

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

Development and Application of Laser Shock Peening Technology in Aeroengine Fan and Compressor Blade

中航工业沈阳发动机设计研究所 梁春华



梁春华

自然科学研究员, 工程硕士, 主要从事航空推进系统情报研究工作。

随着技术的不断成熟和效率的迅速提高, 激光冲击强化将更广泛地应用在军用战斗机 / 轰炸机 / 直升机发动机与商用客机发动机风扇与压气机叶片上, 在使其抗外物损伤能力大大提高和高循环疲劳寿命明显延长的同时, 也能够使其成本降低、污染降低和生产效率提高。

纹的形成与扩展、提高抗微动疲劳 / 抗磨损 / 抗应力腐蚀断裂特性等特点。经过多年的开发与研究, 美国于 1997 年将激光冲击强化技术成功应用于航空发动机风扇 / 压气机叶片, 大幅度地提高了其抗外物损伤能力和高循环疲劳性能, 并且于 1998 年被美国研发杂志评为全美 100 项最重要的先进技术之一, 被美国军方认定为第 4 代战斗机发动机的 80 项关键技术之一。2003 年以来, 该技术又应用到 F119 发动机等第 4 代战斗机发动机高压压气机整体叶盘上, 目前正在研究应用于包括激光难以进入区域的航空发动机轮盘等部件上^[1-4]。

激光冲击强化技术原理与特点

激光冲击强化技术的原理, 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^[5-10]。当冲击波的峰值

激光冲击强化(Laser Shock Peening, LSP)技术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。该技术在部件表面形成的残余压应力深度比常规喷丸强化处理的深 5~10 倍, 具有提高抗疲劳强度、延长疲劳寿命、抑制裂

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。

虽然与常规喷丸强化类似,激光冲击强化技术也是通过在金属部件的表面产生有益的残余压应力提高部件的抗疲劳与耐损伤特性,但是由于引入残余压应力的方法不同,激光冲击强化技术处理的部件明显优于常规喷丸强化处理的部件。

(1)激光冲击强化一般采用钕玻璃、YAG及红宝石的高功率脉冲式激光器。所产生激光的波长为 $1.054\mu\text{m}$,脉冲宽度为 $8\sim 40\text{ns}$,脉冲能量达 50J ,激光点直径为 $5\sim 6\text{mm}$,功率密度为 $5\sim 10\text{GW}/\text{cm}^2$,这是常规的机械加工难以达到的。

(2)激光冲击强化主要利用高压力效应,具有无渗入或沉积污染、非接触、无热影响区及强化效果显著等特点。

(3)激光冲击强化后部件的表面硬度通常比常规处理方法的高 $10\%\sim 50\%$,可以获得极细的硬化层组织;硬化层深度通常为 $1\sim 1.5\text{mm}$,明显深于利用喷丸强化处理的部件的硬化层深度^[6-7]。

(4)激光冲击强化能够使部件的疲劳寿命明显延长和抗疲劳强度提高。激光冲击强化处理和喷丸强化处理的7075—T7351铝试样试验结果表明,激光冲击强化处理后部件的疲劳寿命延长1个量级,抗疲劳强度提高 $30\%\sim 50\%$ 。

(5)激光冲击强化能够提高高温下残余应力的稳定性。高温对激光冲击强化处理的Ti8Al1V1Mo残余应力释放的影响。结果表明在高温下暴露4h后,其残余应力没有恢复。INCONEL718、Ti6Al4V等其他一些材料在激光冲击强化处理后也呈现相似的结果。

(6)激光冲击强化能够明显延

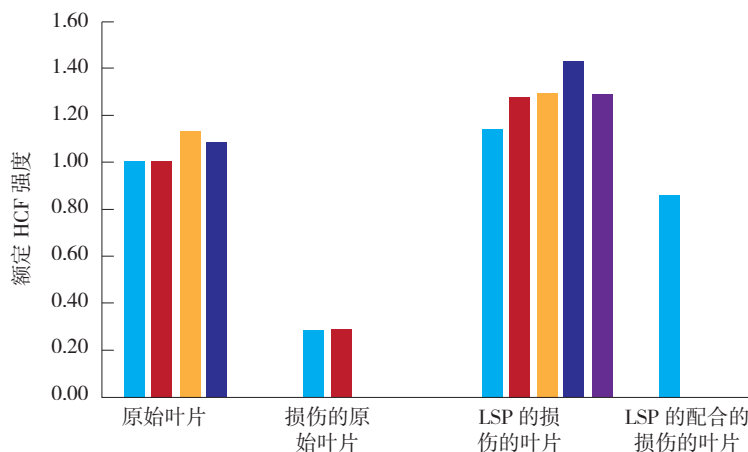


图1 激光冲击强化处理部件的高循环疲劳强度

长部件的高循环疲劳强度,如图1所示。

(7)激光冲击强化应用范围宽。其不仅对各种铝合金、镍基合金、不锈钢、钛合金、铸铁以及粉末冶金等均有良好的强化效果,还可以利用激光束的精确定位处理一些受几何形状约束而无法进行喷丸处理的部位(如小槽、小孔和轮廓线等)。因而,该技术广泛应用于航空工业、汽车制造、医疗卫生、海洋运输和核工业等领域。

(8)激光冲击处理能对表面局部区域进行冲击强化且可在空气中直接进行,因而具有对工件尺寸、形状及所处环境适应性强,工艺过程简单,控制方便且灵活等特点。

激光冲击强化技术的发展

20世纪70年代初,美国巴特利学院(Battelle Memorial Institute)的B. P. Fairand等人首次采用高功率脉冲激光诱导的冲击波来改变7075铝合金的显微结构组织,以提高其机械性能,从此揭开了用激光冲击强化应用研究的序幕。

20世纪90年代,激光冲击强化技术得到了大力开发与快速发展,被美国军方和工业界陆续应用一些典型的战斗机/轰炸机发动机和商用客机发动机风扇/压气机叶片与整体叶盘上。与此同时,世界激光冲击

强化技术的研究与应用人员从2008年起每2年组织1届国际激光冲击强化技术研讨会,对激光冲击强化的基础理论、工艺的数值模拟、工艺的试验验证、由LSP条件造成的机械特性等方面进行深入探讨。这些标志着激光冲击强化技术越来越得到世界的关注。

1 在风扇/压气机叶片上的应用与发展

20世纪90年代初,配装B-1B轰炸机的F101发动机因风扇叶片断裂引发了多次重大飞行事故。其原因,是第1级钛合金风扇叶片前缘被吞入发动机的硬外来物打伤,造成疲劳强度由要求的 75ksi (518MPa)左右下降到 20ksi (138MPa)以下,进而引发疲劳断裂。为了避免该类故障的发生,美国空军地勤人员在F101发动机每飞行25h和每天第1次飞行前对所有风扇叶片进行1次能够发现 0.127mm 裂纹的精细检查。1994年,为了完成上述检查和保证B-1B轰炸机安全飞行,美国空军花费了100多万维护人时和1000多万美元。

1994年12月,美国正式实施“高循环疲劳科技计划”,以帮助消除飞机涡轮发动机的高循环疲劳故障。作为该计划的关键技术,激光冲击强化等部件表面处理技术得到了大力开发和验证。同时,在美国国防部的

制造技术(ManTech)研究计划下,GE公司和激光冲击强化技术(LSPT)公司合作也开发激光冲击强化技术,以提高钛合金风扇叶片的耐久性和降低其对外来物损伤的敏感性。

LSPT公司首先进行了喷丸强化与激光冲击强化对F101-GE-102发动机风扇叶片疲劳特性影响的比较研究^[5-7]。疲劳试验结果(见图2)表明:基准的无损伤的叶片在80ksi(552MPa)下在10⁶个循环失效;带有凹口的未处理的叶片在20~30ksi(138~207MPa)下失效;双强度喷丸强化的叶片的平均失效应力估算值为35ksi(242MPa);

高强度喷丸强化的叶片的平均失效应力估算值为45ksi(311MPa);而激光冲击强化的带凹口的叶片的平均失效应力为100ksi(690MPa),高于没有损伤的叶片的失效应力;甚至激光冲击强化的带放电加工的凹口的叶片的平均失效应力为75~80ksi(518~552MPa)。激光冲击强化部件疲劳强度改进数据也表明,与基准的未损伤、未处理的风扇叶片相比,有6.35mm切口损伤的F101发动机风扇叶片经激光冲击强化后的疲劳强度等于或高于未受损伤、未处理的叶片的疲劳强度。也就是说,激光冲击强化能够恢复受损伤的风扇叶片的结构完整性,保证风扇叶片连续且安全地工作,甚至有最大到6.35mm的外来物损伤缺陷的F101发动机风扇叶片也可以继续使用。

1995年,LSPT公司得到美国空军的批准,开始研制生产型激光冲击强化系统。在解决了激光的光学布局、系统诊断的选择、激光箱体与电子箱体的机械设计等问题后,LSPT公司成功地开发了由激光室与处理室组成的原型生产型激光系统。1997年,GE公司引进了LSPT公司设计与制造的4套激光冲击强化系统,并开始对F101发动机第1级风扇叶片进行冲击强化。经过激光冲

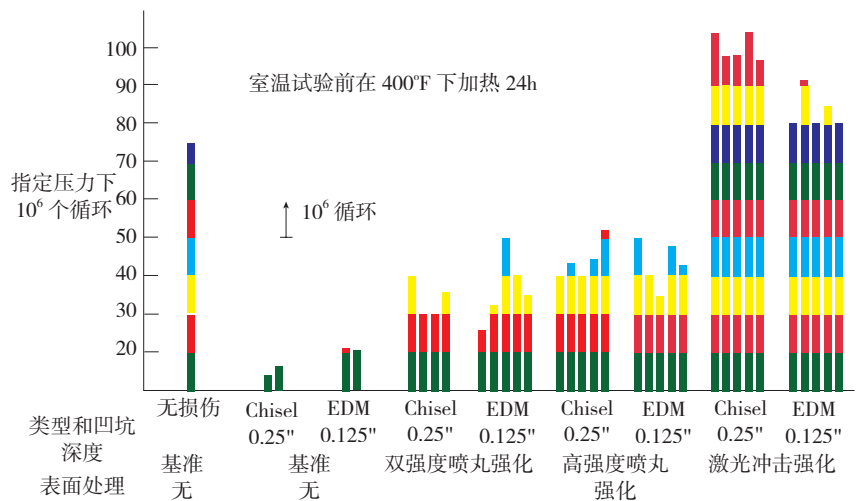


图2 激光冲击强化部件疲劳试验结果

击强化的F101-GE-102发动机风扇叶片的深处产生压缩应力(是常规喷丸冲击强化的4倍),阻止了裂纹的起始和扩展,实现了由目视检查取代精细检查,大大节省了使用与维护费用。据报道,采用这一技术,空军每年可以节省1000万美元的替换、修理与维护费用,并且由于避免大约42次左右的致命性发动机故障而节省4000万美元的发动机费用。

尽管取得了巨大成功,但是处理速度慢和处理费用高两大不足严重地限制了激光冲击强化技术的推广与应用。其原因包括以下2点:

(1)涂敷和去除不透明涂层在进行激光冲击强化的激光强化间外面进行,多次冲击就需要反复搬运,造成劳动强度大和工作时间长。

(2)圆形激光束光点的重迭面积大(如果要实现100%覆盖待处理表面,圆形激光束光点的重迭面积要高达30%),增加了处理时间。

为此,在ManTech研究计划的激光冲击强化分研究计划下,LSPT公司开发了耐用的预生产型的激光冲击系统。LSPT公司开发并验证了由喷涂专用不透明涂覆层、覆盖水膜、发射激光脉冲和去除与清洁下一次要处理的表面4个步骤构成的RapidCoaterTM系统,使费用减少30%~40%,处理效率提高4~6倍,并

将其集成到激光强化系统中;开发了监控快速涂敷系统在零件表面涂敷涂层质量的控制器与监控器,以确保可靠且一致的性能;研制了减少激光束光点重叠的由圆形光点转变为矩形光点的专门光学装置;研制了与涂敷工艺同步、与激光控制系统联接、指示控制光束形状的光学装置发出矩形光点的控制系统;建造了包括新的激光控制器、激光监控器、半自动强化间、激光系统的2个经济可承受的激光冲击强化间。这大大提高了工艺可靠性,降低了工艺成本,改善了激光束能量、时间分布和空间分布。

随着技术的不断进展,激光冲击强化又被推广应用到配装F-16A/B战斗机的F110-GE-100发动机、配装F-16C/D的F110-GE-129发动机、正在研制的JSF120发动机、配装F-15战斗机的F100-PW-220发动机、配装波音777客机的Trent800发动机、配装波音787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,在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技术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、节约几百万美元的零件更换费用。

2 在压气机整体叶盘转子上的应用与发展

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 万美元以上的费用,并且需要较长的时间。这不但增加 F119 发动机的研制费用,更严重的是影响了 F-22 战斗机的研制进度。为此, PW 公司决定尝试采用激光冲击强化技术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。

由于激光冲击强化技术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^[6,11]。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,以方便进入到整体叶盘紧密排列的叶片之间,以此法来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,激光冲击强化技术大量用于 F119-PW-100 发动机第 4 级高压压气机整体叶盘等部件的生产,还扩展应用到 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 JSF120 和 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。

近期,在美国 NAV AIR 第二阶段的 SBIR 研究项目下, LSPT 公司研究了采用激光冲击强化处理像叶片榫槽这样的激光难以进入的区域,以改进其微动磨损与微动疲劳特性^[4]。具体方法是减小激光束的尺寸、采用相似动力密度的激光产生深的压缩应力,通过关节杆将激光束交付到处理枪。在普渡大学的疲劳试验室采用 Ti6Al4V 叶片试样对航空发动机叶片与榫槽间微动磨损与微动疲劳情况进行了模拟。结果表明,激光冲击强化对表面应力和残余应力深度都产生了很好的影响,使疲劳寿命延长 20~25 倍。其收益包括降低激光系统的费用、减小激光系统的占地面积和提高抗微动疲劳的能力。

结束语

随着技术的不断成熟和效率的迅速提高,激光冲击强化将更广泛地应用在军用战斗机/轰炸机/直升机发动机与商用客机发动机风扇与压气机叶片上,在使其抗外物损伤能力大大提高和高循环疲劳寿命明显延长的同时,也能够使其成本降低、污染降低和生产效率提高。另外,激光冲击强化正在逐步扩展到 CH-47 传输齿轮、M-1 坦克发动机、KC-135 飞机结构件、大型汽轮机、水轮机叶片以及石油管道、汽车关键零部件等领域。因而,其不仅现在是,而且将来很长一段时间内仍然是大有发展潜力的热门技术。

本文共有参考文献 11 篇,因篇幅所限,未能一一列出,读者如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 小城)