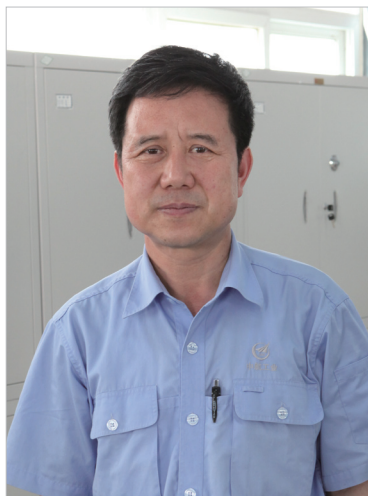


摩擦焊技术在航空发动机研制中的应用

Application of Friction Welding Technology in Aeroengine Research

中航工业北京航空制造工程研究所 张田仓 李菊 何胜春 季亚娟 张传臣 张连锋



张田仓

研究员,中航工业基础院首席专家。主要从事线性摩擦焊设备、工艺及工程化应用研究。

摩擦焊技术作为航空发动机研制中的先进连接技术,它在我国航空发动机上的逐步应用不仅会提高航空发动机的性能,而且会加快发动机的研制进度。随着航空发动机高推比、长寿命、低成本要求的不断提高,摩擦焊技术在发动机研制和生产中将会起到越来越重要的作用。

发动机整体叶盘和转子鼓筒的制造中具有独特的技术优势。

线性摩擦焊

线性摩擦焊是利用被焊材料接触面相对往复运动摩擦产生的热效应来实现焊接的。

1 线性摩擦焊研制整体叶盘的技术优势

整体叶盘是把发动机转子的叶片和轮盘加工或焊接成一体,无需加工榫头、榫槽,盘的轮缘径向高度、厚度及叶片原榫头部位尺寸均可大大减少,减重效果明显;使发动机转子部件的结构大为简化;消除榫齿根部缝隙中气体的逸流损失;避免了叶片和轮盘装配不当造成的微动磨损、裂纹以及锁片损坏带来的故障。

目前,制造整体叶盘的技术途径有以下几种:线性摩擦焊、五坐标数

控加工、电解加工、扩散焊和电子束焊。与其他技术相比较,线性摩擦焊在整体叶盘的制造上具有独特的优势,具体表现为:(1)线性摩擦焊属于固相连接,焊缝为细小的锻造组织,接头质量优良;(2)线性摩擦焊可以将两种不同材料焊在一起,这样可根据叶片、轮盘的工作条件选用不同的材料,使转子结构的重量进一步降低;(3)可以实现空心叶片与轮盘的连接;(4)可以对已损坏的单个叶片进行修理。采用整体叶盘,特别是在风扇第一级采用时,能否对整体叶盘进行修理是要考虑的一个重要问题。有了线性摩擦焊的加工方法,就可以将损坏的叶片切去后再焊上新叶片;(5)与整体机械加工制造整体叶盘相比,线性摩擦焊可节省大量贵重金属材料,并大量减少加工工时。

2 国外研究及应用

随着航空发动机性能的不不断提高,高推重比发动机要求减轻结构重量,降低研制和制造成本,这对制造技术提出了更加苛刻的要求,常规的连接技术已经不能满足发动机高推比、长寿命、低成本的要求。而摩擦焊因具有焊缝质量高、无烟尘和飞溅、无需填充材料和气体保护、材料损耗少、焊缝缺陷少等优点,成为航空发动机研制中的关键技术之一。线性摩擦焊、惯性摩擦焊分别在航空

整体叶盘是第四代航空发动机的核心结构,采用线性摩擦焊加工整体叶盘与用其他加工方法相比具有突出的优势,在新一代发动机中已得到广泛应用。

在 20 世纪 80 年代后期,MTU 公司与罗·罗公司合作,把线性摩擦焊用于欧洲战斗机 Typhoon 发动机 3 级低压压气机整体叶盘的制造并取得成功,据 TWI 资料报道,到 2007 年为止已经提供了 100 多个线性摩擦焊焊接的整体叶盘。美国 F-22“猛禽”战斗机是全球唯一进入服役的第四代战斗机,采用的发动机为普惠公司研制的 F119 发动机,其风扇和压气机 1~2 级均采用罗·罗公司研制的线性摩擦焊整体叶盘结构。其中,风扇是采用宽弦空心叶片结构。美国在“联合攻击战斗机”(JSF)项目中研制的 F-35“闪电”II 战斗机是在研的第四代多功能战斗机。采用的也是普惠公司研制的发动机 F135,该发动机的升力风扇以及一、二级风扇(为空心叶片)也是罗·罗公司提供的线性摩擦焊连接的整体叶盘。通用电气公司 F136 发动机的 3 级叶盘全部采用罗·罗公司生产的线性摩擦焊整体叶盘结构,同时也在探索将来在航空发动机的制造和维修中使用线性摩擦焊。

英国、德国、意大利和西班牙合作研制的欧洲战斗机 EJ200 发动机的 3 级低压压气机整体叶盘是线性摩擦焊技术成功应用的顶级标志。此外,线性摩擦焊整体叶盘在民机方面也有应用,日本开展的一项小型民机飞机发动机的研究计划中,其高压压气机整体叶盘采用了线性摩擦焊制造。美国波音 787 客机的发动机也采用了线性摩擦焊整体叶盘结构。

3 国内研究及应用

与国外相比,国内关于线性摩擦焊方面的研究起步较晚,研究相对滞后,目前我国新一代发动机虽然应用了钛合金整体叶盘结构,但是还没有

实现整体叶盘材料异材化(即轮盘和叶片材料还是同一种钛合金),难以满足高性能发动机对不同部位性能各有侧重又彼此兼顾的设计要求。

在摩擦焊机理研究方面,在相关项目的支撑下,针对异材钛合金线性摩擦焊的产热机理及温度场形成与演变规律、焊接过程金属塑性流动行为、微观连接机理、焊接可靠性等开展了深入的研究,研究表明线性摩擦焊过程存在“超扩散行为”,与普通扩散焊相比,原子的扩散系数约高两个数量级,而且在线性摩擦焊界面处原子发生了扩散和再结晶,形成的共生晶粒,如图 1 所示。研究成果已经用于风扇一级整体叶盘和压气机一级整体叶盘的制造。

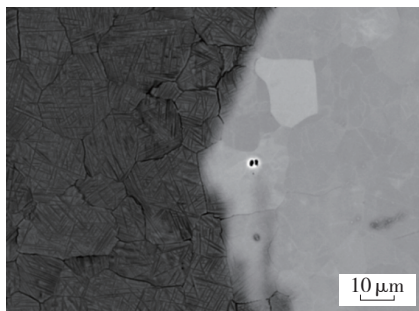


图1 界面处的共生晶粒

在线性摩擦焊整体叶盘研制方面,开展了 TC4、TC11、TC17 钛合金线性摩擦焊工艺研究,在相关项目支撑下,先后成功研制了风扇一级整体叶盘并通过了超转及低循环疲劳等相关试验考核、压气机一级整体叶盘并通过了低循环疲劳试验考核。此外,针对风扇三级整体叶盘结构,完成了叶盘的研制,下一步计划进行试验考核;针对核心机驱动风扇整体叶盘结构,完成了工艺盘的研制,打通了核心机驱动风扇整体叶盘研制的工艺路线。

惯性摩擦焊

惯性摩擦焊中,焊接所需能量主要由飞轮上储存的动能提供。

1 惯性摩擦焊焊接转子部件的技术优势

发动机转子部件包括压气机转子、涡轮转子和涡轮轴,这是发动机的核心部分。传统的转子结构由机械紧固原理组装起来,但机械连接增加了整机的重量,增加了结构的复杂性,提高了成本并降低了寿命。理想的转子结构应为整体制造,从而保证结构尺寸的精度和稳定性,降低重量并减少应力集中。这在高推重比、高转速发动机的转动系统设计上具有决定性的意义。

惯性摩擦焊工艺能够满足发动机转子鼓筒焊接技术指标的要求,是一种最理想、可靠的连接方法。使用惯性摩擦焊制造整体转子部件,将产生效益:(1)增加构件的强度和刚度;(2)解决振动和扭矩传递不均匀问题;(3)降低锻造复杂形状毛坯的难度,简化毛坯准备工作,减少材料加工量,提高经济效益;(4)惯性摩擦焊代替机械连接可减轻重量,避免机械连接出现的技术问题。可以满足特殊的设计要求,增加设计灵活性。

2 国外研究及应用

60 年代末期,美国 GE 公司提出了将惯性摩擦焊技术正式用于压气机整体转子部件制作的研究方案,采用惯性摩擦焊,消除了与熔化焊过程中熔化和凝固有关的冶金和工艺质量问题,由于加热快、热量集中、温度低、残余应力小,困扰人们的裂纹问题得以解决。进入 80 年代后期,惯性摩擦焊已发展成为 GE 公司各种高温合金和粉末高温合金发动机整体转子部件的定型主导连接技术,惯性摩擦焊高温合金转子结构如图 2 所示。随后在 P&W、Lycoming、Sneema、MTU、罗·罗等国际著名公司开始得到应用。

MTU 公司开展粉末冶金高温合金的惯性摩擦焊研究的结果表明,惯性摩擦焊也是焊接粉末高温合金的最佳工艺方法。在焊接工艺优化的条件下,Udimet700、Waspaloy、In100、Ren é 95、Ren é 88DT、



图2 发动机高温合金转子

RR1000 粉末高温合金惯性摩擦焊接头的力学性能均能与母材等强。

MTU 公司最新设计的高压压气机连接轴,采用低膨胀高温合金 INCOLOY909 和 INCONEL718 异种材料连接,相关研究人员对 INCOLOY909 和 INCONEL718 惯性摩擦接头微观组织进行分析,结果表明:接头区组织为细小等轴晶粒。

英国曼彻斯特大学与罗·罗公司合作开发惯性摩擦焊在压气机榫筒、涡轮盘以及涡轮轴的制造工艺。同时对粉末高温合金 RR1000 的惯性摩擦焊工艺和焊后热处理进行了系统的研究(图 3 为 RR1000 惯性摩擦焊焊样件),并针对双合金涡轮盘的应用需求,开展了 RR1000 与 No7001 和 No7720 合金(承受 870℃ 高温,但与 RR1000 粉末高温合金难以采用熔焊的方式连接)的惯性摩擦焊工艺研究,从而使 RR1000 与这两种高温合金采用惯性摩擦制成双合金整体涡轮盘成为可能。



图3 RR1000 惯性摩擦焊试样

国外使用惯性摩擦焊技术的航空发动机主要有:CF6-80E, F118, F404, TF39, GE4, GE90, T55 和 T58、CFM56、GENx、TENT900 和 TRENT1000 等。

3 国内研究及应用

国内关于发动机压气机转子部件摩擦焊技术的研究始于“七五”期间,针对 GH4169 进行了深入的研究,摩擦焊接头区的组织为动态再结晶细晶区、变形晶粒区和热影响区,焊缝中的 γ'' 和 γ' 相在高温热循环下完全溶于基体, δ 相部分溶于基体,表明 δ 相的溶解有滞后现象。西北工业大学对 ZSGH4169 和固溶态的 GH4169 高温合金惯性摩擦焊接头焊态和焊后时效态的高温持久性能进行了分析。结果表明,对于上述两种状态合金在焊态下焊接接头的显微硬度出现明显的软化现象,经焊后时效处理,焊接接头的显微硬度分布较为均匀,并以焊合区的显微硬度最高。高温持久试验表明,经焊后时效处理的上述两种状态合金都呈现典型的韧性断裂,ZSGH4169 高温合金惯性摩擦焊焊后时效态的接头,高温持久性能最佳。

北京航空制造工程研究所和 410 厂针对航空发动机压气机整体转子部件所使用的材料(ZSGH4169)及研制工艺流程,开展了系统的试验研究和工艺模拟,目前已应用于高温合金高压压气机转子部件的生产;北京航空制造工程研究所对航空发动机压气机转子部件用高温合金 ZSGH4169、钛合金 TC17 的惯性摩擦焊接头进行了系统的力学性能测试、室温和高温断裂韧性和裂纹扩展速率测试,并结合高压压气机上惯性摩擦焊接头的受力情况,进行了损伤容限分析和裂纹扩展寿命估计。

北京航空制造工程研究所对 FGH96 粉末高温合金进行了惯性摩擦焊焊接工艺研究和接头组织观察分析(图 4 和图 5),结果表明,接头

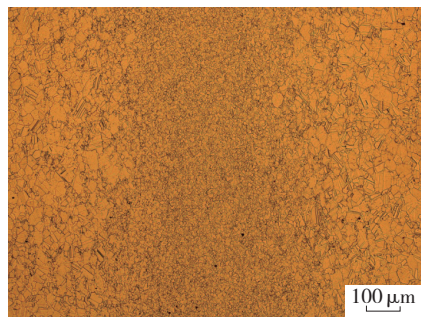
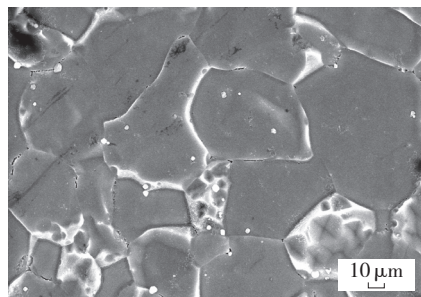
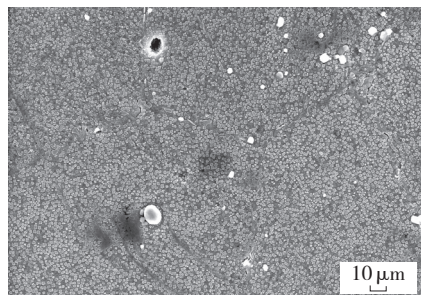


图4 FGH96接头组织形貌



(a) 接头中心区



(b) 母材

图5 强化相分布

中心区组织晶粒细小,中心区边缘为拉长的变形晶区,细晶组织中的强化相完全溶于基体,变形晶区的强化相部分溶于基体。随后进行了焊后热处理工艺研究,并进行了力学性能测试,测试结果表明:750℃ 高温强度与基体等强,塑性达到母材 80% 以上,100h 持久强度与母材等强。

结束语

摩擦焊技术作为航空发动机研制中的先进连接技术,在航空发动机上的逐步应用不仅会提高航空发动机的性能,且会加快发动机的研制进度。随着航空发动机高推比、长寿命、低成本要求的不断提高,摩擦焊技术在发动机研制和生产中将会起到越来越重要的作用。(责编 小城)