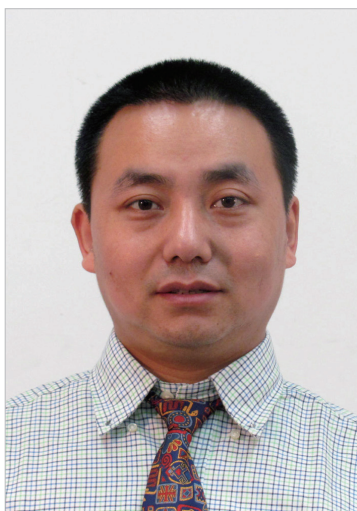


航空发动机先进材料高性能 零部件制造技术进展

Recent Advances on Manufacturing Technologies of Aeroengine

清华大学机械工程学院 王辉 周明星
西北工业大学机电工程学院 吴宝海
北京航空航天大学机械工程及自动化学院 李小强



王辉

副教授,工学博士。主要从事精密机械加工及装配技术、计算机辅助制造技术等领域的研究与教学工作。在国内外学术期刊发表学术研究论文约30篇,申报技术发明专利6项。2013年获得英国 Emerald 出版集团颁发的杰出贡献奖(2013 Awards for Excellence/ Outstanding Reviewer)。2014年主持研发的航空发动机叶片自适应保形加工技术及装备在“第十二届中国国际机床工具展览会(CIMES2014)”上展出。

过去10多年中,IHPTET等研究计划将低涵道比涡扇发动机的推

针对新一代航空发动机中的先进材料高性能关键零部件,深入地探索多种加工工艺及其内在机理,并提高其可加工制造性,是航空发动机先进加工制造技术发展的重要趋势。

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.22.047

重比逐步提高了60%以上,达到了10:1,而ADVENT计划还在进一步实现变循环发动机技术的跨越;商用大推力大涵道比航空发动机也在控制油耗、改进效率、降低噪声、提高安全可靠、削减研制生产成本等多个方面取得了重要进步。主要的航空发动机制造商——通用电气(GE)、罗尔斯·罗伊斯、普惠和赛峰等所取得的这些重大成就都与其在航空发动机先进加工制造技术中的不断进步密不可分。GE9X、GENx、LEAP、Trent 1000及PW8000等新型航空发动机的试验研究和研制经历都表明,具有很高机械物理性能的新材料零部件的可加工性、可生产性的改善及其工程化应用,是航空发动机从机体结构减重和涡轮工作温度增高两方面提升性能,改进效率,取得持续进步的重要推动力。

新型复合材料风扇的加工 制造技术

1 碳纤维增强环氧树脂复合材料风扇

大涵道比涡扇发动机的碳纤维增强环氧树脂复合材料(CFRP)风扇叶片加工制造技术已经日益成熟。如图1所示,GE90系列的大型CFRP风扇叶片约有1.2m长,经过超声切割技术精确加工的数百层碳纤维预浸料布,进行铺设后进行热压制成。风扇叶形经过先进的计算机三元流优化设计,榫头到叶尖的厚度逐步从10cm降低到0.6cm,并采用钛合金(后改为合金钢提高强度)包边增强的方式,重量也仅有22.7kg。此类经过气动优化、大尺寸、少叶数的风扇已经显示了突出优势,GE90-115B的风扇叶片有22个,GENx降低到18个,而GE9X



图1 GE90的风扇叶片

又降低到了 16 个,既扩大了涵道比、增大了空气流量,又减少了风扇系统的重量。由于通过外涵道排出空气所形成的推力占据了商用发动机总推力的 70%~90%,因此,增大空气流量、减少风扇系统的重量,会带来更好的燃油效率。例如,GE 公司指出 GE90-115B 仅此就提高了约 1.5% 的燃油效率^[1]。CFM 公司 LEAP 发动机的直径约 3m,共用了 18 个总重量为 76kg 的 CFRP 叶片,相比之下,CFM56 则有 36 个总重高达 150kg 的钛合金叶片。新的碳纤维三维编织/树脂传递模塑成形(RTM)制造工艺可以进一步提高风扇叶片的强度,因此,新一代 GENx 及 LEAP 发动机上都将采用这一技术制造风扇叶片。斯奈克玛公司为 LEAP 发动机 CFRP 风扇叶片开发的碳纤维三维编织/RTM 制造工艺中,长度以千米计的碳纤维进行三维编织后经超声加工方法制成预制体,再在专门开发的 RTM 模具中注射树脂并进行热压固化制成叶片(图 2)。叶片的成型过程需要 24h,然后再进行钛合金包边并完成 LEAP 发动机风扇叶片的最终加工^[2]。不过,普惠等公司开展的一些试验也表明,为保证零件强度——例如防鸟撞,CFRP 材料风扇叶片要做的比传统钛合金叶片相对厚一些,这会降低发动机的气动

性能。因此,在直径较小的发动机上采用超塑成形/扩散连接(SFP/DB)工艺制成风扇叶片的优势仍然存在。这样,风扇叶片可以做的较薄、强度够、气动性能也好。CFM 也在进一步将碳纤维增强环氧树脂复合材料(CFRP)制作的风扇机匣在 LEAP 发动机上进行测试。

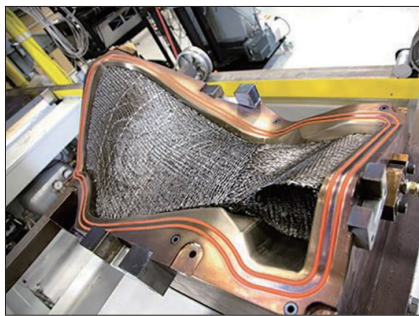


图2 RTM模具中的碳纤维预制体

2 金属基/陶瓷基复合材料风扇

金属基/陶瓷基复合材料(MMC/CMC)风扇的研发也一直在深入开展。MMC/CMC 材料比 CFRP 具有更好的强度、刚度以及高温性能,因此在发动机上多种类型的零件都有较好的应用前景。GE 公司在 GE9X 的技术验证评估中认定,CMC 材料轻质高强的特点使得他们能够在与现有 GE90 的 CFRP 风扇叶片相同强度的情况下,可以做得更薄,并减少到 16 个风扇叶片,这有望将发动机效率提高 10%。罗尔斯·罗伊斯公司也在一个名为 UltraFan™ 的项目中对新型 C/Ti 复合材料叶片进行验证,计划在未来一代大型发动机上替换 SPF/DB 钛合金风扇叶片。他们预期,如果未来将风扇及机匣都替换为此类 C/Ti 复合材料,将有望使发动机减重 700kg。

3 新型复合材料风扇的零部件加工制造工艺

如何进一步提高新型复合材料的可加工性,以稳定的工艺方法确保表面完整性并降低零件的疲劳破坏概率,仍然是夯实航空发动机新型复合材料工程应用的前提和基础。由

于复合材料的内部微结构较常用合金材料要特殊得多,其组成成分构成比较复杂,相对于基体材料,增强相(纤维或者颗粒增强体)的硬脆性高、可加工性普遍很低;运用传统车铣等加工方法时,切削力不稳定、刀具磨损太快、表面完整性差,有时候还会导致纤维和基体结合面上发生纤维拉出、脱开等损坏。近年来,非传统加工方法在 CFRP 零件加工上的应用取得了明显的效果,如图 3、4 所示。超声切割、激光切割等方法已经成为碳纤维预制体加工中的重要手段,而水射流加工(包括高压水加工、磨料水射流(AWJ)加工等)在 CFRP 工件的材料去除上有更好的成本效益,旋转超声加工(RUM)则在 CFRP/



图3 碳纤维预制体的超声加工



图4 CFRP零件的水切割

Ti 合金的叠层结构制孔上比较有优势。因此,近年来 CFRP 零件在风扇等冷端零部件上的应用与其加工制造工艺的逐渐稳定成熟有直接的关系。不过对于金属基 / 陶瓷基复合材料(MMC/CMC)而言,其工程性能更高,但是,制成工艺也更难。MMC/CMC 零件制成工艺的稳定性还有待进一步提高,以 SiC 复合材料为例,尽管已经开展了多年的密集试验研究及验证测试,如何克服硬脆特性,实现高表面完整性和精度的加工,还是摆在其加工机理研究中的一个核心问题。

钛合金压气部件的加工制造技术

1 钛合金的精密高效加工技术

钛合金材料在航空发动机中有极其广泛的应用,特别是用以生产压气机等冷端零部件或结构件。其中,中等强度高损伤容限型钛合金 Ti-6Al-4V 因在耐热、强韧、耐腐蚀、抗疲劳及可加工性方面具有较好的综合性能而占据主体地位。Ti-6Al-4V 材料零件加工制造技术在欧美发达国家、俄罗斯及我国都经过了几十年的研究及广泛应用,当前技术研究重点集中于如何高效率地实现高精度、高表面完整性和高性价比的钛合金零件加工,如图 5 所示。新一代的刀具,如超细晶粒硬质合金刀具、无粘结剂微晶粒立方氮化硼(CBN)刀具等的技术验证研究都表明:通过合理采用切削参数,如微晶粒 CBN 刀具加工试验中选择切削速度约为 400m/min,进给速度约为 0.01mm/r,能够将钛合金的切削效率显著提高,并实现更高的刀具寿命^[3]。当然,对于钛合金高速切削加工技术仍有待深入探索,例如,表面氧化、烧伤及不合理的残余应力等影响表面完整性的情况对切削工艺条件,包括主要加工参数、切削液等,都非常敏感。能否发展少或者无冷却液的加工技术,



图5 叶形的铣削加工

如何实现高速切削又少磨损等成为研究的重点。

2 无余量精密锻造压气叶片的加工制造技术

无余量精密锻造转子叶片技术也是航空发动机钛合金零件制造及应用的重要发展趋势之一。通过无余量精密锻造工艺直接形成叶片的复杂曲面,能大幅度改善叶身在高温、高压及高速旋转条件下的抗疲劳性能和有效工作寿命,如图 6 所示。当然,钛合金转子叶片的无余量精密锻造工艺要远比普通的模锻技术复杂,成本也要高出数倍以上。同时,此类叶片的榫头部分的精密加工是一项技术难题。由于叶身所具有的自由曲面及薄壁特性,以无余量成形的薄壁曲面叶身为零件的定位夹紧、加工测量基准时,容易出现过大的偏差及变形,精度不易保证。传统上用于无余量精密成形叶片加工的方法是使用低熔点合金浇注方式形成过渡基准,把叶身曲面点定位转换成规则的面定位,再进行加工。但这种工艺存在非常明显的缺陷,包括基准转换与定位误差扩大、加工过程中零件表面污染、工艺链长效率低等。西方先进的发动机制造企业已经基本淘汰此类技术,转而应用基于多点定位支撑方式、“安装 / 检测 / 优化”集成

控制的自适应保形精密加工技术,通过工装与机床刀具之间实现自适应数控联动,以最大限度地保障加工精度和表面质量。

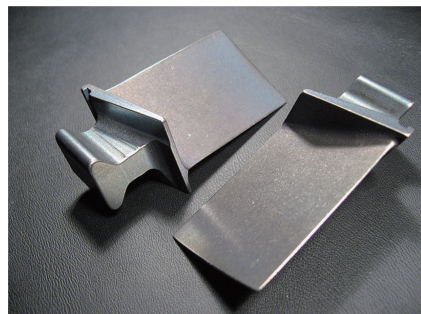


图6 无余量精密锻造叶片

3 钛合金整体叶盘的加工制造技术

钛合金整体叶盘制造技术也是一个极其重要的技术领域,如图 7 所示。整体叶盘在小尺度紧凑结构的发动机上有重要应用。例如,小涵道比的 EJ 200 发动机上就采用了 6 个整体叶盘,包括一个带有大扭转率的宽弦叶形风扇叶盘。常用加工方法包括对整体盘坯进行铣削加工、电化学加工(ECM)方法加工等,水射流(WJC)加工方法在叶盘去余量粗加工中也有应用(余量可以高达几十 mm,甚至加工出某些三维轮廓)。对于有更高性能表现的双性叶盘而言,通过线性摩擦焊(LFW)将叶盘与精



图7 整体叶盘铣削加工

密锻造的叶片进行连接,从而形成整体结构,也是一项有重大意义的工艺。表面强化工艺能极大地增强零件抗疲劳、微动磨损及应力腐蚀的能力,罗尔斯·罗伊斯公司发展的激光冲击喷丸(LSP)强化技术,通过钕玻璃激光器产生 1000MW 峰值功率及百万磅/平方英尺的压力波,能在钛合金叶片表面形成 1.0 mm 深的压应力层,大幅度提升叶片的工作性能。

热端部件的新材料应用及加工制造技术

1 新型伽马钛合金零部件

新型伽马钛合金(γ -TiAl)如图 8 的二元相图所示,是一种极其复杂的金属间化合物,在耐高温、结构强度、抗腐蚀性以及阻燃(抗钛火)性能上有很好的表现,高温工作性能与 Inconel718 镍基合金接近,但密度只有其一半。因此, γ -TiAl 合金零部件近年来已经成为航空发动机研制中的热点之一^[4],逐步在热端零部件上得到应用,例如 GE 公司在 GENx-1B 发动机上已经采用 γ -TiAl 合金(Ti-48-2-2)制造低压涡轮的最后两级叶片^[5-6],如图 9 所示。不过, γ -TiAl 合金的金属延展性、损伤容限都比较低,脆性也大,传热性能低也比较黏,可成型性(如铸

造等)及可加工性都较差。相比之下,用它来替换的常用镍基高温合金,如 Inconel718,则在延性和塑性变形方面工艺性更好,加工工艺也更成熟。因此, γ -TiAl 属于典型的难加工材料。罗尔斯·罗伊斯公司对 γ -TiAl 合金零件的可加工性、多种加工方法开展了多年的加工制造验证性研究也表明,在铣削、车削、磨削、钻孔、EDM 以及抛光过程中,加工表面的完整性一直是关键难点之一,加工工艺参数选择不当会导致零件表面缺陷较多,在较薄结构上出现崩碎、尖锐边以及裂纹等问题,刀具的磨损问题也更突出。近几年,美国矿物、金属和材料学会(TMS)也召开数次 γ -TiAl 合金技术的国际学术会议,以期望从材料属性、工艺参数及加工方法等变化出发,探索与表面完整性破坏(如表面划伤、表面烧伤、微裂纹、切屑瘤、残余应力等表面缺陷)之间的内在作用与联系,并进而寻求在 γ -TiAl 的机械加工过程中提高疲劳性能和抗应力腐蚀性能的方法。

2 新型高温合金零部件

近年推出的 ATI 718Plus 超级合金也在高温零部件制造上有很大的应用前景。ATI 718Plus 作为一种低成本合金材料,工作温度较传统的 Inconel718 合金提升了 55℃,强度、

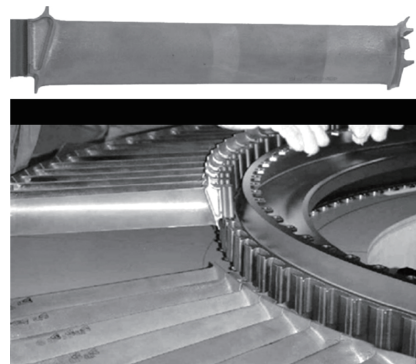


图9 γ -TiAl制成的低压涡轮试件

可制造性等与传统 Inconel718 相似。718Plus 合金制造的热端零件能够比 Waspaloy 及其他类似高温合金承受更高的强度,可成形性及可加工性、耐磨损性等也相对好些。因此,罗尔斯·罗伊斯公司已经开始在发动机上运用基于这种更佳性价比材料的转子及静子部件、紧固件等进行技术验证。在关键的单晶超级合金高压涡轮叶片制造上,国外第二代(如 Rene N5、CMSX-4、PWA1484)、第三代(如 Rene N6、CMSX-10)的单晶超级合金经过多年发展,零部件精密铸造、涂层技术、加工工艺等已经比较稳定,如 Meyer Tool 公司制造的涡轮导向叶片,能够达到 $\pm 0.01\text{mm}$ 的加工误差和 $R_a 0.2$ 的粗糙度。这在各类主力发动机上都得到了广泛应用。GE90 发动机上采用的导向叶片是用 Rene N5 制造的,在约 1500℃ 的涡轮进气温度(TET)通过了 18000 个循环的耐久测试(近似于 6~7 年的商业化飞行服务)。各类高性能超级合金材料在 GE 发动机热端部件上的综合运用,也将排气温度(EGT)提高了约 20℃。能在长时间高温下工作,强度及微观结构的稳定性都比较好的单晶高温合金 Rene N6、MX4^[7-8] 都在进行深度工程验证后也陆续投入到了发动机型号应用上。由于单晶合金制成的高压涡轮叶片要长时间暴露于 1300℃ 以上的高温气流之中,因此,不仅需要复杂的内部冷却气流通道,还要在表面使用特制的低

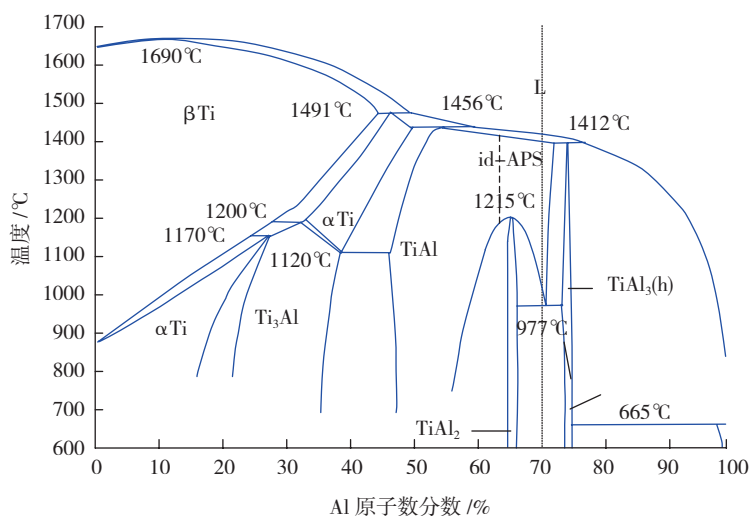


图8 γ -TiAl的二元相图

热导率热障涂层(TBCs)。然而,沉积了TBC涂层之后继续精密加工气膜孔的工作变成了一项极其困难的任务——既要在极难加工、高硬度、低热导性TBC和单晶超级合金基体上制孔,又要保持小孔的表面完整性防止裂纹。GE/Synova公司合作发展了能够精密地穿透TBC材料,加工出高质量气膜孔的Laser MicroJet微孔加工技术^[9]。

3 陶瓷基高温复合材料零部件

陶瓷基高温复合材料(CMC)的强度、刚度、高温性能等都非常好,材料密度又较低,在发动机热端零部件上具有极大的研究和应用前景。NASA、GE及PW公司都注意到了熔渗法制备的碳化硅连续纤维增强陶瓷基复合材料(Melt Infiltrated SiC/SiC CFCC)制成的零部件具有较好的热导率、抗热冲击、抗蠕变性等,在高温环境下对冷却空气的需求(比高温合金材料)更小,未来有极高应用潜力^[10]。不过由于在1200℃的高温空气(含水蒸气等)下,SiC陶瓷材料存在氧化反应,因此,他们发展了一种环境阻隔涂层(EBC)^[11](图10),以等离子喷涂技术在火焰筒内层制成了包括125 μm厚的Si粘结层、125 μm富铝红柱石(Mullite)中间层和125 μm厚的BSAS表面层。GE公司在GENx发动机的验证试验中测试了包括内外火焰筒、第一级高压涡轮罩壳、第一级导向叶片、第二级导向叶片等零件,这些碳化硅连续纤维增强陶瓷基复合材料零件在高温实验中展现了极高的抗氧化性(如图11),预示了将来的巨大应用前景。GE、罗尔斯·罗伊斯公司联合开展的F136发动机项目上进行的技术试验也表明,SiC颗粒增强复合材料制作的低压涡轮叶片比以前的镍基合金叶片大幅减重,同时耐高温性好减少了对冷却气体的使用,有望显著改善发动机的推力和使用效率。高温合金材料的蜂窝结构的使用也有望进

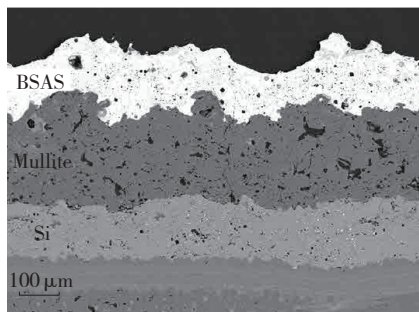


图10 碳化硅高温陶瓷上的EBC涂层

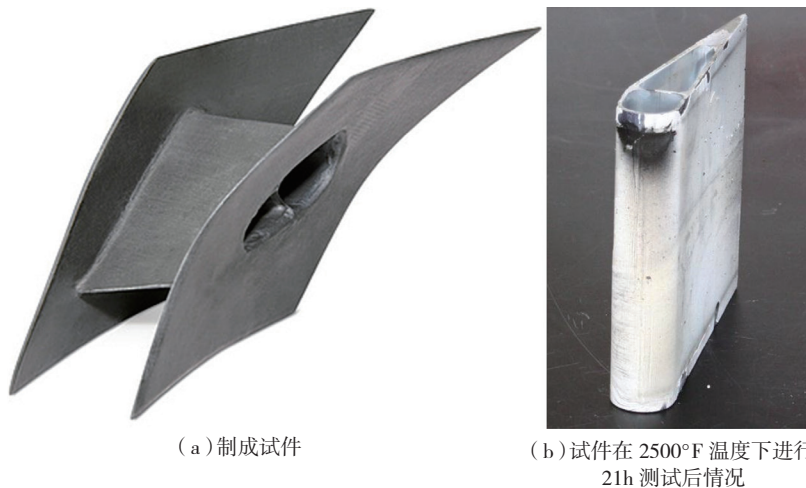


图11 SiC/SiC CMC导向叶片试件

一步提高涡轮的结构工艺性、降低重量并提高冷却效率。GE公司在涡轮导向叶环上安装了高温合金蜂窝结构,在GE、Campbell合作开展的研究中,能够用VIT-CBN砂轮和特制的高压冷却液加工蜂窝结构材料,达到极高的品质和公差水平,没有毛刺和碎屑连接在零件上,从而极大减少了后续工序,提高生产效率。

结束语

在航空发动机中广泛使用更高的比强度、高温性能、性价比等机械物理性能的CFRP/CMC/MMC复合材料、 γ -TiAl金属间化合物及新一代超级合金等材料制成关键零部件,是航空发动机研制与性能提升的重要发展趋势。但是,只有经过深入地制造工艺探索并在极其严格的技术验证过程中证明了零部件结构及其工艺方法的可靠性及成本有效性之后,先进性能的材料及其零部件的制造工

艺才能真正成为航空发动机先进制造技术发展的助推器。当前,我国航空发动机先进制造技术既面临着宝贵的发展契机,又承受着巨大的发展挑战。深入探索新型高性能材料的基本性质、理清零部件制造的工艺特点,从理论本质和工程技术两个层面掌握零部件先进加工制造技术的内涵,是推动我国航空发动机先进制造

技术发展的关键所在。在此基础上,进一步重视将技术研究成果向工程化生产线凝聚,重视系统性的集成应用也是不可或缺的环节。例如,德国MTU公司的工作表明:优化整体的工艺链并实现生产线工艺集成、功能集成(如将原来的外部非加工工序包括喷丸、检测等投入在线应用),形成良好的工艺组织管理能力,能够降低55%的质量缺陷和缩短25%的制造周期。因此,应将发动机关键零部件的先进加工工艺技术研究与应用作为航空发动机产业“强化基础、提高能力”的一项关键环节,从基础理论、关键技术和工程体系协作发展的角度促进我国航空发动机关键零部件先进加工制造技术的跨越发展。

参考文献

- [1] JACOB A. GE Aviation starts testing GE9X composite fan blades [EB/OL]. 2013[2013-08-28]. <http://www.materialstoday.com>.

(下转第59页)

零件表面粗糙度值 1~2 个等级,表面应力状态均为压应力,振动光饰后的表面形貌有很大改观,表面纹理均匀规整,零件表面质量和表面完整性大幅度地提高。榫槽边缘采用数控自动倒角机实现了机械自动成型加工,与传统的手工加工比较,榫槽边缘表面粗糙度好,倒圆尺寸均匀,不

同榫槽之间边缘尺寸一致性达 90% 以上,加工质量大幅度地提高,满足使用性能要求。

以上开展的表面完整性制造技术应用研究,已在涡轮盘零件批量生产中应用,并且通过对工艺参数的优化和固化,已形成了典型加工工艺,实现了产品的优质合格交付。该项

技术研究还需要进一步深入和推广,特别是表面完整性指标对其使用性能和寿命的影响程度需要进行系统研究和试验。通过大力开展表面完整性制造技术的创新和探索,以满足新一代航空发动机高可靠性和长寿命的需求。

(责编 春早)

(上接第 51 页)

[2] GINGER G. Albany engineered composites: weaving the future in 3D, Composites World [EB/OL]. 2014[2014-03-04]. <http://www.compositesworld.com/articles/albany-engineered-composites-weaving-the-future-in-3-d>.

[3] KLAUS S, HANS W. Next engine generation: materials, surface technology, manufacturing processes, What comes after 2000 [EB/OL]. 2000[2000-01-01]. <http://www.mtu.de>.

[4] YOUNG W K, WILFRIED S, JUNPIN L, et al. Gamma titanium aluminide alloys 2014: a collection of research on innovation and commercialization of gamma alloy technology. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons Inc., 2014.

[5] REED R C. The superalloys: fundamentals and applications. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.

[6] KOTHARI K. Manufacturing Techniques for Titanium Aluminide Based Alloys and Metal Matrix Composites [D]. PhD Dissertation, College Park, Maryland: University of Maryland, 2010.

[7] KYOKO K, AN C Y, Tadaharu Y, et al. Development of an oxidation-resistant high-strength sixth-generation single-crystal superalloy TMS-238. Super Alloys 2012: 12th International Symposium on Superalloys. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2012: 189-195.

[8] WALSTON S, CETEL A, MACKAY R, et al. Joint development of a fourth generation

single crystal superalloy. NASA Technical Report (NASA/TM-2004-213062), Hanover, MD: NASA, 2004.

[9] PAUCHARD A, SYNOYAY. Precision cutting and grooving with the laser microjet [EB/OL]. 2010[2000-01-01]. <http://www.swissphotonics.net>.

[10] MARINESCU (Eds.) I D. Handbook of advanced ceramics machining. Boca Raton: CRC Press, 2007.

[11] KARRREN L M, PETER F, TORTORELLI, et al. Evaluating environmental barrier coatings on ceramic matrix composites after engine and laboratory exposures. Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002, Three Park Avenue, New York: ASME, 2002.

(责编 叶枫)

(上接第 55 页)

以精确描述待加工区域的几何形状,并以此为基础规划刀位轨迹,从而实现精锻叶片的高效精密自适应数控加工。

结论

本文针对航空发动机精锻叶片制造工艺中存在的问题进行分析,对自适应数控加工中装夹方案、数字化检测、配准定位、工艺几何建模等关键技术进行了系统的阐述。此项技术的深入研究与应用不仅可以有效解决精锻叶片加工中存在的技术难题,同时对复合制造工艺背景下叶片类零件的高效精密加工具有一定的指导意义。该技术作为智能加工的重要组成部分,在满足几何自适应的基础上,实现工艺参数的自适应控制,是未来自适应加工技术的发

展方向。

参考文献

[1] 詹梅. 面向带阻尼台叶片精锻过程的三维有限元数值模拟研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2000.

[2] ZHANG D H, ZHANG Y, WU B H. Research on the adaptive machining technology of blisk. Advanced Materials Research, 2009, 69-70: 446-450.

[3] LIM T S, LEE C M, KIM S W, et al. Evaluation of materials of cutter orientations in 5-axis high speed milling of turbine blade. Journal of Materials Processing Technology, 2002, 30(2): 401-406.

[4] BREMER C. Adaptive machining technology and data management for automated repair of complex turbine components with focus on blisk repair. International Symposium on Air Breathing Engines, 2007, 18: 1-11.

[5] WALTON P. Adaptive machining for turbine blade repair [EB/OL]. [2007-11-02] [2015-10-05]. <http://www.mmsonline.com/>

articles/adaptive-machining-for-turbine-blade-repair.

[6] SULLY M. Delcam adaptive manufacturing: Resolving your manufacturing problems and delivering a global productivity advantage [EB/OL]. [2012-11-2]. http://theoac.ca/Storage/27/2255_Flexible_Mfg_Systems_and_Adaptable_Machining_-_Delcam_-_Nov_2012.pdf.

[7] GAO J, CHEN X, YILMAZ O, et al. An integrated adaptive repair solution for complex aerospace components through geometry reconstruction. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2008, 36(11-12): 1170-1179.

[8] KO K H. Algorithms for three-dimensional free-form object matching [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2003.

[9] BESL P J, MCKAY N D. A method for registration of 3D shapes. IEEE Transactions on Pattern Analysis Machine Intelligence, 1992, 14(2): 239-256.

(责编 春早)