

# 激光技术在风扇/压气机整体叶盘结构修理中的应用

Application of Laser Repairing Technology for Fan/Compressor Blisk

中航工业沈阳发动机设计研究所 孙明霞 梁春华 张世福



孙明霞

中航工业沈阳发动机设计研究所  
工程师,从事情报研究。

航空发动机风扇和压气机整体叶盘结构是将叶片和轮盘设计成一个整体的结构。它省去了传统连接需要的榫头、榫槽和锁紧装置,减少了结构自重和支撑重量,大大减轻了转子质量;减少级间凹处的风阻损失,从而提高性能;省去安装边以及螺栓、螺母、锁片等连接件,从而大大减少零件数量;无榫槽泄漏,使压气机转子温度较低,从而提高转子寿命。没有榫槽,避免出现榫槽损伤及

世界知名航空发动机产品研制商和工艺开发商研发了激光金属沉积、激光低热输入精密金属沉积工艺和激光冲击强化表面处理工艺等先进且可行的激光工艺,并将其应用到整体叶盘等先进产品中,取得了很好的效果。因而,综述其特点、发展和应用可为中国新一代航空发动机风扇/压气机整体叶盘结构的发展提供参考与借鉴。

断裂等潜在故障,从而大大提高可靠性。据报道,采用整体叶盘结构可使发动机重量减轻 20%~30%,效率提高 5%~10%,零件数量减少 50% 以上。

整体叶盘结构复杂、通道开敞性差、加工精度要求高,叶片型面为空间自由曲面,因而其本身制造难度极高,并且与常规的榫头与榫槽连接结构不同,整体叶盘结构在出现损伤时不能简单地单独更换叶片,因而有可能因一片叶片损坏而报废整个整体叶盘结构转子。在整体叶盘的加工初期难免会出现一些修补,而在发动机使用过程航空发动机上的风扇/压气机叶片经常被打坏,在以往的常规设计中,遇到这种情况时通常是更换受损的叶片就可以了,但是叶盘结构不能因为一个叶盘上有几个叶

片打伤而报废一个叶盘,所以发展整体叶盘中个别损坏叶片的修理技术至关重要。GE 公司在发展了特殊的修理技术之后,才在 F414 中使用了 5 个整体叶盘<sup>[1]</sup>。在 IHPTET 计划实施中,利用激光曲线焊接方法对整体叶盘进行修复,叶片修复后强度与原叶片差不多,至此,整体叶盘结构才具有了生命力,因此就能够在航空发动机上得到更广泛的应用。

整体叶盘的修理一般包括:(1)机加掉剩余部分;(2)修理前化学清洁;(3)对叶片进行焊接或沉积;(4)初步无损探伤(FPI/X 射线检验);(5)热处理前化学清洁;(6)热处理;(7)切削叶型包线,切到最终形状;(8)拉拔/磨光叶型,按流路弯曲叶根半径;(9)最终的无损探伤(NDF);(10)碱法清洁,去掉拉拔/磨光的残

留物;(11)按需要对叶型进行修整(粗边,尖角等);(12)蓝刻阳极检验;(13)喷丸硬化。针对一些关键步骤,世界知名航空发动机产品研制商和工艺开发商研发了激光金属沉积、激光低热输入精密金属沉积工艺和激光冲击强化表面处理工艺等先进且可行的激光工艺,并将其应用到整体叶盘等先进产品中,取得了很好的效果<sup>[2-4]</sup>。因而,综述其特点、发展和应用可为中国新一代航空发动机风扇/压气机整体叶盘结构的发展提供参考与借鉴。

### 激光扭曲焊接修复工艺

激光扭曲焊接是利用激光束和填充材料间的相互反应,利用CNC程序控制堆焊物的形状,将结构型材堆焊在基座上。程控焊接过程让零件在激光喷嘴组件下面的 $X-Y$ 水平面上移动。粉末填充材料流入由激光束生成的小型热焊接熔池中,焊接沉淀物利用热熔材料的凝固而成形。多层焊道,根据需要的每个定位生成适当的材料模体,最后形成理想外形的三维立体实体。

激光扭曲焊接工艺的研究始于1988年,研究表明不论是在钛基(Ti-6-4)还是镍基(IN718)材料上都具有很好发展前景,因而,GE公司对这一工艺申请了专利(5038014),并将该工艺应用到GE公司在综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)研究计划XTC46验证机压气机上,验证激光扭曲焊接修理方法。

XTC46验证机压气机采用带有整体 $360^\circ$ 的中间箍环的整体叶盘。在试验中,一片叶片由高循环疲劳造成损坏,导致全部叶冠顺次被损坏,而残留下的叶型不可修理。通过去掉原有的叶型,在叶冠形成的外流路表面上构建全新的叶型,损坏的叶盘得以重新修复。

GE公司研究了改进的整体叶盘激光弯曲焊接修理方法,一般采用

可分离的叶片和转子,以把加工中与损坏叶盘有关的因素降到最小。这种方法可在不拆下压气机的情况下,通过更换叶片快速修理转子叶片组。另一个优势是如果叶片被损坏或试验中需要不同的叶片,可快速更换叶片,但它不能准确地反映叶片和叶盘的性能差异。激光扭曲焊接可降低与加工损失和叶片失效有关的危险。但是,由于目前修理设备缺少高功率激光器,这一方法还未投入应用。

激光扭曲焊接修理工艺很适合采用整体叶盘的研制计划。GE公司通用的经验是在研制试验期间采用单个的叶片和转子,以使与损伤整体叶盘有关的加工风险最小。采用这一方法可以通过更换叶片快速地替代损伤的或新的转子叶片,不需拆下压气机。

### 激光金属沉积修复工艺

激光金属沉积工艺就是利用激光将金属(一般多为金属粉末)熔化后再沉积到基体上,从而在基体上形成一层或多层沉积物,以达到对基体缺陷进行修复的目的。激光金属沉积工艺的速度和效率与激光束的强度、沉积金属(粉末)的给料速度、喷嘴行进速度,以及每道沉积物相互之间的搭接量有关。通过控制上述相关参数来控制整个沉积物的质量和效率。激光金属沉积工艺是维修整体叶盘的最经济且最有效的解决方案之一<sup>[5]</sup>。

激光金属沉积工艺最大的优点是利用一种工艺修补不同的损伤,从而简化了修理方案。在整体叶盘维修中,利用金属激光沉积工艺替代电子束焊和氩弧焊堆焊等修补工艺,可使维修后的整体叶盘具有更长的使用寿命,由此可大大降低发动机的全寿命成本。金相分析表明,激光金属沉积工艺所获得的沉积物具有均匀细致的组织结构,并与基体组织有着良好的熔接性。

适用于激光金属沉积修复工艺的材料品种很多,如不锈钢、钛合金、高温合金等。而用于沉积的金属可以是线材或丝材,但使用较多的是金属粉末。与钎焊、热喷涂和等离子喷涂相比激光金属沉积可使沉积材料与基体材料完全熔合。

激光金属沉积工艺可以修复整体叶盘的叶片、单晶或定向结晶叶片以及涡轮转子封严段等。它不但是一种经济有效的发动机零部件修复方法,还可用于对零部件进行选择性的金属添加,从而构筑出精致的结构,使零部件达到设计所要求的复杂结构和形状。由于激光金属沉积工艺应用时的温度较高,一般达到或高于沉积金属的熔点,易对焊接零部件或金属沉积零部件自身的结构和性能造成不良的影响,不适用于基体是由焊接或沉积方法加工而成的零部件。

采用直接金属激光沉积工艺对整体叶盘受损叶片修复的一般步骤是:首先,利用机械方法对叶片的缺损部位进行修整;再应用直接金属激光沉积工艺对修补部位进行多层金属沉积;最后对金属沉积物进行精加工,使其符合叶片的叶型要求。

激光金属沉积工艺可用一种工艺修补不同损伤,简化了修理方案。在整体叶盘维修中,利用激光金属沉积工艺可替代电子束焊和氩弧焊堆焊等修补工艺,从而使维修后的整体叶盘具有更长的使用寿命,由此大大降低发动机的全寿命成本。在发生卷边、掉块等缺陷时,由于单晶或定向结晶叶片组织的特定性,很难利用电子束焊和氩弧焊堆焊等工艺进行修补。而采用激光金属沉积工艺对基体组织的热影响较小,且修补部位相对较小,从而使修补后的叶片依然可以保持其整体性能。激光金属沉积工艺特别适用于修复高价值的航空发动机零部件,特别是整体叶盘。目前航空发动机零部件维修所采用的激光金属沉积设备均为国外产品。

国内的相关工艺和设备尚处于研发阶段,与国外相比有较大的差距。

### 激光低热输入精密金属沉积 修理工艺

激光低热输入精密金属沉积工艺是 H&R 技术公司的专利工艺与系统。激光低热输入精密金属沉积工艺主要是利用激光熔解金属扁钢丝而一层一层地进行堆积,与其他金属沉积不同的是,这种技术无需在沉积前的加工件上建立熔池。激光低热输入精密金属沉积工艺每单位沉积所需要的热量比传统技术的少,而产生的沉积率高,并且不会造成较大的变形,修理费用也相对低廉。该项技术不仅能够修复受损腐蚀部件,而且还能够通过材料沉积提高叶型的抗腐蚀能力。表 1 列出了激光低热输入精密金属沉积的一些具体特点。

美国海军和空军将激光低热输入精密金属沉积工艺成功地应用于修理受损的整体叶盘,省掉 3 次安装步骤,使修理时间缩短、精度提高、费用减少、寿命延长,也可以减少操作者的失误。采用激光超低热输入精密金属沉积工艺修理一般包括以下 4 个步骤。

(1) 将像 T700 发动机压气机第 1 级整体叶盘这样的欲修理部件安装到激光超低热输入精密金属沉积系统中,采用系统的图形用户界面屏幕(GUI),推到按钮,以扫描损伤的叶片;该系统的软件将存储这些数

据,执行数学表面评估,复原真实部件(反工程)。

(2) 采用系统的图形用户界面屏幕(GUI),对损伤的区域进行沉积前的机加;完成工具路径的动画,确保操作的安全和高质量。

(3) 采用系统的图形用户界面屏幕(GUI),开始对损伤的区域进行金属沉积,以在损伤区域堆积金属,完成沉积工具路径的动画,确保操作的安全和高质量。

(4) 采用系统的图形用户界面屏幕(GUI)对部件进行最后的机加/表面处理,以使部件母体表面与修理区域平滑过渡。

在 T700 发动机压气机第 1 级整体叶盘上得到验证后,针对 AM355 和 Ti-6242 合金进行激光低热输入精密金属沉积工艺进行开发,对这些材料的冶金和高循环疲劳试样进行了相关的试验和评估。另外,还专门针对 F135 发动机整体叶盘,制备了 Ti-6242 激光低热输入精密金属沉积工艺冶金试样,并通过了试验。

在此基础上, H&R 公司将进一步对激光低热输入精密金属沉积工艺进行以下开发与验证:

(1) 由美国海军或国防部对 T700 发动机第 1 级压气机叶片进行高循环疲劳试验,以达到 TRL6;

(2) 完成用于最终机加的 PMD™ GUI 软件的开发,确保最终机加修理后的叶片表面光滑、前缘造型准确、与其余叶型匹配良好,达到

TRL7;

(3) 针对 GE 公司 T700 发动机压气机第 1 级整体叶盘开发第 3 阶段的激光低热输入精密金属沉积工艺,达到 TRL8;

(4) 完成最后的鉴定,达到 TRL9。

另外, H&R 公司针对普惠公司 F135 发动机的修理,开发并制备了 Ti-6242 HCF 试样,并进行了相关的高循环疲劳试验和评估,达到与 T700 发动机压气机整体叶盘相同的修理水平。表 2 列出了激光低热输入精密金属沉积工艺第 3 阶段的工作安排。

### 激光冲击强化表面处理 修理工艺

激光冲击强化表面(Laser Shock Processing, LSP)工艺是利用强脉冲激光产生的冲击波,从部件表面引入残余压应力的一种革新且最热门的表面强化技术。其原理是采用短脉冲(几十纳秒)的强激光辐射金属部件表面涂覆的约束层(如流动的水等),并通过约束层作用于金属表面涂覆的不透明涂覆层(如黑漆或胶带),涂覆层吸收激光能量发生爆炸性汽化蒸发,蒸发的气体吸收剩余的激光产生快速膨胀的等离子流,限定在部件表面与约束层间的等离子流产生急速增大的高压冲击波,冲击波产生的“冷作用”作用于金属表面并向内传播,形成由塑性变形引发的残余压应力<sup>[6-11]</sup>。当冲击波的峰值压力超过被处理材料动态屈服强度时,材料表层不产生应变硬化,残留很大应力,同时微观组织发生很大的变化,显著提高材料的抗疲劳、耐磨损和防应力腐蚀特性。

LSPT 公司成功地研发了耐用的预生产型的激光冲击系统 RapidCoater™ 系统,并将其推广应用到配装 F-16A/B 战斗机的 F110-GE-100 发动机、配装 F-16C/D 的

表 1 激光低热输入精密金属沉积工艺特点

特点	优势	收益
超低热输入	部件无变形,金属特性优异,热影响区(HAZ)小	可以修理以前只能报废的部件
采用优良的抗磨损材料修理	修理后的叶片较最初叶片具有更长的寿命	延长使用寿命,提高作战准备等级
全自动 4/1 修理过程与系统	提高修理质量,缩短修理时间	降低生产费用,降低部件报废率
超高能量利用率	节省激光系统费用,节省能源	降低使用费用和设备费用,大大节省外场发电机的耗油

表2 激光低热输入精密金属沉积工艺第3阶段的工作安排

TRL	所需开展的工作、试验和验证	计划完成时间	预计费用 / 万美元
7~8	T700 发动机整体叶盘结构修理的第 III 阶段 PMD 系统, 采用优质抗磨损材料进行修理; 抗腐蚀性试验	2007.8	200
8~9	T700 发动机第 1 级整体叶盘修理技术的验证	2008.12	110
6~7	F135 发动机 Ti-6242 整体叶盘工艺的开发; HCF 和弹道, 冲击试验与评估	2008.10	120
8~9	F135 发动机整体叶盘结构修理的第 III 阶段 PMD 系统和单个叶片的验证; F135 发动机整体叶盘结构和 / 或单个 Ti-6242 叶片修理的鉴定	2009.6	220

F110-GE-129 发动机、配装 F-15 战斗机的 F100-PW-220 发动机、配装 B777 客机的 Trent800 发动机、配装 B787 的 TRENT1000 发动机的风扇 / 压气机叶片上。这一技术使 FOD 容限提高 15 倍, 检验的工时与费用大大减少, 飞行安全明显改善。据报道, 应用于 F110-GE-100 和 F110-GE-129 发动机, 为空军每年节省了上百万美元的维护费用, 并且估计避免了较多的致命性的发动机故障。到 2002 年, 已经节省了 5900 万美元。预计, 对美国空军机队的寿命期内可节省 10 亿美元。美国金属表面工程公司 (MIC) 公司将激光冲击强化表面处理工艺用于军民用喷气发动机叶片以延长其疲劳寿命, 不但提高了飞机发动机的安全可靠, 而且每月可节约几百万美元的飞机保养费用、几百万美元的零件更换费用。之后, 又推广应用到风扇 / 压气机整体叶盘结构中。

在配装 F-22 战斗机的 F119 发动机的工程管理研制中, PW 公司发现第 4 级高压压气机整体叶盘转子存在抗外来物损伤容限裕度明显不足的问题。要想满足 F-22 战斗机的性能要求, F119 发动机第 4 级高压压气机整体叶盘转子的门限值应力强度因子需要提高 3 倍。如果进行重新设计, 估计需要 1000 万美元以上费用, 并且需要较长时间。这不但增加 F119 发动机的研制费用, 更严

重的是影响了 F-22 战斗机研制进度。为此, PW 公司尝试采用激光冲击强化表面处理工艺处理这一费用昂贵且结构复杂的整体叶盘转子, 以提高其抗外来物损伤容限的裕度。

由于激光冲击强化表面处理工艺最初是针对处理单个叶片开发的, 这就需要实现由处理单个叶片扩展到处理复杂结构的整体叶盘转子的转变。首先, LSPT 公司与 PW 公司一起确定新的工艺参数, 疲劳试验与生产质量保证程序; 开发适用于整体叶盘处理的透明的和不透明的涂覆层。2003 年 3 月, LSPT 公司采用人工涂覆不透明涂覆层的方法, 开始对 F119 发动机的第 4 级高压压气机整体叶盘进行激光冲击强化处理。同年, 美国空军和 PW 公司为 F-22 战斗机建立了价值 2 亿美元的激光冲击强化生产线。由于在 LSPT 公司的自动 RapidCoater™ 涂层涂敷机投入使用前要采用胶带法完成定型试验, 最初的生产还是采用胶带涂覆法。到 2005 年 2 月底, LSPT 公司已经向 PW 公司交付了经过激光冲击强化表面处理的 96 个 F119 发动机的第 4 级高压压气机整体叶盘。经过激光冲击强化表面处理后, 有微裂纹与疲劳强度不够的受损伤叶片的疲劳强度为 413.7MPa, 完全满足 379MPa 的设计要求。经过激光冲击处理的叶片楔形根部的微动疲劳寿命至少延长 25 倍以上。

由于整体叶盘的几何形状复杂, 采用胶带涂覆法进行激光冲击强化, 不但耗时长, 而且劳动强度大。为此, 需要进行了以下一些改进工作:

(1) 改进现有的 RapidCoater™ 系统, 采用延长的喷嘴, 以适应进入整体叶盘紧密排列的叶片之间, 处理像整体叶盘这样结构复杂的部件。

(2) 在整体叶盘激光冲击强化间增加质量控制监控器, 并集成到整体叶盘冲击强化间内; 安置自动的激光束能量校准系统。

(3) 为整体叶盘改进应用于 RapidCoater™ 系统的涂覆层。

(4) 建立满足 PW 公司质量系统要求的装置与处理程序。

采用 RapidCoater™ 系统, 在目前的激光重复率 (0.25 Hz) 下使生产效率提高 2~3 倍; 采用在 ManTech 研究计划下开发的提高激光重复率 1~2 倍的技术, 使生产效率进一步提高 3 倍左右; 通过降低维护费用、缩短停工时间和提高工艺效率, 降低了激光冲击强化的费用。这样, 基本实现了使 F119 发动机第 4 级高压压气机整体叶盘激光强化时间由原来的 40h 以上缩短到原来的 1/9~1/6 和费用至少降低 50%~70% 的目标。

2004 年, 激光冲击强化表面处理工艺大量用于 F119-PW-100 发动机第 4 级高压压气机整体叶盘等部件的生产, 还扩展到 F119 发动机的其他几级高压压气机转子上, 也应用在联合攻击战斗机的 JSF119 发动机上。到 2009 年, 75% 的 F119 发动机高压压气机整体叶盘都经过了激光冲击处理。这一技术的应用使 F-22 战斗机与 F119 发动机的维护检查频率降低 30%~50%, 单位飞行费用降低, 任务准备等级明显提高。

本文共有参考文献 11 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 良辰)