



先进航空焊接技术

Advanced Aviation Welding Technology

中航工业沈阳黎明航空发动机(集团)有限责任公司 曲 伸 宋文清 黄青松 倪建成 杨 烁



曲 伸

研究员,中航工业黎明发动机公司熔焊技术首席专家,长期从事焊接技术研究开发,发表论文 10 余篇,获专利多项。

从先进航空发动机焊接技术的发展趋势看,过渡液相扩散连接(TLP-DB)、焊接修复及增材制造技术、激光(复合)焊接技术和焊接表面完整性(焊缝性能恢复及增强技术)等会成为今后新结构、新材料连接技术的重要发展方向。

焊接是航空发动机制造中的关键技术之一,随着对航空发动机高推重比、高可靠性、长寿命和低成本设计和制造要求的不断提高,现已大量采用新材料、新结构,如风扇整体叶盘、单晶涡轮叶片以及多孔层板结构等,焊接作为主要的加工工艺,其连接工艺性、表面完整性、质量稳定性和使用可靠性已成为决定航空发动机性能的关键因素。从先进航空发动机焊接技术的发展趋势看,过渡液

相扩散连接(TLP-DB)、焊接修复及增材制造技术、激光(复合)焊接技术和焊接表面完整性(焊缝性能恢复及增强技术)等会成为今后新结构、新材料连接技术的重要发展方向。

过渡液相扩散连接 (TLP-DB)

TLP-DB 是针对新型高温材料的高性能连接需求而发展的新型焊接技术, TLP 采用与基体冶金性相匹

配的中间层在焊接温度下发生一定程度的熔化后填充焊缝,固液相之间相互扩散,随后发生以基体为母晶的外延生长方式的等温凝固,再经过充分扩散,获得与基体材料组织性能相近的焊缝组织。TLP-DB 适用于难焊接材料的连接,如金属间化合物、单晶合金、氧化物弥散强化(ODS)合金及异种合金等,而且焊缝综合性能良好。美国于 20 世纪 70 年代在金属间化合物合金导向叶片上率先采用 TLP 技术获得成功,使不能采用熔焊方法实现可靠连接的新型高温材料应用范围大大增加,降低结构重量,提高了发动机性能。

TLP 一般分为液相生成(中间层的熔化或中间层与基体的共晶反应)、等温凝固(Isothermally Solidification)、成分和组织的均匀化(Homogenized)3 个阶段。典型的 TLP 焊缝见图 1^[1],TLP 的主要优点有:等温凝固后接头成分与母材相近,焊缝综合性能好;比扩散焊要求的压力小或不加压力,零件焊接变形小;对结合面的氧化层清理要求低,有一定的“自清洁”能力,工艺适应性广;接头在较低的温度下实现焊接,高温性能好。

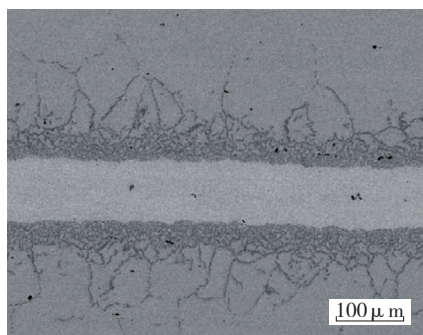


图1 Inconel625合金的TLP焊缝

由于上述优点,TLP 在焊接复杂结构及特殊材料高温部件时体现出极好的工艺适应性,焊缝综合性能好。国内现已开展了相关研究,并已取得一定进展,在一些高温部件上已有应用。今后的研究重点是:TLP 连接中间层合金设计技术;特种材

料 TLP 焊接的工艺问题,如焊接后熔蚀、多晶化及强化相控制技术。

焊接修复及增材制造技术

每年全球航空发动机(燃机)零件,尤其是热端部件修复市场有数十亿美元的规模,国外的焊接修复技术已经成熟、稳定地应用于航空发动机涡轮叶片等热端部件上,在可修复缺陷界定、缺陷去除、焊缝清理及焊后寿命评估方面已形成完整的工程化体系。目前,国内航空发动机涡轮叶片等热端部件焊接修复存在的技术难点有:

(1) 焊前缺陷的清理问题。高温使用的发动机部件裂纹等缺陷内部常沉积了大量的积碳和氧化物等,影响焊接修理质量。焊前将这些沉积物彻底清理难度较大,通常的机械打磨方式会对基体材料造成较大的损伤,打磨后形成的大间隙对后期修理有不利影响。目前国外已采用一些新工艺来解决此类问题,如真空气相清理技术等。

(2) 焊接过程中的问题。如高铝钛含量镍基合金熔焊时由于 γ 相中 γ' 相析出而产生的热裂纹和钎焊时焊缝中产生低熔点脆性相问题不易解决,因此这些都是在技术开发中应重点研究的问题。目前国内已有一些发动机和燃机压气机叶片、涡轮叶片上采用多种焊接工艺修理并取得较大进展,但一些关键技术未能突破,还没有达到国外的工程化、大批量成熟应用水平。

相对于涡轮叶片等热端部件修复技术,整体叶盘修复技术基本还处于实验室验证阶段,欧美等国外研究机构均长期投入巨资研究,目前有报道称经激光快速成型修复后叶盘通过试车考核,但零件疲劳强度降低了 20%~30% 左右。

航空发动机整体叶盘结构修复的研究重点是:可修复缺陷范围的界定、缺陷去除范围和评估、焊接修

复工艺和变形控制技术、焊接缺陷控制及检测技术、焊后局部热处理技术、焊后零件自适应加工及变形控制技术、焊后零件性能恢复(强化)技术、修复后零件质量评估及寿命考核等,尤其对新型航空发动机整体叶盘零件,修复后材料性能恢复和零件性能寿命考核是目前亟待解决的技术难题。

除常规的熔焊、钎焊方法修复外,近年来增材制造技术在焊接修复领域受到极大关注。增材制造技术因其在生产和维修方面的突出优点而成为美国国防领域最具价值的技术之一。其中,基于粉末的增材制造技术可用于修复航空发动机零件以及直接进行快速成型制造,如电子束冶金方法(EBM)、激光近净成型(LENS)、选择性激光烧结(SLS)等。无论是焊接修复还是快速成型制造,它们均以数字化 CAD 模型为基础,应用分层制造思想,提取成型路径,将粉末分层沉积到基体上,最终实现原始尺寸恢复或沿成型基面快速成形制造。采用了快速凝固技术后,可获得非平衡态过饱和固溶体及组织均匀致密的金相组织^[2],几乎达到或超过锻件水平。图 2 为国外采用激光修复的单晶涡轮叶片和钛合金叶片^[3]。

激光复合焊接技术

激光的能量密度要比电子束高一个数量级,因此更能体现出高能束流的优点,中航工业黎明公司完成的试验表明,钛合金激光焊的室温和高温瞬时强度与电子束焊相当,但激光焊接形成的更具多向性的特殊网篮组织使焊缝低周疲劳循环次数达到电子束焊的 1.4 倍。

国外已将激光焊代替传统工艺大量应用于飞机钛合金壁板和桁条的连接^[4],降低了结构重量,提高了生产效率和安全性(图 3)。

美国普惠公司完成涡轮叶片

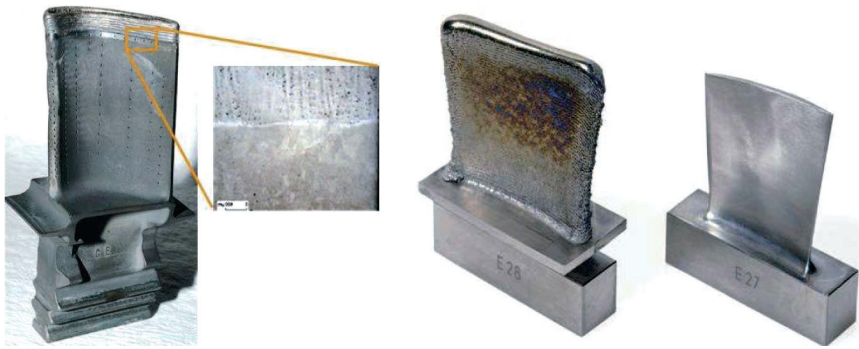


图2 激光修复叶片

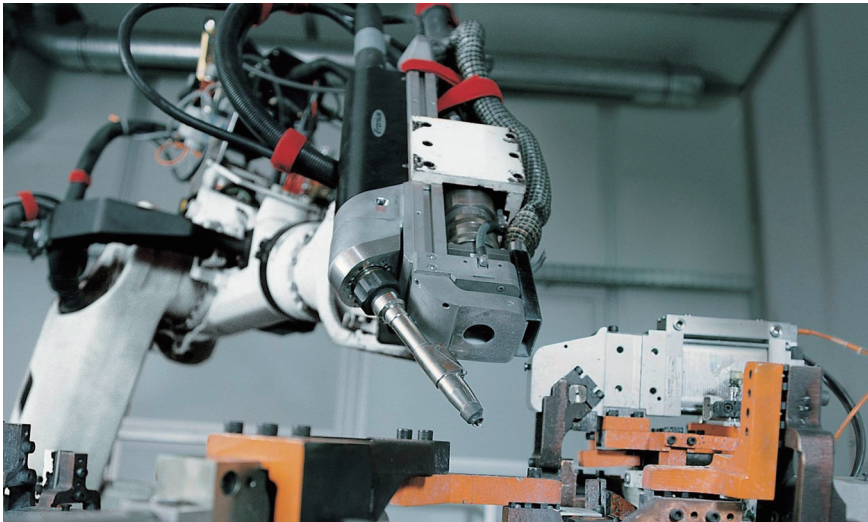


图3 激光焊接设备及工装

所需部件的自动激光焊接,如JT9D和FLO的二级涡轮转子叶片以及V2500、F100-PW-220、PW2037、PW4000等发动机的涡轮叶片、导向叶片、机匣、燃烧室等。美国GE公司也已成功完成了发动机导向叶片组件的激光焊接,有效地解决了镍基合金零件激光焊接变形与裂纹等问题,并用6kW的CO₂激光设备焊接喷气发动机燃烧室衬套。英国R&R公司用固体激光器与机器人组合完成钛合金和高温合金的自动化焊接,保证了焊缝和焊接过程的一致性,减少了焊接变形,接头残余应力低,大大减少校形工作量。国外还在金属间化合物等特殊材料(如Ni3Al)激光焊方面做了很多研究工作。

激光复合焊接是近年来最受业界瞩目的焊接技术之一,是下一步最

有可能在航空制造业中得到大规模应用的焊接技术。该技术利用可填丝的优点,在提高焊接熔深和工艺适应性的同时,还可以改善焊缝冶金性能和微观组织。激光具有吸引、约束、稳定电弧的特点,不仅能够改善电弧的形态,也能够改变熔滴的过渡方式,电弧的预热作用可以大大提高材料对激光的吸收率,可焊接厚板,焊接适应性更高。它的高适应性不仅在于对间隙、错边、对中偏离的敏感性降低,还可以降低对焊前加工精度和焊接工装的要求。通过调节电弧与激光的不同作用位置,可有效提高对间隙误差的容忍度。激光复合焊接技术(如激光-MIG复合)在发动机机匣类零件和飞机钛合金结构焊接方面具有独特优势,比MIG焊接的热输入小很多,零件变形和焊后残

余应力小,比电子束焊要求的装配精度低,在焊接过程中送丝可实现空间复杂形状安装座的角焊缝焊接。与MIG和激光焊相比,激光复合焊接的热源形式决定了其有更大的熔深和更好的外观质量。

激光复合焊接技术在航空发动机薄壁零件制造上有极大的优势和应用空间。焊接变形是影响薄壁零件质量和生产效率的主要因素之一,焊接变形的存在不仅影响产品的制造过程,更重要的是也影响产品的使用性能。产生零件焊接变形的根本因素是焊接过程中不均匀的加热和冷却造成的温度应力和材料组织转变(相变)引起的组织应力,而焊后残余应力还会对零件最终加工精度和尺寸稳定性、沉淀强化合金再热裂纹的产生以及零件的疲劳强度产生很大的不利影响,因此实现焊接变形控制是薄壁机匣类零件焊接的最主要技术难点^[5]。采用激光复合自动化焊接工艺是保证工艺过程稳定并控制零件变形、保证焊接工艺一致性和稳定性的最直接方法。

高推重比发动机机匣筒体已普遍采用了化铣结构,焊接接头厚度进一步增加,甚至达到12mm左右,激光-MIG复合焊工艺以其热源集中的特点可以实现更大的深宽比,同样可以体现出其工艺优势。

激光复合焊接技术的研究重点是:焊接变形预测及控制技术、焊接过程工艺控制技术、空间型面焊缝自动跟踪技术、焊接质量在线检测技术等。

焊接表面完整性及焊缝性能恢复(增强)技术

零件焊接后表面几何特征、内部组织和应力状态会发生明显变化,焊接区性能会极大地影响零件的使用性能,如焊缝焊趾处的应力集中系数可达平均值的1.5倍^[6],另外焊缝和热影响区组织性能差异的影响,尤其

是焊后温度应力、组织应力以及拘束应力的叠加作用降低了零件的疲劳极限和使用寿命。

在航空发动机制造和修理过程中的焊接或补焊会导致材料的性能损失,一些零件焊接或补焊后无法通过热处理消除应力和恢复性能,对产品性能和质量影响极大,如何恢复或增强焊缝性能一直是难以解决的工艺问题,这在复杂结构零件如整体叶盘的修理上表现得非常突出。超声冲击和振动时效技术属于非热处理消除焊接残余应力的方法,它通过微观塑性变形和应力均匀化作用能够消除或降低焊接残余应力水平,避免热处理带来的焊接变形问题,并可大幅度提高焊接接头疲劳寿命。

超声冲击和振动时效技术主要应用于石油管道、建筑桥梁以及大型结构件等民用行业。近年来,随着航空发动机行业对焊接修复构件非热处理方法消除残余应力的迫切需求,中航工业黎明公司开展了超声冲击和振动时效工艺基础试验研究工作,并针对薄壁无余量机匣进行了处理后的应力测试,试验数据表明,采用高频超声冲击设备对补焊多次的钛合金焊缝进行去应力处理,残余应力消除率达到70%以上,提高疲劳循环次数2~3倍,完全能够满足焊接修复后的去应力处理要求。将高频超声去应力设备与相应的机械加工设备配合使用,能够实现自动化去应力处理并降低表面粗糙度,对提高航空发动机焊接机匣零件表面完整性和疲劳寿命具有明显效果。

除超声冲击和振动时效技术外,近年来国内外对激光表面冲击强化技术的研究给予了更多的关注。作为一种新型高能量密度的高效强化技术,国外在整体叶盘及叶片强化领域已得到应用,对提高零件抗疲劳性能、抗外物损伤能力(FOD)和表面完整性效果极其明显。2002年以来,美国已将激光冲击强化技术大规

模用于航空部件的制造和修理中,以改善零件疲劳寿命,不但可以提高飞

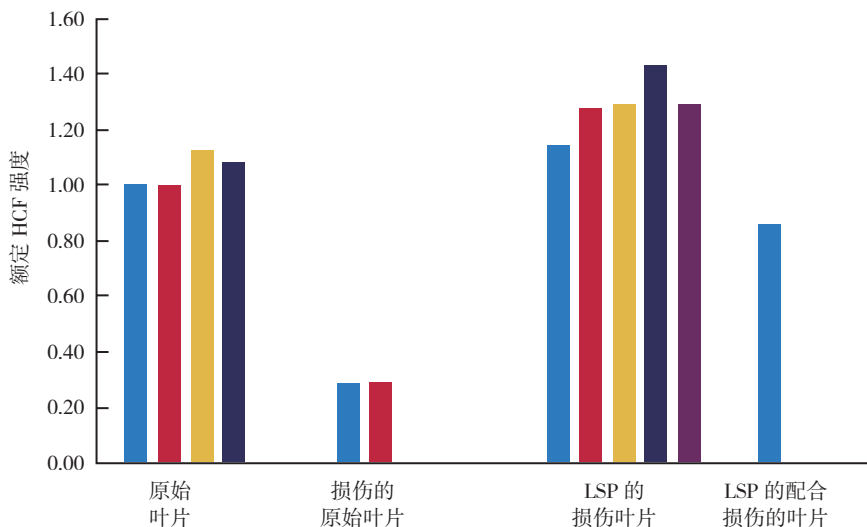


图5 激光冲击强化后提高了高周疲劳强度

机发动机的安全可靠,而且还可节约昂贵的飞机保养费和零件更换费用。国外的激光冲击强化试验表明:激光冲击强化能将整体叶盘缺口疲劳强度提高1倍以上;国内对铝合金激光表面冲击强化研究的结果显示,激光强化后材料表面粗糙度降低,表面位错密度增加,导致表面硬度值提高了36%,强化搭接区硬度提高了46%,其抗塑性变形能力、耐磨性和抗疲劳性均得到了相应的提高^[7]。

由于激光表面强化技术的独特优点,使其在焊接及修理工艺上有广泛的应用空间。我们知道,零件总寿命为裂纹起始寿命与裂纹扩展寿命的总和,引起疲劳失效的裂纹经常从表面萌生,焊缝或焊接修理区域通过激光冲击强化作用可消除焊缝表面拉应力,对材料表面至一定深度施加压应力,产生一定的屈服和塑性变形,可提高材料表面完整性,防止或延缓表面裂纹等缺陷在使用过程中向材料内部扩展,使初始裂纹稳定扩展阶段后移,提高疲劳扩展门槛应力强度因子,增加了零件使用总寿命和安全性。试验表明,激光冲击强化后的疲劳寿命延长了一个数量级,抗疲劳强度提高了30%~50%^[8],如图5所

示。

焊缝或表面修理区激光冲击强

化技术研究的重点是:激光冲击强化工艺对零件应力状态及性能影响基础研究;冲击强化后评价方法研究;激光强化技术标准体系建立等。

参考文献

- [1] Arafin M A, Medraj A, Turner D P, et al. Transient liquid phase bonding of Inconel 718 and Inconel 625 with BNi-2: Modeling and experimental investigations. *Materials Science and Engineering A*, 2007(447): 125-133.
- [2] 胡晓睿. 增材制造技术在国防领域的应用. *国防制造技术*, 2010(4):40-43.
- [3] Richter K H. Laser material processing in the aero engine industry. *Proceedings of the 3rd Pacific International Conference on Application of Lasers and Optics 2008*, 1005-1010.
- [4] 纪春雨,李伟剑,李伟红,等. 激光焊接技术发展及其在航空工业领域的应用. *航空制造技术*, 2009(S2): 126-129.
- [5] 曲仲,宋文清,倪建成,等. 大型薄壁复杂结构机匣类零件自动化焊接技术综述. *金属加工*, 2013(2):76-78.
- [6] 田锡唐. *焊接结构*. 北京:机械工业出版社,1982.
- [7] 黄舒,周建忠,孙月庆,等. 激光喷丸强化6061-T6铝合金板料的表面完整性研究. *应用激光*, 2007(6):450-455.
- [8] 梁春华. 航空发动机风扇/压气机叶片激光冲击强化技术的发展与应用. *航空制造技术*, 2012(23/24):46-49.

(责编 亦非)