

# 高性能金属零件激光快速成形 技术研究进展\*

Progress on Laser Rapid Manufacturing of High Performance  
Metallic Components

北京有色金属研究总院有色金属加工事业部 张永忠 石力开



张永忠

工学博士,教授级高工,博士生导师。主要从事高性能金属零件及梯度复合材料的激光快速成形、高附加值零件的激光熔化沉积修复、金属基复合材料以及金属粉末的气雾化制备等方面的研究与开发工作。承担并完成国家 863、973、自然科学基金、军品配套等课题 10 余项,获省部级科技进步二等奖 2 项,获国家发明专利授权 1 项。

高性能金属零件的激光快速成形技术是结合快速原型制造技术及

激光快速成形技术在带来材料成分、组织、性能及零件形状等控制方面高度柔性的同时,也对成形过程及内部质量控制提出了很高要求,需要结合不同的应用方向,深刻认识并掌握成形过程中合金粉末的熔化过程、合金化及反应、凝固行为、应力形成及演化、缺陷和界面等的控制规律。

激光熔覆技术而发展起来的一种先进制造技术,该技术通过高功率激光熔化同步输送的原料粉末(预合金化粉末、元素混合粉、金属与陶瓷的混合粉末等)或丝材,在沉积基板的配合运动下,逐点逐层堆积材料,通过不断生长制备出零件。该技术具有以下特点:(1)突破了传统去除加工方法的限制,无需零件毛坯和大型锻造、铸造设备及模具,可实现材料制备与成形的一体化,显著缩短零件制造周期、降低制造成本、提高材料利用率;(2)在同一套系统上可进行不同材料零件的制造,具有广泛的材料及设计适应性;(3)所沉积零件具有致密的组织和良好的综合性能;(4)可以很方便地通过材料及工艺的调

节与控制,实现多种材料在同一零件上的集成制造,满足零件不同部位的不同性能需要。该技术是一种新型的数字化添加材料成形技术,在航空航天等高技术领域及国防装备建设中具有重要的发展应用前景,近年来得到研究及相关应用部门的广泛关注<sup>[1-3]</sup>。本文着重介绍国内外在上述方面的进展情况,并分析需要解决的关键问题。

## 高性能金属结构件的 直接成形

美国首先于 1995 年提出高性能金属零件的激光快速成形技术,在能源部研究计划支持下,Sandia 及 Los Alamos 国家实验室率先发展

\* 国家 973 计划(2006CB605206)和国家自然科学基金(50871023)资助项目。

出称为 LENS (Laser Engineered Net Shaping)<sup>[4]</sup> 及 DLF (Directed Light Fabrication)<sup>[5]</sup> 的技术,研究了不锈钢、镍基合金、钛合金、难熔金属等材料的组织及性能,并采用该技术成功制造出铍及铈的喷管<sup>[6]</sup>,显示出该技术在高性能金属零件直接成形方面的优势,并于1998年由 Optomec 公司成功推出商业化的 LENS 系统。随后美国的 Stanford University、University of Michigan、英国的 University of Birmingham、University of Manchester、University of Liverpool 及加拿大的 National Research Council 等也发展了分别称作为 SDM (Shape Deposition Manufacturing)、DMD (Direct Metal Deposition)、DLF (Direct Laser Fabrication)、DLD (Direct Laser Deposition)、LDC (Laser Direct Casting)、LC (Laser Consolidation) 的技术<sup>[7-11]</sup>,尽管各自的名称不同,但原理和方法是一致的,系统所配备的激光器主要有 CO<sub>2</sub> 气体激光器、Nd:YAG 固体激光器及光纤激光器,所成形的材料包括各种不锈钢、镍基合金、钛合金等。相关研究表明,激光快速成形的金属零件具有致密、细小的组织,成分均匀,力学性能达到或超过锻件水平<sup>[10-12]</sup>,表1为激光快速成形不同材料的力学性能。

由于该技术在大型钛合金结构件直接成形方面的突出优势及其在飞机等装备研制生产中的广阔应用前景,高性能钛合金结构件的激光快速成形研究一直是该领域的研究重点<sup>[3, 10-14]</sup>。美国 MTS 公司于1997年成立了专门从事钛合金飞机结构件激光快速成形技术开发应用的 AeroMet 公司,与 Boeing、Lockheed Martin、Northrop-Grumman 等飞机制造商合作,在美国空军、陆军及国防部有关研究计划支持下,进行激光快速成形钛合金飞机结构件的应用关键技术研究,直接成形出各种钛合金飞机结构件,于2000年9月完成

了激光快速成形钛合金飞机机翼结构件的地面性能考核试验,构件的静强度及疲劳强度达到飞机设计要求<sup>[15]</sup>,2001年 AeroMet 公司开始为 Boeing 公司 F/A-18E/F 舰载联合歼击/攻击机小批量试制发动机舱推力拉梁、机翼转动折叠接头、翼梁等钛合金次承力结构件,并于2002年率先实现激光快速成形钛合金次承力结构件在 F/A-18 等战机上的验证考核和装机应用,并制定出专门的技术标准(AMS 4999),图1是 AeroMet 公司为 Boeing 公司采用激光快速成形制造的飞机整体钛合金隔框。但由于所成形钛合金结构件的疲劳性能低于钛合金锻件,最终未能实现该技术在飞机主承力结构件上的应用,公司于2005年12月关闭。

我国于1999年开始金属零件的激光快速成形技术研究,在国家“863”、“973”计划、国家自然科学基金重点项目的支持下,集中开展了镍基高温合金及多种钛合金的成形研究,形成了多套具有工业化示范水平的激光快速成形系统和装

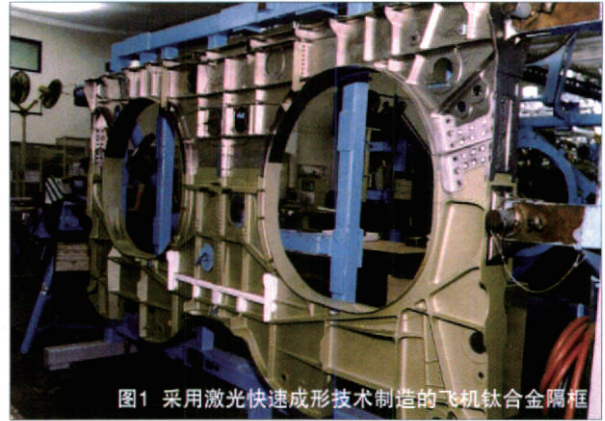


图1 采用激光快速成形技术制造的飞机钛合金隔框

备;掌握了金属零件激光快速成形的关键工艺及组织性能控制方法,所成形的 TC4、TA15、TA12 等钛合金及 Inconel 718 合金的力学性能均达到或超过锻件的水平<sup>[16-18]</sup>,为该技术在上述材料零件的直接制造方面奠定了基础;近年来,我国在飞机钛合金大型整体结构件的激光快速成形方面取得了重要突破,有效解决了激光快速成形钛合金大型整体结构件的变形开裂及内部质量控制两大技术难题,通过对钛合金零件凝固组织的有效控制,所成形的飞机钛合金结构件的综合力学性能达到或超过钛合金模锻件,已通过装机评审并得到应用<sup>[3]</sup>,图2是激光快速成形制造的 TA15 钛合金飞机主承力梁。尽管取得了突破性的进展,但激光快速成形

表1 激光快速成形不同材料的性能

材料	状态	拉伸方向	抗拉强度 / MPa	屈服强度 / MPa	延伸率 / %	数据来源
316 SS	激光快速成形		579	296	41	参考文献 [1]
	锻造退火		572	262	63	
	熔模铸造		517	269	39	
IN-625	激光快速成形	垂直	744	477	48	参考文献 [10]
		水平	797	518	31	
	锻造退火		940	430	51	AMS 5599
Ti-6Al-4V	激光快速成形	垂直	1 062	1 000	8.5	参考文献 [11]
		水平	1 005	939	9.0	
			900 ~ 1 000	830 ~ 900	10 ~ 15	参考文献 [12]
	退火棒材		≥ 895	≥ 825	≥ 10	GJB 2218-1994



图2 激光快速成形TA15钛合金飞机主承力梁  
(1730 mm × 250 mm × 230 mm)

技术在成形高性能金属零件方面仍然存在许多困难和问题。

如何保证熔化堆积材料与基板结合界面的组织性能,以及如何协调基板与熔化堆积材料的不同组织与性能,是影响激光快速成形技术优势发挥的重要因素。激光快速成形是一个十分复杂的非平衡短物理冶金过程,涉及到激光作用下合金粉末的熔化、已沉积材料的表面重熔、连续移动小熔池的非平衡凝固等过程,成形时高的温度梯度及复杂的热作用过程将在零件内部形成复杂的热应力、组织应力及外加约束力,导致零件的变形及开裂,需要进一步研究并掌握不同合金粉末在激光快速成形过程中内应力的演化规律及有效控制方法;另外,激光快速成形过程是通过移动熔池的不断形成及随后的凝固来完成的,所沉积材料的凝固组织及性能与所采用的成形工艺参数及外部环境条件有密切关系,针对不同的合金粉末材料和零件形状,需要在获得优化成形工艺的基础上,实现对成形过程各参量的智能化精确控制,以保证所成形零件较高内部质量和组织性能的均匀一致性。

### 高附加值零件的高质量修复

与目前普遍采用的氩弧堆焊、电弧钎焊、线性摩擦焊、电镀、等离子及电子束堆焊等修复技术相比,激光快速成形技术具有修复精度高、对基体的热输入和热影响小、修复层及界面组织性能优越、自动化程度高等优

点,在航空、电力、石化、冶金、汽车等领域高附加值零件高质量修复方面具有广阔的应用前景<sup>[19-21]</sup>。沈阳大陆集团成功将激光熔覆技术应用于各类涡轮动力设备关键部件的修复,取得了巨大的经济效益。表2给出了TIG焊接与激光熔覆在零件修复方面的优缺点对比情况,正是由于激光熔覆在保证零件修复质量方面的优势,目前正在逐渐代替TIG焊接,成为航空发动机零件修复的重点和激光快速成形技术应用的重要方向,得到了研究及应用部门的高度重视。

英国Rolls-Royce公司最早于1981年将激光熔覆应用于RB211发动机涡轮叶片冠部阻尼面钴基耐磨合金覆层的强化处理;General Electric公司针对含高 $\gamma'$ 相体积分数镍基合金高压涡轮工作叶片叶冠申请了激光熔覆修复专利,通过严格控制激光的热输入来解决镍基合金修复时的开裂问题,对激光熔覆修复后的镍基合金零件进行喷丸处理可在表面形成压应力,提高零件的疲劳性能;欧盟针对钛合金整体叶片盘和单晶镍基合金涡轮叶片等高价值零件的激光熔覆修复专门实施了AWFORS研究计划,结果表明,激光熔覆Ti6242材料的拉伸强度和疲劳强度均高于基体材料,目前MTU公司的激光熔覆修复技术已获得欧洲航空安全局的批准<sup>[21]</sup>。美国Optomec公司在航空应用技术计划支持下,针对General Electric公司T700涡轮发动机第1、2级整体叶片盘的早期失效问题开展了激光熔覆修复研究,采用耐磨材料修复的整体叶片盘通过了60000 r/m的超转试验和5000次循环的低周疲劳试验,修复的表面无开裂、脱层和剥落现象,由

此可认为激光熔覆技术降低了维修费用,提高了零件的使用寿命<sup>[22]</sup>。美国陆军在全面评价激光快速成形修复技术后,已正式批准将该技术用于M1 Abrams主战坦克发动机第4级涡轮转子和密封篦齿、迷宫式封严、第3级涡轮转子、第2级转子盘以及高压和低压压气机静子等零件的修复<sup>[23]</sup>。

我国针对镍基合金叶片的接长修复开展了相关研究,已获得初步应用。随着整体叶片盘等零件在新型航空发动机中的广泛应用,急需发展高质量的自动化修理技术。针对高附加值零件的高质量修复,需要研究解决以下2方面的主要问题:一方面,由于激光快速成形材料具有快速凝固和外延生长的组织特征,需要结合使用环境要求进行适当的组织性能调控处理,以提高零件的综合性能和长期组织性能稳定性;另一方面,

表2 TIG焊接与激光熔覆在零件修复方面的优缺点对比

性能项目	TIG 焊接	激光熔覆
稀释率	10% ~ 40%	< 5%
材料添加量及均匀性	较多,不均匀	较少,均匀
硬度	较低	较高
热影响区	大且宽	低且窄
表面粗糙度及寿命	粗糙,不耐用	较光滑,寿命长
前处理及后处理	较多	较少
凝固组织	粗大	细小
自动化程度及性价比	较困难,低	容易,高

修复过程是通过在零件受损部位熔化堆积与零件成分一致的合金粉末来实现零件的尺寸及功能恢复的,沉积修复材料与基体的界面结合及修复时对基体的热影响将决定修复后零件的性能和可靠性,必须加以严格控制。

### 新型材料和复合结构的一体化制备

激光快速成形技术通过逐点逐

层熔化堆积材料来成形零件,因而可以很方便地通过改变材料的供给和对沉积过程的有效控制,实现多种材料的有效复合,进而发展成为集材料设计、制备、成形加工于一体的柔性智能制造技术。

利用激光熔池内的原位合金化过程,可以方便地进行新型合金材料的制备。Ohio State University 的研究人员在 LENS 系统上用元素混合粉开展了激光快速成形 Ti-10% (原子数分数) Nb<sup>[24]</sup>、Ni-25% (原子数分数) Mo<sup>[25]</sup> 的研究,由于 Ni 与 Mo 之间负的混合焓及沉积时高的凝固速率,促进了 Ni 与 Mo 的均匀混合和过饱和固溶体的形成,而 Ti-Nb 系合金具有正的混合焓,导致沉积时存在未熔的富 Nb 颗粒及成分的不均匀。最近,在美国国家航空航天局及国防部支持下,为发展新一代高性能涡轮叶片及其高效制备技术,开展了采用元素混合粉末进行钨-硅化物基复合材料的激光快速成形研究,所沉积材料由 Ti(Nb)<sub>5</sub>Si<sub>3</sub>、(Nb,Ti)<sub>3</sub>Si 及 (Nb,Ti) 固溶体基体组成,组织明显得到细化,但存在一定量未熔的 Nb 粉末,且 Si 含量高时材料容易开裂<sup>[26]</sup>。采用激光熔炼技术已研究发展出多种金属硅化物合金并成功应用于钛合金表面高温耐磨涂层的激光熔覆制备<sup>[27]</sup>。上述研究表明,采用元素混合法进行激光快速成形时需要综合考虑不同元素之间的混合焓、熔点以及合金化所需要的条件,同时要精确控制原料粉末的成分及均匀性,鉴于上述要求,激光快速成形技术一般采用预合金化粉末来成形零件。

利用激光熔池内的原位冶金反应,可以实现原位复合材料的制备与成形。Fraser 教授领导的研究组通过激光熔化沉积 TC4 合金粉和 B 粉制备了 TiB 增强的钛基复合材料, TiB 的尺寸十分细小、分布均匀,但未见关于所制备材料性能的报道<sup>[28-29]</sup>。通过激光熔化沉积 TA15 与 B<sub>4</sub>C 的混

合粉,制备出不同 TiB+TiC 含量的原位复合材料,结果表明,增强相体积分数约 9% 的复合材料表现出较好的综合力学性能<sup>[30]</sup>,当增强体含量较高时,材料的力学性能反而变差。图 3 为激光快速成形 TC4+B<sub>4</sub>C ( $w(B_4C)=5%$ ) 所制备原位钛基复合材料的内部组织,材料中较为粗大的原位析出相 (TiB) 严重影响了复合材料性能的提高。Liu 等通过将 TC4 基体预热至 500℃,避免了激光快速成形 Ti-48Al-2Cr-2Nb+TiC 复合材料时开裂的发生<sup>[31]</sup>。为发展具有良好性能的原位复合材料,需要合理选择原位反应的材料体系,加强对熔池的温度、停留时间的控制,实现对增强体的形态、大小及分布等的控制,同时需要解决成形开裂的问题。

梯度复合材料及多材料复合结构是结合零件不同部位的不同性能需要而发展的由 2 种及以上不同材料组成的新型材料/结构,其显著特点是材料和结构的不同部位具有不同的使用性能,为减缓不同材料之间由于热物理性能的不同而产生的应力,在 2 种材料之间往往采用成分连续梯度的方式进行过渡。近年来,采用激光快速成形技术发展新型的梯度复合材料和多材料复合结构正引起研究者的广泛关注。通过成形过程中连续改变材料组成并进行工艺调节,已成功制备出 Ti → Ti+TiC、Ti64 → Ti64+TiC、Ti → Ti-60% (原子数分数) Cr、316L 不锈钢 → Ni625 → Ti6Al4V、GH163/ Rene95、TA12/γ-TiAl 等梯度复合材料及双性能材料<sup>[8,32-34]</sup>。图 4 为采用激光快速成形技术直接制备的由多种材料组成的样件,由于成形时较高热应力的存在,导致开裂的发生。因此,为发展具有应用前景的新型梯度复合材料和多材料复合结构,需要结合零件不同部位的性能要求,通过合金材料的选择、界面过渡设计、成

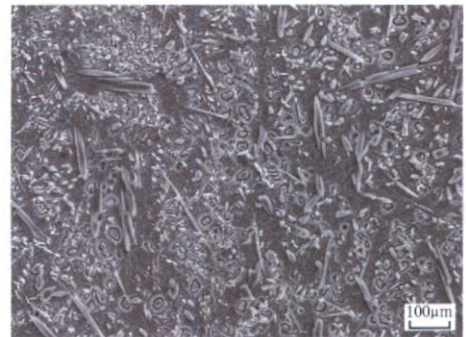


图3 激光快速成形TC4+B<sub>4</sub>C ( $w(B_4C)=5%$ ) 材料的组织

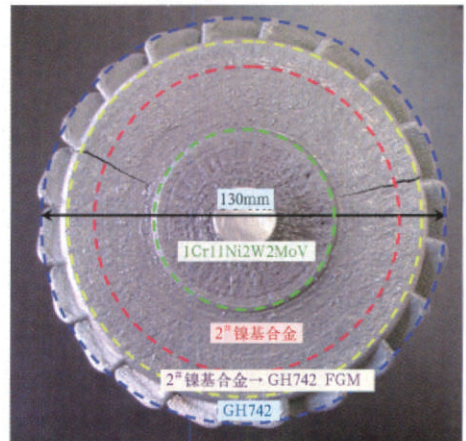


图4 采用激光快速成形制备的多材料复合样件

形过程凝固组织及缺陷控制,着重解决不同材料界面过渡区的质量和组织的稳定性控制难题。

## 结束语

高性能金属零件的激光快速成形技术在研究及应用开发上已经取得了显著进展,并显示出良好的发展前景,但同时应该清醒认识到,激光快速成形技术在带来材料成分、组织、性能及零件形状等控制方面高度柔性的同时,也对成形过程及内部质量控制提出了很高要求,需要结合不同的应用方向,深刻认识并掌握成形过程中合金粉末的熔化过程、合金化及反应、凝固行为、应力形成及演化、缺陷和界面等的控制规律。

本文共有参考文献 34 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 淡蓝)