements in the machining of difficult-to-cut aerospace superalloys[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2005, 45(12-13): 1353-1367.
- [27] KWONG J, AXINTE D A, WITHERS P J. The sensitivity of Ni-based superalloy to hole making operations: Influence of process parameters on subsurface damage and residual stress[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2009, 209(8): 3968-3977.
- [28] HERBERT C R J, AXINTE D A, HARDY M C, et al. Investigation into the characteristics of white layers produced in a nickel-based superalloy from drilling operations[J]. *Procedia Engineering*, 2011, 19: 138-143.
- [29] BURROWS J M, DEWES R C, ASPINWALL D K. Grinding of Inconel 718 and Udimet 720 using superabrasive grinding points mounted on a high speed machining centre[C]//*Proceedings of the 33rd International MATADOR Conference*. London: Springer, 2000: 447-452.
- [30] 余德勇. 粉末高温合金盘的切削加工[J]. *制造技术与机床*, 2013(2): 83-85.
- SHE Deyong. Cutting of powder super alloy disk[J]. *Manufacturing Technology & Machine Tool*, 2013(2): 83-85.
- [31] 申秀丽, 张野, 龙丹, 等. 涡轮榫接结构多层次设计优化方法[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(12): 2824-2832.
- SHEN Xiuli, ZHANG Ye, LONG Dan, et al. Multi-level design and optimization of turbine joint structure[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(12): 2824-2832.
- [32] VOGTEL P, KLOCKE F, LUNG D. High performance machining of profiled slots in nickel-based-superalloys[J]. *Procedia CIRP*, 2014, 14: 54-59.
- [33] 程相飞, 张土军. FGH95 粉末高温合金的拉削研究[J]. *航空制造技术*, 2015, 58(15): 69-71.
- CHENG Xiangfei, ZHANG Shijun. Research on broaching of FGH95 powder metallurgy superalloy[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2015, 58(15): 69-71.
- [34] SHI D, GINDY N N. Tool wear predictive model based on least squares support vector machines[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2007, 21(4): 1799-1814.
- [35] CHAMANFAR A, MONAJATI H, ROSENBAUM A, et al. Microstructure and mechanical properties of surface and subsurface layers in broached and shot-peened Inconel-718 gas turbine disc fir-trees[J]. *Materials Characterization*, 2017, 132: 53-68.
- [36] KLOCKE F, VOGTEL P, GIERLINGS S, et al. Broaching of Inconel 718 with cemented carbide[J]. *Production Engineering*, 2013, 7(6): 593-600.
- [37] 蒲一民. 涡轮盘榫槽线切割加工工艺研究[J]. *航天制造技术*, 2016(2): 37-40, 70.
- PU Yimin. Research on WEDM process of turbine groove[J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2016(2): 37-40, 70.
- [38] WELLING D. Results of surface integrity and fatigue study of wire-EDM compared to broaching and grinding for demanding jet engine components made of Inconel 718[J]. *Procedia CIRP*, 2014, 13: 339-344.
- [39] KLOCKE F, WELLING D, KLINK A, et al. Evaluation of advanced wire-EDM capabilities for the manufacture of fir tree slots in Inconel 718[J]. *Procedia CIRP*, 2014, 14: 430-435.
- [40] KLOCKE F, KLINK A, VESELOVAC D, et al. Turbomachinery component manufacture by application of electrochemical, electro-physical and photonic processes[J]. *CIRP Annals*, 2014, 63(2): 703-726.
- [41] SOO S L, ANANTAR M T, ASPINWALL D K, et al. The effect of wire electrical discharge machining on the fatigue life of Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo aerospace alloy[J]. *Procedia CIRP*, 2013, 6: 215-219.
- [42] ASPINWALL, D K. DEWES R C, BURROWS J M, et al. The use of diamond and cubic boron nitride grinding points for the machining of nickel-based superalloy[C]//*Proceedings of the international technical conference on diamond, Cubic Boron Nitride and their Applications (INTERTECH 2003)*. Vancouver, 2003.
- [43] PACKMAN A B, VAILLETTE B D. Process for machining axial blade slots in turbine disks for jet engines: U.S. Patent 7,761,992[P]. 2010-07-27.
- [44] MANTEL B M. Slot machining: U.S. Patent 7,007,382[P]. 2006-03-07.
- [45] KLOCKE F, HERRIG T, ZEIS M,

et al. Results of surface integrity and fatigue study of PECM and PEO processed γ -TiAl for turbine applications[J]. Procedia CIRP, 2016, 42: 131-136.

[46] 姜雪梅, 陈磊, 王莲. 提高盘类零件表面完整性加工技术[J]. 航空制造技术, 2015, 58(22): 56-59.

JIANG Xuemei, CHEN Lei, WANG Lian. Processing technology of improving the surface integrity of disc parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(22): 56-59.

[47] MAKAROV V F, VINOGRADOV A V, NURTDINOV A V. Automated polishing of sharp edges on gas-turbine components by abrasive polymer brushes[J]. Russian Engineering Research, 2012, 32(1): 102-107.

[48] 姜雪梅, 赵鹏飞. 航空发动机关键转动部件加工技术[J]. 航空制造技术, 2014, 57(7): 44-48.

JIANG Xuemei, ZHAO Pengfei. Machining technique of aeroengine critical rotating component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(7): 44-48.

[49] EDDYFI NDT Inc. Inspecting turbine dovetails with Eddy current array technology-X III [R]. Quebec: Eddyfi NDT Inc., 2013.

[50] 沈志云, 陈国文. 粉末冶金篦齿盘光整加工技术研究[J]. 航空制造技术, 2015, 58(1/2): 100-103, 107.

SHEN Zhiyun, CHEN Guowen. Research on powder labyrinth disc finishing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015,

58(1/2): 100-103, 107.

[51] KLOCKE F, GIERLINGS S, BROCKMANN M, et al. Influence of temperature on surface integrity for typical machining processes in aero engine manufacture[J]. Procedia Engineering, 2011, 19: 203-208.

[52] 杜劲, 刘战强, 张入仁, 等. 镍基高温合金高速铣削加工表面完整性[J]. 中南大学学报: 自然科学版, 2012, 43(7): 2593-2600.

DU Jin, LIU Zhanqiang, ZHANG Ruren, et al. Surface integrity on high speed milling Ni-based superalloy[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2012, 43(7): 2593-2600.

[53] JIN D, LIU Z. Damage of the machined surface and subsurface in orthogonal milling of FGH95 superalloy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 68(5-8): 1573-1581.

[54] 刘战强, 吕绍瑜. 镍基粉末高温合金切削加工表面白层形成热-力耦合作用机理[J]. 机械工程学报, 2014, 50(17): 186-193.

LIU Zhanqiang, LÜ Shaoyu. Thermo-mechanical coupling mechanisms for white layer formation on machined surface of powder metallurgical nickel-based superalloy[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(17): 186-193.

[55] 刘继刚, 吕绍瑜, 刘战强. 切削加工表面变质层厚度的图像识别技术[J]. 天津

大学学报, 2015, 48(6): 547-554.

LIU Jigang, LÜ Shaoyu, LIU Zhanqiang. Evaluation of thickness of machined surface deformation layer with image processing technology[J]. Journal of Tianjin University, 2015, 48(6): 547-554.

[56] 杨健, 刘国良, 魏磊, 等. 航空发动机高温合金涡轮盘抗疲劳制造评价方法研究[J]. 航空材料学报, 2014, 34(1): 86-93.

YANG Jian, LIU Guoliang, WEI Lei, et al. Evaluation of anti-fatigue manufacture for superalloy turbine disc in aero-engine[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2014, 34(1): 86-93.

[57] 王欣, 胡云辉, 王晓峰, 等. 喷丸强化对 FGH96 粉末高温合金疲劳性能应力集中敏感性的影响[J]. 航空制造技术, 2017, 60(13): 48-53.

WANG Xin, HU Yunhui, WANG Xiaofeng, et al. Effect of shot peening on fatigue performance stress-concentration sensitivity of FGH96 powder metallurgy superalloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(13): 48-53.

[58] 杨健, 刘国良, 魏磊, 等. 航空发动机高温合金涡轮盘抗疲劳制造评价方法研究[J]. 航空材料学报, 2014, 34(1): 86-93.

YANG Jian, LIU Guolinag, WEI Lei, et al. Evaluation of anti-fatigue manufacture for superalloy turbine disc in aero-engine[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2014, 34(1): 86-93.

通讯作者: 于建华, E-mail: numerical@126.com。

Research Status of Precision Machining Technology of Powder Metallurgy Turbine Disk

YU Jianhua^{1,2}, ZHANG Yu¹

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China;

2. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

[ABSTRACT] It remains challenges to machine advanced aero-engine powder metallurgy turbine disk with structure integration. Low cutting efficiency, poor surface quality and distortion are the major obstacles. Therefore, researchers in the world have proposed many ways to process turbine disk. This paper reviews the structures of powder metallurgy turbine disks and their cutting properties, discussing the key issues in machining along with existing methodology, as well as surface integration after machining. Finally, the article summarizes some of the tool selecting principles available. It is believed combining wire electrical discharge machining (WEDM) and the super-hard abrasive grinding may be an effective and economic process for final finish of powder metallurgy turbine disks.

Keywords: Turbine disk; Powder metallurgy superalloy; Machining; Surface integrity; Grinding

(责编 海山)