

新一代商用航空发动机叶片的 先进加工技术

Advanced Machining Technology of New Generation Commercial Aeroengine Blade

清华大学机械工程系 王辉
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 李小明



王辉

清华大学机械工程系制造工程研究所副教授,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。

以新材料、新工艺为特色的高性能航空发动机叶片精密高效加工技术,能够极大推进新型大涵道比商用航空发动机的效率提升、寿命延长和可靠性增强。从新型叶片材料的属性、加工方法及加工误差的形成原理等几个方面突破高性能航空发动机叶片精密高效加工的技术难点,是当前航空发动机叶片先进制造技术的重要发展趋势。

进入21世纪后,新一代大型商用飞机(如空客A380和波音787等)从控制油耗、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对大推力大涵道比商用航空发动机的综合性能提出了更高要求,而这些要求最终都需要航空发动机的先进制造技术来实现。航空发动机被誉为“现代工业皇冠上的明珠”,集当代先进制造技术的诸多前沿于一身。从国际上商用发动机先进制造技术的发展历程来看,深入探索、大力研究、重点发展先进材料零部件的加工制造技术,改善航空发动机核心结构的机械物理性能、结构工艺性、可加工性和可生产性,是掌握现代航空发动机核心制造技术的必

由之路。

叶片在大涵道比商用航空发动机中占据着非常重要的地位(图1),是航空发动机制造中的重中之重,占据了大约40%的工作量;也是航空发动机制造的难点,制造要求及技术精度都非常高,体现了发动机制造工艺水平,也极大地影响了发动机的整体性能^[1-2],例如:叶片加工精度过低会导致叶盘各个叶片的叶型轮廓、扭转角及位置度等的一致性差,扰乱气流气压状态。叶片加工误差及其一致性还会显著影响叶片的径向间隙,误差小则叶片的径向间隙小且稳定,降低摩擦概率(也可以避免钛火等问题),空气动力的损失就小,发动机的效率就越高;否则,叶片误差过

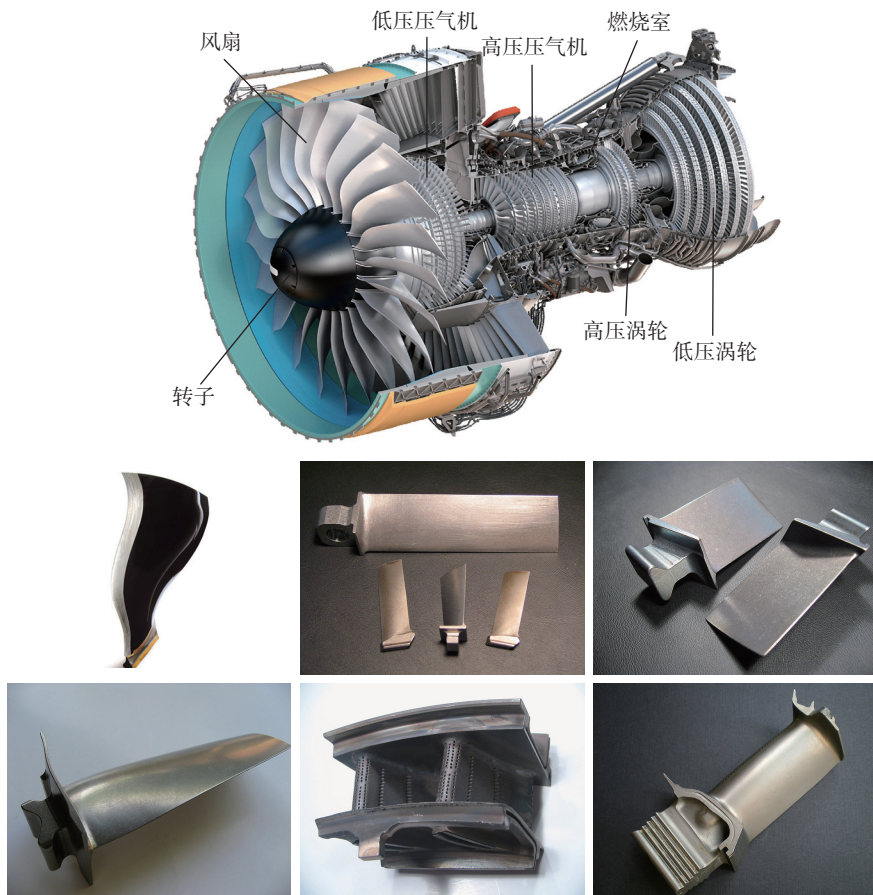


图1 商用大涵道航空发动机及其典型的精密制造叶片

大要么会导致零件的摩擦乃至损坏,要么不得不加大径向间隙,严重影响性能,例如 1.3~1.5mm 的径向间隙可能会导致发动机的效率降低 2%~4% 左右。此外,叶片高速旋转(高压级在 10000r/min 以上)过程中的叶身所受影响非常大,为了降低损伤概率,对叶片材料性能、结构强度、表面质量等要求非常苛刻。热端部分的叶片,高速旋转时除了极高的载荷外,还要承受高温的影响,对叶片材料、加工工艺提出了极高的要求。因此,从基础制造科学的原理及其关键技术工艺方法抓起,掌握叶片特别是承受较大动载的转子叶片的先进制造技术,是我国研制和发展大型商用航空发动机的关键内容之一。

轻质高强风扇叶片的加工制造技术

相比于 20 世纪 80~90 年代发

展起来的基于超塑成形/扩散连接(SPF/DB)技术制造的钛合金宽弦空心风扇叶片,随着大尺度宽弦复材风扇叶片制造和应用技术的成熟,其技术及性能优势近年来也愈加突出。其中以用于波音 777 飞机的 GE90 系列(如 115B 等)发动机的掠形大流量宽弦复材风扇叶片最具代表性,并经过了十多年、高达 3600 万飞行小时的实际应用考验^[3]。复合材料风扇叶片目前较为成熟的是树脂基碳纤维增强复合材料(CFRP),已经在通用电气(GE)公司的 GENx、GE9X,CFM 公司的 LEAP,罗·罗(Rolls-Royce)公司的 Trent XWB 等多个型号发动机上开始应用。此类叶片的常用制造工艺多为热压罐固化预浸料法(Prepreg Layup and Autoclave Processing)或树脂传递模塑成形(RTM)法。不过热压罐固化预浸料法的工艺成本相对

较高,近年来通过对碳纤维三维编织后再以专门开发的树脂传递模塑成形(RTM)工艺制叶片^[4]的方法获得了较高的重视。比较典型的如 CFM 公司 LEAP 发动机的风扇叶片(仅重 4.2kg),斯奈克玛公司(SNECMA)在叶片制造中与 Albany Engineered Composites 公司合作发展了一种碳纤维三维编织技术,比起传统的二维复合材料编织,它可以在多个方向(以及局部区域)上显著增强零件的强度;总长达数英里的碳纤维经过三维编织机编织后,再用水刀切削为精确的纤维预成形体,然后在 RTM 模具中注射树脂并进行热压固化,从而实现叶形毛坯件的成形(图 2、3)。这个叶片成型过程需要 24h 完成,此后再进行钛合金包边等并完成 LEAP 风扇叶片的最终加工和安装^[5]。除了树脂基复合材料外,轻金属基/陶瓷基复合材料(MMC)风扇叶片的研发也一直在深入开展,与 CFRP 叶片相比,MMC 制作的叶片具有更好的比强度与比刚度,耐冲击(冰雹、鸟撞等外物打伤)和抗冲蚀(沙子、雨水等)能力也要更强^[6]。例如,通用电气公司在 F136 发动机上的技术验证表明^[7],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,从而显著改善发动机的推力和使用效率。普惠公司(Pratt & Whitney)也曾为 PW4084 发动机进行了基于碳化硅连续纤维增强钛基复合材料(TMC)的风扇叶片研究和试验工作^[8],采用超塑成形/扩散连接工艺来制造空心叶片,其重量轻、刚性好、耐撞击破坏强度高,可使发动机的风扇级进一步减重。纤维增强钛基复合材料的综合性能,如强度、高温性能等都比较好,因此在发动机上多种类型的零件都有较好的应用前景。不过,在为单通道飞机(如 A320neo)开发最新的 PW1217 发动机上,普惠公司与

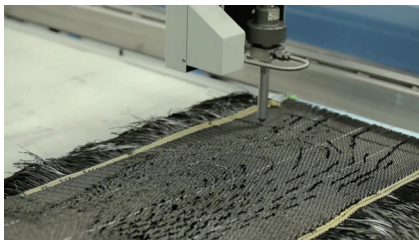


图2 碳纤维预制体的切割

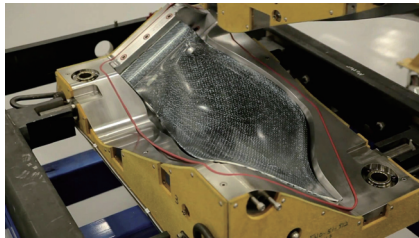


图3 通过RTM工艺制成的风扇叶片

Hamilton Sundstrand 公司合作测试了 3 种不同材料的风扇叶片: 传统的钛合金、复合材料和多种金属综合类型。测试后普惠公司指出, 对于单通道飞机而言, 风扇直径相对较小, 复合材料即使是三维增强型的复合材料叶片, 为了提高强度(例如防鸟撞)也要做的相对较厚, 从而会降低发动机的气动性能。金属材料的强度相对较高, 叶片可以做的较薄, 气动性能也较好。因此, 普惠公司最终在 PW1217 发动机选择了基于轻金属基体和钛合金包边的空心风扇叶片设计^[9]。其实, 罗·罗公司也曾指出为了满足实际使用中的强度要求, 复合材料风扇叶片会比通常的金属叶片厚, 无法达到同等的气动效率, 同时在抗杂物及鸟撞方面也存在隐患。

尽管复合材料叶片通常采用了近净成形方法, 但是在制造过程中及一些关键部位, 精密加工还是不可少的。而复合材料的切削特性和普通的金属材料有着巨大的差别。例如, 复合材料的内部微结构存在着比较复杂的组分及相, 相对于基体材料, 纤维或者颗粒增强体一般硬脆性高、加工性很差(图 4), 通常加工复合材料时刀具磨损较快, 有时候也会导致纤维和基体结合面上发生纤维拉出、脱开等损坏。因此, 研究轻质高强度

复合材料的加工机理, 解决好切削过程中的刀具摩擦磨损及热积累问题, 实现高表面完整性和精度的加工, 一直都是当前复合材料加工技术的一个核心问题。近年来, 国内外对树脂基复合材料及颗粒增强型金属基复合材料的切削、磨削及非传统加工工艺的实验研究和仿真分析等开展的比较多^[10-11], 解决了不少的工艺问题。但纤维增强特别是长纤维增强型金属基复合材料的加工技术难度非常大, 近年来的一些探索性研究都集中在非传统切削方式的尝试上, 还有待更深和更广泛的研究。

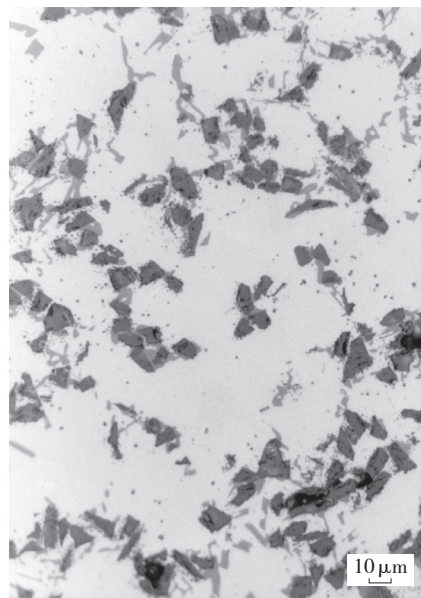


图4 SiC颗粒增强复合材料中的颗粒相

钛合金叶片的加工技术

大推力大涵道比商用航空发动机上常用的转子叶片以钛合金(压气叶片)和高温合金(涡轮叶片)用量较大。较为普遍的压气叶片多以 Ti-6Al-4V 中等强度高损伤容限型钛合金为主, 在钛合金谱系中, Ti-6Al-4V 由于在耐热、强韧、耐腐蚀、抗疲劳及可加工性方面具有较好的综合性能, 应用的最为广泛, 约占到了全部钛合金应用的 75% 以上^[12], 自 20 世纪五六十年代以来, 国内外在其加工机理研究、零件制造应用上的工作也比较广泛。当前对 Ti-6Al-4V 中低压

压气叶片的一个重要关注点在于如何高效率地实现高精度、高表面完整性的叶片加工(图 5)。近年来西方航空发动机企业为钛合金叶片的高速高效加工研究提供了大力支持, 产生了大量的成果。其中一些研究也表明无粘结剂的微晶粒 CBN 刀具在钛合金高速切削时通过采用合适的切削参数(如切削速度约 400m/min, 进给速度约 0.01mm/r)可实现较高的刀具寿命^[13], 这可能预示着钛合金高速高效加工的一个方向。不过也有实验研究指出了钛合金高速加工中存在一些难点, 例如, 钛合金零件的表面加工质量在高速加工过程中很难保障, 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条件(如加工参数、切削液等参数)非常敏感, 切削速度的不同会显著影响零件表面的疲劳强度。当前对钛合金精密高效加工中的另一个关注点是复杂曲面在多轴加工中的精度问题。在过去几十年欧美国家就自由曲面加工过程中刀具的展成运动形成的拟合曲面与理想加工曲面之间的误差产生机理及其补偿方法做了大量的技术研究, 这些成果与多轴机床的数控加工系统集成, 成就了他们在先进的自由曲面多轴加工机床甚至叶片加工专用机床(如意大利 C.B. Ferrari 公司等)上的领先地位。在欧洲, 例如 Starrag/TTL 等公司专门为航空发动机的钛合金叶片开发了复杂三维型面高精度自适应切削技术及装备。如果再辅以新发展的激光冲击喷丸(LSP)强化技术, 则能极大地增强零件抗疲劳、微动磨损及应力腐蚀的能力。例如罗·罗公司就通过钎玻璃激光器产生 1000MW 峰值功率及百万磅/sq.ft (1sq.ft ≈ 929.03cm²) 的压力波, 能在钛合金叶片表面形成 1.0mm 深的压应力层。应用高度集成的自动化生产系统也是提升叶片加工效率、降低生产成本的一个关键途径。诸如

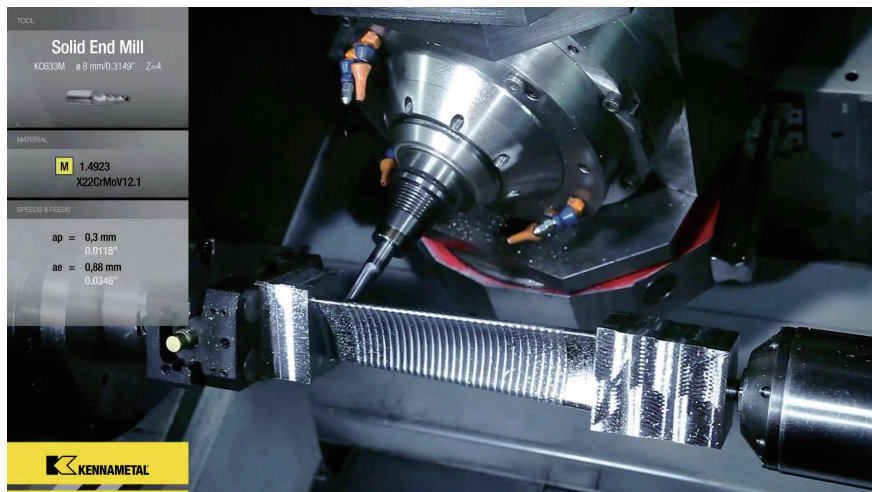


图5 叶片的五轴数控铣削 (Kennametal)

罗·罗、普惠以及通用电气等公司30多年前就已经实现了普遍的机械化、自动化生产模式,通过集成化的数控精密加工及自动化在线质量检测,其生产效率能够达到我国企业的10倍。其叶片制造过程中,工装与机床刀具都装有在线的结构变形与应力监测传感器,通过复杂的控制系统能够在工装与机床刀具之间实现自适应的数控联动以最大限度的控制加工精度和质量,从而确保其世界领先的叶片生产质量、精度及性能。

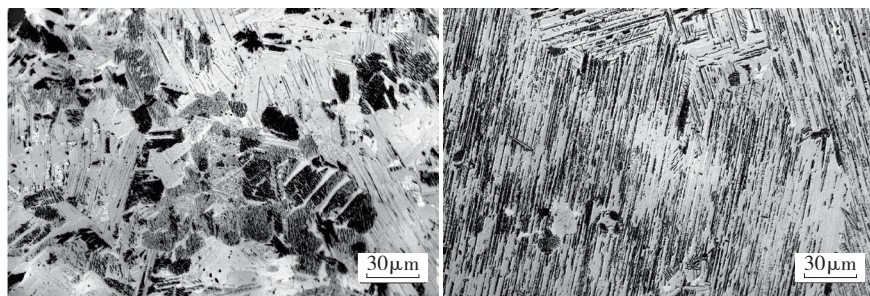
近年来航空发动机钛合金叶片发展中一个重要的领域是 γ 钛铝合金(γ -TiAl)的应用。 γ -TiAl已经演化了3代以上,20世纪90年代以来先后发展的Ti-45Al-2Mn-2Nb-0.8TiB₂、Ti-46Al-8Nb-1B以及Ti-45Al-8Nb-0.2C等 γ -TiAl(图6),相比于传统的Ti-6Al-4V合金,在高温、结构强度、抗腐蚀性以及阻燃(抗钛火)性能上有着更优异的表现,高温工作性能也与Inconel 718镍基合金接近,但密度只有其一半^[14-15]。因此,近年来在发动机热端区域逐步得到了应用,有研究甚至认为将来在低压涡轮部分广泛采用耐高温 γ -TiAl可以使民用航空发动机减重达100kg以上。目前,在GE公司的GENx-1B发动机上,已经采用 γ -TiAl制造低压涡轮的最后两级叶片^[16]。不过,

γ -TiAl零件的加工技术挑战仍然存在。 γ -TiAl属于典型的难加工材料,脆性大、传热性能低又比较黏,传统上钛合金加工中出现的切削热易聚集、刀具易磨损等问题仍然存在且更突出^[17]。罗·罗等公司已经对 γ -TiAl零件的可加工性、多种加工方法(如传统车削(铣削)、磨削、钻孔、高速加工以及电加工技术等)作了较为长期的研究与比较,由于 γ -TiAl切削区的热效应更突出,钛合金的使用性能对于表面完整性又特别敏感,因此,加工表面的完整性一直是这一研究中的一个重点。较多的相关机理性研究以传统切削方式为基础,从加工方法和加工参数变动出发,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。

无余量成形叶片的精密加工技术

近净成形(无余量精密锻、铸造以及超塑成形等)工艺能直接形成叶片的复杂曲面,取消了叶身表面的材料去除环节,从而能改善叶身在高温、高压及高速旋转条件下的耐疲劳等机械/物理/材料性能,提高叶片的抗疲劳强度和工作寿命,已成为当前西方先进航空发动机转子叶片技术的重要发展趋势。但是,这一技术也给叶片加工制造带了严峻的技术挑战。此类叶片的机械加工——包括进排气边及叶尖等,特别是榫头部分的精密高效加工——是以无余量成形的薄壁曲面叶身为零件的加工、测量基准。由于叶身所具有的自由曲面及薄壁特性,以叶身曲面为基准进行定位、夹紧和榫头加工,容易出现过大的偏差及变形,在位测量的精度不容易保证,因此,要实现榫头加工的高表面完整性和形位误差是非常困难的;同时,转子叶片装配中榫头又是叶片的安装部位,加工误差及表面完整性又必须严格控制。这两重因素的存在及相互影响,由于无余量精密锻/铸造转子叶片材料特性、复杂薄壁曲面构型等因素,都使得叶片的加工误差及其表面完整性难以保障,极大地影响了发动机的整体性能。传统上,为了解决无余量精密成形叶片由于其复杂薄壁曲面构型带来的工件刚性差、误差难控制的



(a) Ti-46Al-8Nb-1B

(b) Ti-45Al-8Nb-0.2C

图6 TiAl合金的典型微结构^[18]

问题,较为常用的一种方法是使用低熔点合金浇注工艺,即对已经完成叶身无余量精锻和进排气边加工的叶片毛料,用六点定位法夹持叶身进行浇铸,把复杂的叶身点定位转换成规则的面定位,得到浇铸块后用浇铸块定位进行叶片后续精密加工的工艺方法(如图7所示)。但这种工艺存在非常明显的缺陷:(1)曲面零件的定位基准转换过程受实际工艺的影响,会引入较大的定位误差,严重影响加工精度;(2)为了增强刚度低熔点合金常常包覆了待加工面,但是由于钛合金较强的化学活性,在加工区域的高温影响下,钛合金可能会和低熔点合金发生反应,从而损害零件的表面加工质量;(3)生产准备复杂、工作时长、工作效率比较低,同时工人劳动强度过大会对生产安全性和产品质量有影响;(4)由于后续需要加温熔化工序,合金也可能在叶片表面上有微量残留,对叶身表面有潜在影响;(5)低熔点合金浇注工艺过程存在着一定的污染,工况恶劣,隐患比较大。

正因为这些技术缺点,过去二三十年中,经过多年的艰难技术研究,西方的主要航空发动机企业才终于突破了近净成形叶片的新型加工工艺,改而应用更加先进的基于叶身多点直接定位夹紧的精密化、高效化的叶片保形加工技术,并在钛合金叶

片、高温合金涡轮叶片以及新型复合材料成形叶片的生产制造中采用了此项技术,以实现叶片更加精密、高效、清洁的加工。基于叶身多点直接定位夹紧的精密化、高效化的叶片保形加工技术,借助无余量精密锻(铸)造叶身曲面,通过多个高精度定位元件对叶片形成定位;配上辅助支撑元件以提升叶片的刚性,对叶身直接夹紧后,直接铣削或磨削榫头以达到较高的精度及效率(图8)。这一新型工艺不仅消除了传统低熔点浇注法的技术缺点,由于整个的加工过程可以在加工线上连续完成,从而在当前加工技术与装备日益自动化的背景下,为发展叶片加工检测自动化生产线提供了便利;也降低了加工过程中人为因素的影响,既提高了加工精度、生产效率,也能够显著削减制造成本。目前,尽管国产主力型号发动机叶片加工制造非常需要基于叶

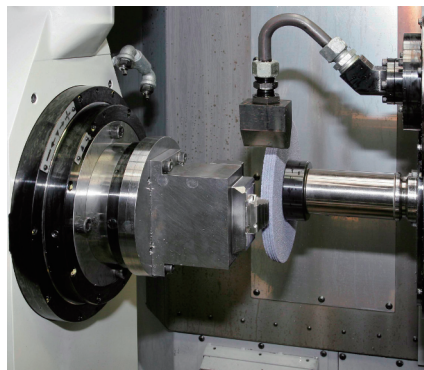


图7 叶片低熔点合金浇注加工

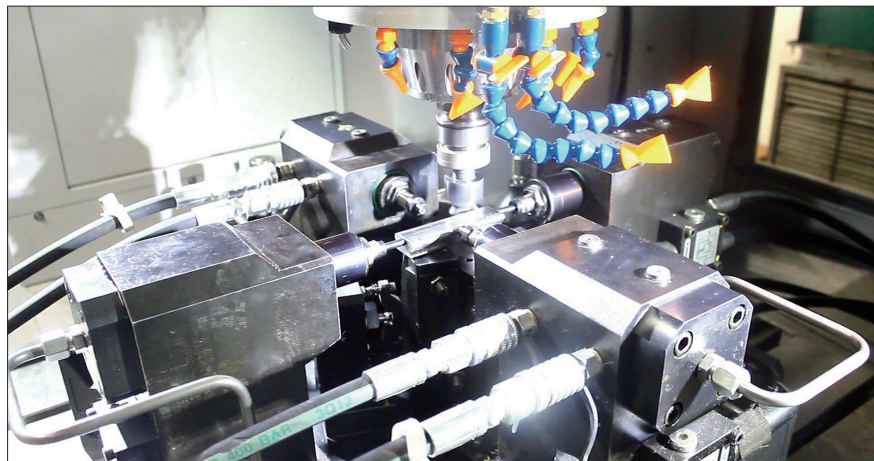


图8 多点定位-夹紧-支撑方式下的叶片加工

身多点精密定位夹紧的加工技术并进而推动自动化生产系统的建立,但我国在这一前沿领域的研究基础仍较为薄弱。近年来,国内清华大学等单位开展了航空发动机叶片自适应保形加工技术的研究,重点针对近净成形叶片的精密高效制造,以复杂薄壁曲面叶形为定位基准,通过“叶片-工装”系统的刚性提升成功抑制了加工过程中的叶片变形问题,并通过数控机床和工装系统之间的交互通信机制实现了动态加工过程中机床刀具和保形装置之间的敏捷协调,确保了叶片加工过程中的工艺稳定性以及叶片的质量、效率还有作业安全。这一技术,对未来我国的航发叶片自动化示范线建设有着重要意义。

发展中的叶片加工制造误差理论

航空发动机叶片的精密高效加工技术的成熟和发展,离不开一系列关键的基础科学理论及方法的支撑。其中,复杂曲面叶片加工误差理论的发展对于当前叶片制造精度及其一致性的保障、对叶片自动化生产技术的进步都有着非常重要的作用。多年来国内外在复杂曲面零部件加工制造误差的形成原理上,重点从两个方面形成系统性的框架:(1)自由曲面加工过程中刀具的展成运动形成的拟合曲面与理想加工曲面之间误差形成的原理及其补偿方法。这主要涉及自由曲面多轴数控加工的原理,多轴铣削过程中的刀具展成及其拟合曲面误差等方面的研究在欧美发达国家已经有约40年的历史,发展出了包括微分几何/运动学(DG/K)方法等在内的多个自由曲面切削的刀具规划理论^[19-20]。在此基础上建立的自由曲面数控加工编程技术再与以工程实验为基础的典型零件材料工艺数据库结合起来,在诸如DMG、C.B. Ferrari、MAG等先进机床

装备制造企业与数控系统开发企业和数控加工软件企业三者实现贯通,为近年来新型航空发动机叶片精密加工及其自动化技术的发展做出了极大的贡献。(2)影响曲面零件加工精度的多种误差特征在空间上的累积与传递机理。由于工艺系统中影响曲面零件加工精度的误差特征比较多,因此制造误差在空间上的累积与传递作用非常复杂。以叶身曲面定位的榫头加工中,其误差分析的关键难点在于定位误差以及向待加工面的误差传递作用要比传统的平面、圆柱面定位要更复杂,精准的计算与控制也更为困难。当前比较典型的研究思路是分步逐次逼近的方法来获得一个最佳的定位布局,使得叶身定位曲面与叶形理论曲面相匹配,并将叶身及工装等误差因素对这种匹配性的影响降到最低限度,从而提高叶片榫头及叶边加工的精度及其一致性^[21-22]。

薄壁曲面零件加工中的另一个关键因素是其刚度较弱带来的变形误差^[23-24],这也是影响制造精度的关键因素,合适的装夹预紧力能够在加工前增加工件的刚度,紧固零件并抑制加工中的变形。这其中首先要解决的就是“零件-工装”系统的刚性变化问题。目前的主要研究手段就是从复杂曲面多轴加工的切削动力学入手^[25-26],研究包括工件、刀具、工装、机床(特别是主轴)等在内的整体工艺系统的综合刚性及其变化特点,进而揭示不同切削参数、零件材料特性等影响下切削力、结构变形和表面精度的变化规律,从而指导叶片加工过程中的误差补偿及刚性优化^[27-28]。

我国商用航空发动机叶片加工技术的发展建议

加速提升航空发动机叶片的先进加工技术对于商用大涵道比涡扇发动机的研制、发展和应用都有着至

关重要的作用。现在,商用航空发动机的自主研制对制造技术提出了更高更迫切的要求,我们亟需从关键基础技术入手,大力促进航空发动机叶片先进加工技术的发展与应用。

(1)重视叶片加工工艺的基础理论和关键技术研究体系的建设。我国发动机叶片制造技术整体上与国际先进水平存在十几年以上的差距,欧美国家今日的航空发动机先进加工水平既不是一日形成也不是仅仅依托几家巨型公司就实现的。更重要的是以发动机产业的重大需求为线索,从基础学术研究、共性基础方法研究、产业核心技术攻关再到重大工程应用等多个层次全面推动发展,形成了叶片加工工艺的基础理论和关键技术研究体系的良性结果。这也是我国发展航空发动机先进加工技术体系的必由之路。(2)站在战略高度大力推动、组织产学研的深度合作。无论是对基础理论发展的支持力度,还是对前沿技术的消化吸收能力,以及对新技术的自主研发能力的表现远非今日我国航空骨干企业所能企及。当前,应从我国的现实国情出发,将众多高校的人才优势和研究能力与航发叶片加工技术的工程需求结合起来,从国家层面推动、组织产学研协作体系的建立和深度合作的开展,加强航发叶片加工技术的基础研究和关键技术向产业应用的通畅转化。(3)紧紧抓住国家发动机重大专项工程的契机,将叶片加工工艺的基础理论和关键技术作为航空发动机产业“强化基础、提高能力”的一项关键环节,围绕着当前航空发动机叶片先进制造的几个关键技术难点做好突破。特别是密切跟踪当前国际航空发动机叶片先进制造的技术发展趋势,从高品质、高效率 and 低成本等需求出发,做深做透碳纤维基/轻金属基新型复合材料叶片的加工工艺研究,攻克新型钛合金(包

括 γ 钛合金)、高温合金等关键加工技术的研究和应用难题,既是建设叶片加工工艺的基础理论和关键技术研究体系的突破点,也是我国航空发动机叶片的精密高效加工技术发展的关键所在。(4)高度重视并真正落实发动机叶片设计制造一体化协同的理念。作为当代加工制造技术的前沿领域,发动机叶片的工作状态常常处于零件材料工艺的“极限”条件,叶片的设计-材料-工艺三者之间有着极其密切的关系。应学习西方的先进经验,将面向制造的设计等工程理念真正融入叶片加工技术的开发之中,全面推广包括工艺仿真分析、零件性能模拟、数字样机等计算机模拟仿真工具以及零件材料工艺数据库和设计制造技术规范的深入应用,以科学化标准化的研究开发流程为支撑在设计之初就理清关键的材料及工艺问题,从而通过设计与制造两大环节的密切配合、通力协作实现高品质、低成本的叶片制造。

结束语

当前,我国航空发动机叶片加工技术的发展既面临着宝贵契机,也承受着巨大挑战。理清不同叶片材料的性能及其加工工艺的内在特性,从理论本质和工程技术两个层面掌握叶片加工的技术内涵,是掌握航空发动机叶片先进加工工艺的关键所在。应紧紧抓住国家发动机重大专项工程的契机,将叶片先进加工技术作为航空发动机产业“强化基础、提高能力”的一项关键环节,围绕着新材料、新工艺等重要问题,推动叶片加工工艺的基础理论和关键技术研究体系的建设,促进我国航空发动机叶片先进加工技术的跨越发展。

本刊共有参考文献 28 篇,因篇幅所限未能一一列出,如有需要请向本刊编辑部索取。

(责编 亿霖)