



CSTAM 2010-0052

**高密度激光制造技术在超燃冲压发动机热防护中的应用**

虞钢，何秀丽，武扬，褚庆臣，卢国权

中国科学院力学研究所先进制造工艺力学实验室

**第三届高超声速科技学术会议**

**2010年10月26-28日 江苏·无锡**

# 高密度激光制造技术在超燃冲压发动机热防护中的应用

虞钢, 何秀丽, 武扬, 褚庆臣, 卢国权

(中国科学院力学研究所先进制造工艺力学实验室, 北京海淀区 100190)

**摘要** 在高超声速飞行环境中, 发动机的核心部件承受着高温高压高速气流烧蚀的极端恶劣工况, 使得零部件的热防护成为关键问题之一。本文以发动机热防护为背景, 阐述了与此相关的激光熔覆、激光打孔和激光焊接三大类典型高密度激光制造的应用。采用难熔金属的激光熔覆成形技术, 形成与基体冶金结合的、具有梯度功能的熔覆层, 提高了零件在高超声速气流烧蚀环境中的热防护能力。采用激光精微打孔技术可以在平面及曲面上实现各类异型孔和大深径比喷油群孔的加工。对发动机燃油冷却结构件进行激光搭接焊工艺试验, 实现结构件上板焊透下板部分焊透的效果, 变形小, 结构强度高。

**关键词** 热防护, 高密度激光制造, 激光熔覆, 激光打孔, 激光焊接

## 引言

高密度激光制造技术具有精度高、效率高、集成化、智能化、信息化和环境友好的特点, 是 21 世纪先进制造领域的标志性技术, 对国民经济发展和国家安全具有深远的影响, 成为国内外高技术产业发展的战略重心之一。在超燃冲压发动机工作环境中, 核心部件承受着高温、高压、高速等极端工况与服役环境, 使用寿命和可靠性要求高, 对先进制造技术有着强烈需求。与此密切相关的激光制造技术涉及激光熔覆、激光打孔和激光焊接三大类典型制造过程。

结构的热防护一直是高超声速飞行的关键性问题之一。高超声速飞行器发动机工作时, 燃烧室产生的高温高速气流冲刷喷管, 烧蚀苛刻的部位温度瞬间可超过 $3000\text{K}^{[1-3]}$ , 壁面平均热流可高达 $1\text{ MW/m}^2$ , 这样的条件很容易使燃烧室局部热流密度过大, 局部温度过高。例如发动机燃烧室内的支板前缘承受着严重的气动加热, 非常容易被烧蚀损坏。在高超声速热环境下的部件除面临高温热流之外, 还承受速度达 3 马赫的气流冲刷, 受到极大的热震作用, 加之弯曲、张力和压力的作用, 开裂及变形倾向严重, 这就要求材料具有高的熔点、高的强度和一定的强度及韧性<sup>[4]</sup>。普通的材料显然无法满足这

种苛刻的要求, 需要额外的耐高温材料对其进行保护。目前可用作高温隔热的材料主要有难熔金属材料、树脂基复合材料、陶瓷基复合材料和碳基复合材料<sup>[5-7]</sup>。目前国外对于厚热障涂层技术研究着重点主要是提高涂层结合力、降低涂层内应力, 实现无应力涂层的新工艺新材料措施。相对于国外发动机厚层隔热涂层技术研究, 国内已有的厚层热障涂层主要在梯度结构上进行了研究, 但无论在涂层寿命、热疲劳性能和涂层的可靠性均有一定的差距, 特别是厚层、低应力热障涂层技术缺乏研究<sup>[8]</sup>。

激光熔覆成形作为一种基于快速成形和激光熔覆技术发展起来的直接制造先进技术, 具有高柔性化、时间空间自由度大等优点, 可以用于特种材料或特殊形状金属零件的加工及成形。通过不同金属粉末的混合进行成分设计, 得到致密的冶金结合熔覆层。由于激光熔覆过程加热冷却速度快, 所获得非平衡相有助于改善涂层的组织结构, 同时对基底热影响较小, 可以根据零件不同部位的工作条件与特殊性能要求实现梯度材料涂层及高性能金属零件的直接成形。在保证零件原有结构、强度及加工性能的同时, 赋予其本身所不具有的特定性能。难熔金属材料具有很好的抗烧蚀和抗冲刷能力, 其抗热震性可通过制备难熔合金来改善, 但这

种材料性能受制造工艺影响很大，轧制锻造困难，热加工及机加工性较差，应用受到了限制<sup>[4]</sup>。激光熔覆成形技术为难熔金属材料在超声速飞行器中关键部件的加工应用提供了一种有效途径。

燃料在冷却通道中的流动和传热是主动冷却系统设计和优化的关键性问题之一。对于超声速飞行器而言，如果在超声速气流条件下几毫秒的时间内完成燃油的喷射、雾化、掺混及形成稳定燃烧，喷油孔系必须具有孔型质量高、孔径小，深径比大，孔壁光滑，孔系分布密度高等特点<sup>[9]</sup>。针对直径 0.5mm 以下喷油孔的制造中，传统打孔技术很难满足使用要求。例如机械钻孔加工虽然加工孔的质量较好，但接触式加工方式容易引起钻头的磨损甚至折断，严重影响加工孔的质量和效率。而电火花加工技术（EDM）最大的缺陷就是加工效率低，孔加工速度一般为 1mm/min。同时其进丝速度及电压对加工孔的精度影响很大。另外，由于燃烧室需要承受高温气流的加热及高速气流的冲刷，燃烧室喷孔材料一般采用耐烧蚀、高硬度、耐磨性及热防护性能较好的陶瓷材料或复合材料<sup>[1]</sup>。然而，机械钻孔技术很难加工高硬度材料；EDM 技术则几乎不可能加工绝缘的陶瓷材料或复合材料。

激光打孔技术是一种最早达到实用化的激光材料加工技术。由于激光束具有极为优异的时间和空间特性（高相干性，高可控性），因此可以通过光束的空间变换（扩束、准直和聚焦）及时间变换（调制，脉冲序列），将光斑聚焦到几微米、脉冲宽度调到皮秒乃至飞秒量级，从而实现极高的功率密度（ $10^5\text{W}/\text{cm}^2\sim 10^{15}\text{W}/\text{cm}^2$ ）。这样的功率密度几乎可以在任何材料上进行激光打孔。因此与传统的机械钻孔及电火花打孔相比，激光打孔主要具有以下优势：

(1) 打孔速度快，效率高。高功率密度激光与材料相互作用只有  $10^{-3}\text{s}\sim 10^{-5}\text{s}$ 。因此与传统机械钻孔及电火花加工技术相比，激光打孔的效率可提高 10~100 倍<sup>[10]</sup>。

(2) 可获得较极高的深径比和极小的孔径。深径比可达获得 50:1，甚至更高，孔径可以小于 0.1mm。如瑞士某公司利用固体激光器给飞

机涡轮叶片进行打孔，可以加工直径从 20 $\mu\text{m}$  到 80 $\mu\text{m}$  的微孔，并且其深径比可达 80:1<sup>[11]</sup>。

(3) 可在任何材料任意表面上打出直圆孔或异型孔。包括特殊孔横截面形状（椭圆形、方形，扇形）及特殊孔纵截面形状（柱形，倒锥形，双曲线形，桶形）等。

(4) 可实现高密度分布高精度群孔加工。激光精微打孔系统的高可控性就决定了在同一部件上同时加工高密度分布群孔的可行性。例如美国的 GE 公司就将激光打孔技术应用于喷气式涡轮发动机冷却隔板的精微打孔上。

发动机主动冷却结构板的加工制造技术是超燃冲压发动机制造过程中的关键技术之一<sup>[12]</sup>。针对复杂结构件难于整体直接加工，多采用连接技术，运用传统加工方法，如钎焊技术，工件变形大、易开裂，结构的可靠性得不到保证。采用高功率激光焊接技术可实现主动冷却结构件上板焊透、下板部分焊透的非熔透焊接效果<sup>[13]</sup>。非熔透性激光焊接技术实现了主动冷却构件的上下板无缝连接，强度高，气密性好，焊接区域变形小，易于控制、表面质量好，能够对发动机设计提供有力的技术支撑。

## 1 激光熔覆

### 1.1 难熔金属与钢的激光熔覆

#### 1.1.1 实验材料及方法

实验以 A3 钢为基底，难熔材料粉末为熔覆材料。在 1kW Nd: YAG 激光器上采用同轴送粉法进行激光熔覆，其过程如图 1 所示。粉末颗粒在下落过程中进入激光束与之发生相互作用，便于粉末颗粒充分吸收激光能量熔化，剩余的激光能量则直接照射在基底表面使之形成熔池。在熔覆材料与基底熔点差异较大时，通过改变激光束焦点、粉末汇聚点与基底之间的距离关系可以在保证熔覆材料完全熔化的同时避免基底的过度熔化。因此同轴送粉法特别适用于高熔点的难熔金属材料的涂层制备。此外熔覆过程中可采用多道搭接，逐层堆积的方式，有利于得到任意宽度、厚度的涂层。

#### 1.1.2 实验结果

通过激光熔覆得到长 40mm，宽 10mm 的熔覆层，其表面形貌如图 2 所示。涂层表面呈现金属光泽，可以清晰分辨出 4 条熔覆轨迹，

熔覆道宽度约为 3mm。试样截面形貌如图 3 所示，分为熔覆层、热影响区和基底 3 个区域，其中熔覆层厚度约为 2mm。从熔覆层的表面及截面形貌可以看出熔覆层与基底为冶金结合，结合良好。由于熔覆层为 4 道搭接而成，激光束本身能量分布为高斯分布，因此在熔覆道中心部分的激光能量高于边缘部分，造成熔覆层与基底的熔合边界出现高低起伏特征。熔覆层外表面边缘没有翘曲，表面和内部没有明显的裂纹和气孔。

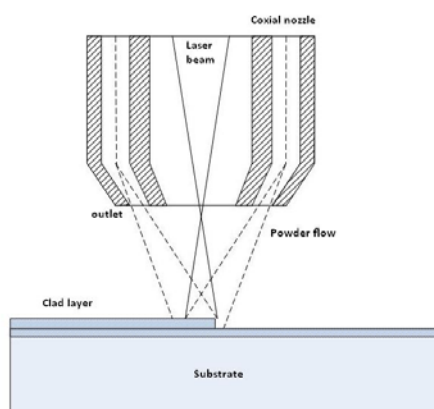


图 1 同轴送粉激光熔覆过程示意图

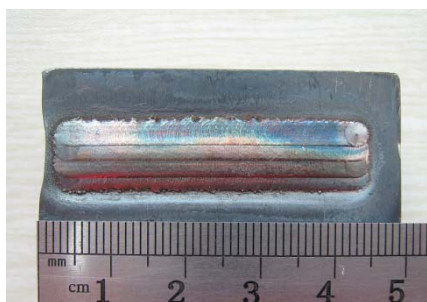


图 2 熔覆层表面形貌

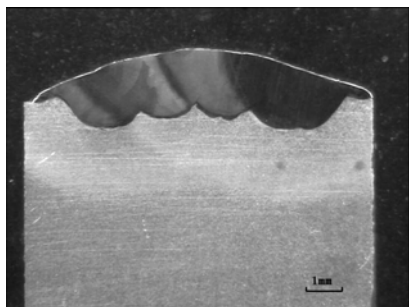


图 3 熔覆层截面形貌

图 4 所示为沿截面深度方向的显微硬度曲线。其中虚线所划分的 3 个区域分别为熔覆层、热影响区和基底部分。可以看出，熔覆层硬度

大都在 450~500HV 范围内，显著高于基底的平均硬度 195HV，这主要源于难熔金属的高硬度。值得注意的是，硬度曲线中存在一个硬度相对平均值较低的一小段平台。这主要是由于在激光熔覆前期，基底尚未达到热平衡，系统仍处于升温状态，熔池温度较低，元素之间的反应不充分所导致的，随着熔覆过程的进行，系统温度趋于稳定，这一现象消失。熔覆后的热影响区硬度平均在 205HV 上下，略高于基底，说明采用激光熔覆不会降低基底的原有硬度。

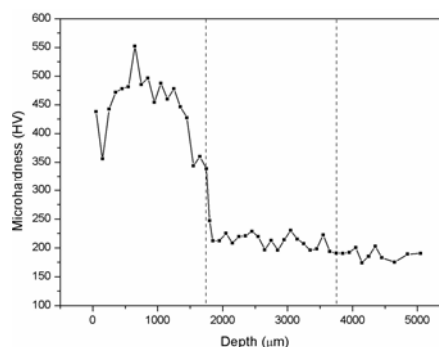


图 4 激光熔覆试样显微硬度分布

### 1.1.3 激光熔覆过程温度场模拟

针对上述实验利用 ANSYS 建立了激光熔覆的三维计算模型，以了解熔覆过程中材料的温度场变化及温度梯度分布，所采用的网格系统如图 5(a)所示。计算中采用生死单元法描述材料的添加过程，材料属性随温度变化。通过计算可以得到任意时刻涂层和基底的温度场分布，也可以得到某一点在整个加工过程中的温度变化历程。图 6 所示为图 5(b)中熔合边界上中心点的温度历程，由此可以看出在激光熔覆过程中，材料普遍经历了一个反复加热和冷却的过程。

## 1.2 难熔金属与难熔金属的激光熔覆

### 1.2.1 涂层组织与硬度

采用同轴送粉激光熔覆方法，以异种难熔金属为熔覆材料和基底。图 7 所示为熔覆层截面方向的显微组织，从右向左为熔覆层表层向基底方向。可以看出，其截面可分为 4 个区域，依次为表层组织，黑色网格状组织，白色过渡区域及基底本身。由能谱扫描 (EDS) 结果可以看出，4 个区域中两难熔金属组分呈递进变化，如表 1 所示。说明熔覆材料与基底材料已经充分融合，形成了功能梯度涂层。

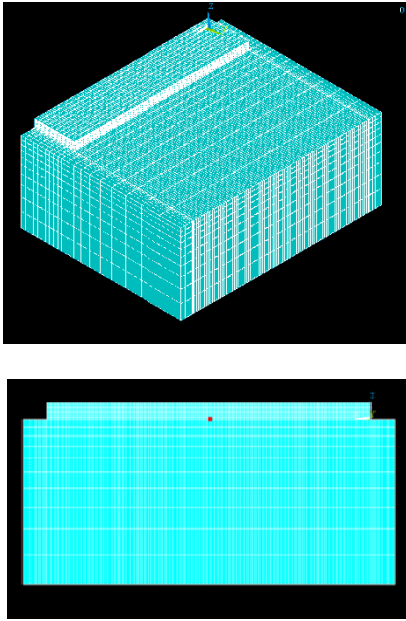


图 5 激光熔覆数值模型的网格系统

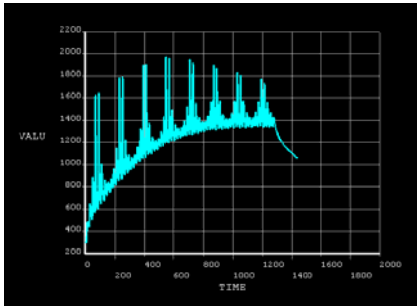


图 6 熔合边界中心点温度历程

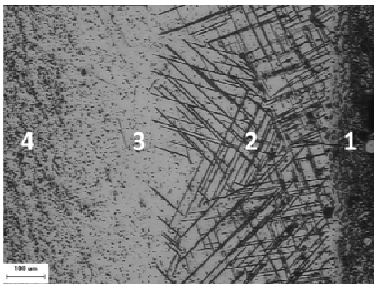


图 7 激光熔覆难熔合金熔覆层显微组织

表 1 激光熔覆试样截面成分分布

元素 (wt%)	区域 1	区域 2	区域 3	区域 4
A	32%	77%	92%	93%
B	68%	23%	8%	7%

图 8 所示为熔覆层截面沿深度方向显微硬度分布。由虚线所划分的四个区域从左向右分别对应图 7 中的 1~4 区域。可以看出，随着熔覆层中成分及组织结构的变化，其硬度值也明显不同。区域 1 和区域 2 硬度值较高，从区域

3 开始硬度值逐渐递减，表明梯度结构的涂层其硬度分布也对应呈梯度变化。

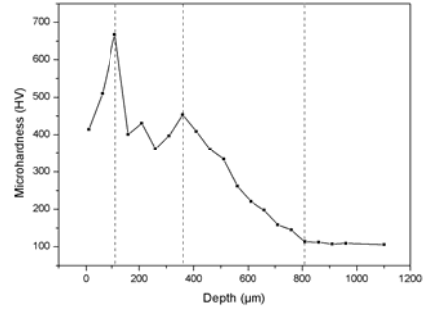


图 8 激光熔覆难熔合金涂层显微硬度

### 1.2.2 涂层抗烧蚀性能

采用前面的实验方法，对燃烧室支板进行改进，在支板前缘激光熔覆制备难熔合金防护涂层，并将其与未经保护的支板一起放置在风洞中进行高温高速气流烧蚀测试，原有支板如图 9 所示，测试条件如表 2 所示。

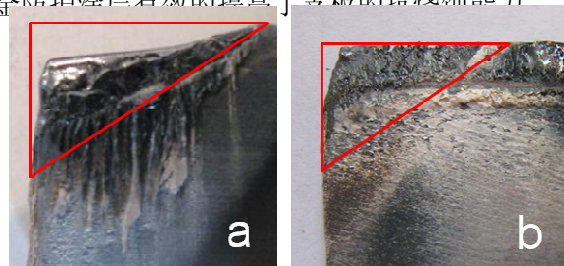


图 9 燃烧室支板

表 2 风洞烧蚀测试参数

试样	原支板	改进后支板
气流温度 K	2550	2560
马赫数	2	2
入口总压 atm	6.7	6.8
持续时间 s	2	2.5

烧蚀结果如图 10 所示。图中高温高速气流为从上向下冲刷支板，红色三角区域为气流实际冲蚀位置，三角形边界为烧蚀前支板边缘。由烧蚀结果(a)可以看出，原有支板在持续 2s 后，支板形状受到较大破坏，不能保持原有形状，而经过改进后的支板(b)由于经过局部增强，在烧蚀条件相同，持续时间 2.5s 的情况下，其损失体积较原支板明显减小，表明前端的难熔合金防护涂层有效的提高了支板的抗烧蚀能力。





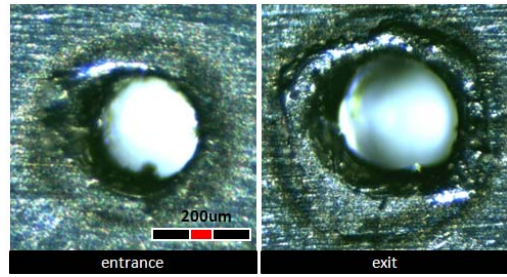


图 10 (a)原支板和(b)改进后支板的风洞烧蚀结果

## 2 激光打孔

### 2.1 喷嘴特定孔型激光打孔实验研究

本实验采用 1.27mm 厚的合金结构钢板材作为打孔材料，并在该板材上加工出孔径为 0.23mm~0.24mm 的小锥度（倒锥）喷嘴群孔。为保证群孔加工的重复性（在板的不同位置打出相同的孔型），实验中对影响打孔重复性的几个重要参数进行了误差分析，并将这些参数的偏差控制在尽量小的范围。粗糙度是影响孔型重复性的重要参数，因此务必保证板上各个位置的粗糙度偏差尽量小。为此，首先利用 100 目砂纸对板材进行粗磨，再利用 300 目砂纸进行粗磨。最后利用粗糙度测量仪对平板表面粗糙度进行测量并进行误差分析；另外，实验中对板上不同位置的厚度及激光输出能量也进行了详细测量并进行误差分析，详见表 3。通过控制这些参数的偏差，确保群孔加工的重复性。

表 3 影响重复性的实验参数误差测量

参数	均值	标准差	偏差百分比
板表面粗糙度 Ra 值	0.36	0.08	22.10%
板厚度 (mm)	1.27	0.016	1.24%
1000W 1ms 能量输出 (J)	0.99	0.015	1.52%

#### 2.1.1 单孔形貌

图 11 所示为激光打孔的形貌图。利用标准针规对孔径进行测量发现，直径为 0.23mm 的针规可以穿透孔，而直径为 0.24mm 的针规则无法穿透孔。因此可以判定实验所得的孔径介于 0.23mm~0.24mm 之间。另外，对孔表面在显微镜下观察发现，表面金属沉积相对较少，表面较为干净。而且出口孔径比入口孔径略微大一些，近似呈倒锥型。

图 11 孔径介于 0.23mm~0.24mm 之间的激光打孔形貌

激光工艺参数（离焦量、脉宽、保护气）对孔型质量的影响见图 12-14。当离焦量从负离焦逐渐增大到正离焦时，入口孔径先变小再变大，类似于开口向上的抛物曲线；出口孔径则先增大再变小，类似开口向下的抛物曲线，如图 12 所示。因此，当离焦量从负离焦变到正离焦时，依次可以获得正锥孔、直孔和倒锥孔。在 1mm-20mm 范围内的脉宽对孔径没有太大影响，如图 13 所示。但是较大脉宽会使得出口孔径边沿金属重熔较严重，而较小脉宽则锥度又较大，因此综合各方面因素，脉宽应该取某个特定值。另外，由 4 种辅助气对打孔的影响对比可知，非氧化性气体（氩气，氮气）会使孔壁比较光滑但孔表面金属沉积较为严重；而氧化性气体（氧气，空气）则使得金属沉积较少，表面较为干净，如图 14 所示。

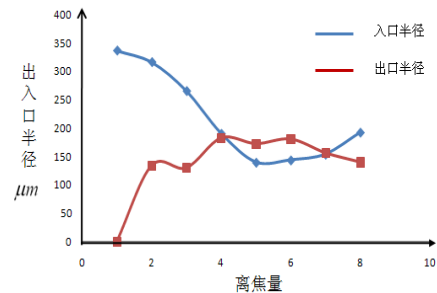


图 12 孔径随离焦量的变化

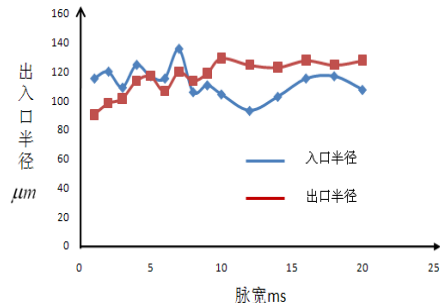


图 13 孔径随脉宽变化

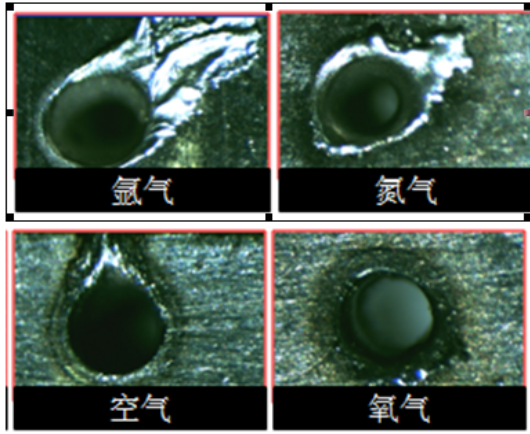


图 14 相同条件下不同辅助气体对孔形貌的影响对比

通过进一步优化激光工艺参数，有可能加工出纵截面如图 15 所示的各类异型孔。之前已有研究者通过改变离焦量获取类似纵截面的孔型<sup>[14]</sup>，如图 16 所示。

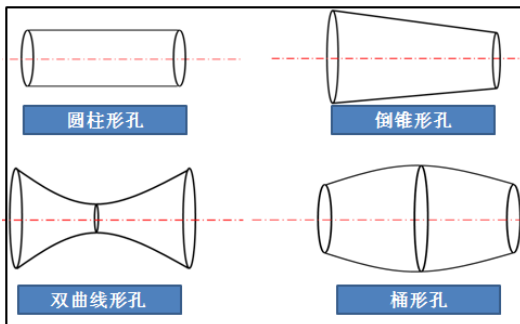


图 15 不同工艺参数下可能出现的孔纵截面形状

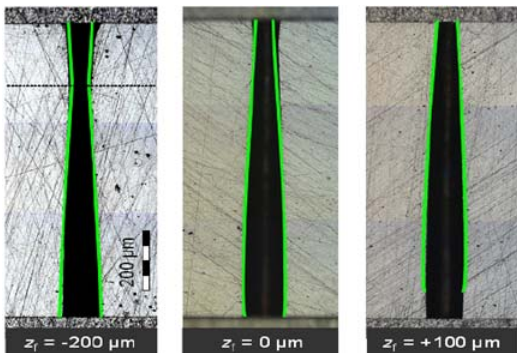


图 16 不同离焦量下的孔纵截面形状

### 2.1.2 群孔形貌

在将影响激光打孔重复性的实验参数的偏差控制在最小范围的情况下，在 1.27mm 厚的同一块板上连续打 15 个孔，总共 3 行，每行 5 个孔。为避免前一个已打的孔对后一个即将要打的孔的影响，同一行各孔间距为 1.5mm；相

邻两行之间间距为 2mm，如图 17 所示。可以看出，通过有效控制激光工艺参数，激光打孔可以获得很好的重复。通过显微测量孔径可知，群孔各孔径的偏差都在 10μm 以内。

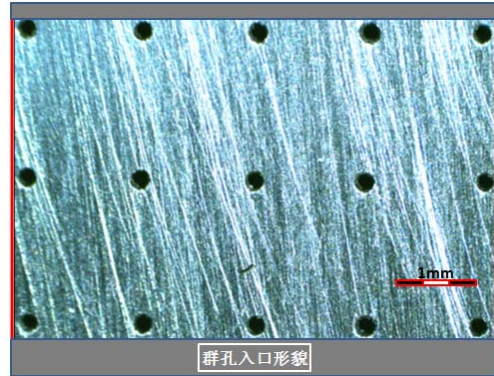


图 17 激光加工群孔形貌

### 2.2 不同孔型燃油喷射状态数值模拟结果

为初步定性分析不同孔型对燃油喷射与雾化效果的影响，本文采用 CFD 软件 fluent，结合两相流模型、湍流模型及 VOF 方法，对燃油在 174MPa 压差下通过不同纵截面的喷孔喷射到高温高压空气的物理问题进行模拟计算，如图 18 所示。图 19 则展示了不同孔型下燃油喷射的效果。

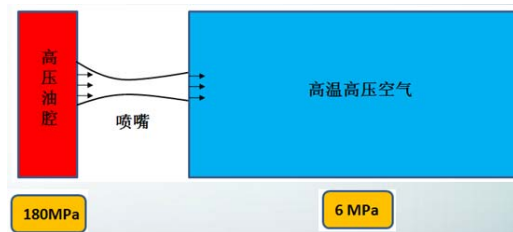


图 18 高压燃油喷射示意图

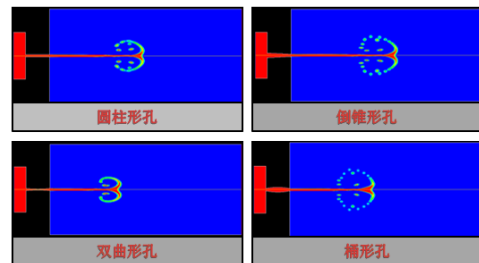


图 19 燃油喷射 0.5ms 时刻，不同孔型对应的燃油喷射状态

从模拟的结果可以看出，在相同条件下不同喷油孔的孔型对燃油喷射效果有显著影响。直观上表现为相同时刻燃油喷射的长度及喷射

前端液滴的分布有较大差别，这就直接反应了不同喷孔形状对喷油孔出口速度的大小和方向有较大影响。就相同时间给燃油的贯穿距离而言，倒锥形孔与圆柱形孔相当，贯穿距离最大，桶形孔次之，双曲形孔贯穿距离最短；就喷射前端的液滴分散程度而言，倒锥形孔与桶形孔相当，液滴分散程度最好，圆柱形次之，双曲形孔喷射前端液滴分散程度较差。另外，高压燃油流经细长孔径喷孔时，截面变小导致速度增大，静压降低；当静压低于燃油饱和蒸汽压时，就会形成所谓的“空穴”现象。“空穴”现象对燃油的喷射和雾化效果有重要影响，这个结论已经为大多数研究所证实<sup>[15,16]</sup>。因此，喷孔的纵截面改变时会影响喷孔内速度和压力的分布甚至影响燃油的流态，进而影响“空穴”现象的形成和演化，最终影响到燃油在燃烧室内的喷射和雾化效果。

因此，相对于传统的圆柱形直圆孔，采用激光精微打孔技术可以获得更多的孔形，这就为发动机燃油的喷射雾化提供另外一种更灵活、更有效的优化途径。

### 3 激光焊接

激光焊接是激光为热源的一种高速可控的焊接方式。根据功率密度以及焊接接头形式的不同，激光焊接可以分为两种基本形式：传导焊和深熔焊<sup>[17]</sup>，两者的本质区别为是否产生匙孔。对于高密度激光焊接，激光的功率密度可达  $10^6 \sim 10^8 \text{W/cm}^2$ ，在激光照射的大多数金属表面会由于剧烈的热作用而迅速熔化汽化，甚至伴随等离子体的产生，大量的汽化金属在蒸汽压力作用下从液态金属表面喷出，金属表面向下凹陷形成“匙孔”<sup>[17]</sup>。激光搭接焊是把上下两板焊在一起的深熔焊接工艺。图 20 所示为激光搭接焊过程示意图。

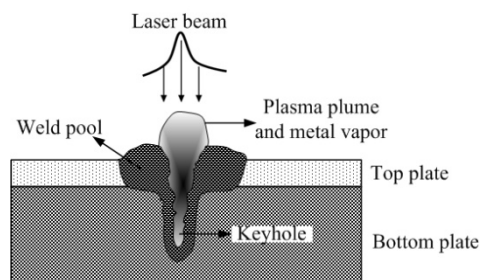


图 20 激光搭接焊示意图

### 3.1 激光搭接焊温度场的数值模拟

#### 3.1.1 有限元分析

激光搭接焊是一个多场（激光场、熔池流场、温度场、应力应变场等）、多尺度的物理过程，涉及的工艺参数众多（激光功率、波长、焊接速度、离焦量等）<sup>[18]</sup>，精确控制接头性能需要准确的认识其焊接热过程。为此，有关激光焊接温度场数值模拟的研究得到不断发展<sup>[19]</sup>。本研究中数值模拟采用热传导为主要热量传输模式，忽略熔池流动对温度场的影响。所采用的控制方程为：

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( k \frac{\partial T}{\partial z} \right) + Q \quad (1)$$

式中， $\rho$ 是密度， $c$ 是比热容， $k$ 是热传导系数， $Q$ 是内热源。初始温度为环境温度，即

$$T(x, y, z, 0) = T_0 \quad (2)$$

激光作用表面的边界条件为

$$-k \frac{\partial T}{\partial z} = \eta \left( \frac{aP}{\pi r_b^2} \right) \exp \left[ -\frac{a(x^2 + y^2)}{r_b^2} \right] \quad (3)$$

式中， $\eta$ 为材料对激光的吸收率， $a$ 为热流集中程度系数， $P$ 为激光功率， $r_b$ 为有效作用半径。在薄板激光焊接过程中，考虑焊缝尺寸较小，忽略辐射产生的热损失，由表面对流作用导致材料表面部分热量损失可表示为：

$$k \frac{\partial T}{\partial z} = h_c (T - T_0) \quad (4)$$

式中， $h_c$ 为对流换热系数。

#### 3.1.2 温度场分析

图 21 为在激光功率 500W、焊接速度 30mm/s 时焊接方向上的温度场分布，温度大于  $1400^\circ\text{C}$  为焊接熔池。可以看出，随激光的移动，熔池不断扩大直至达到稳定状态，表面形状从近似圆形逐渐转变成椭圆形，这主要是因为随着激光的移动，激光加热面积变化不大，而熔池在吸收新的热量后通过传导机制向材料内部传播，尺寸不断扩大直至稳定；另外，熔池温度场不是轴对称的，激光束作用中心处温度最高，熔池的前壁温度梯度比后壁高的多，原因是随激光的移动熔池前壁处材料被瞬间加热熔化甚至汽化形成匙孔，新形成的熔融金属在表



面张力、浮力等作用下被排挤到匙孔的后壁处直至冷却凝固<sup>[17]</sup>。

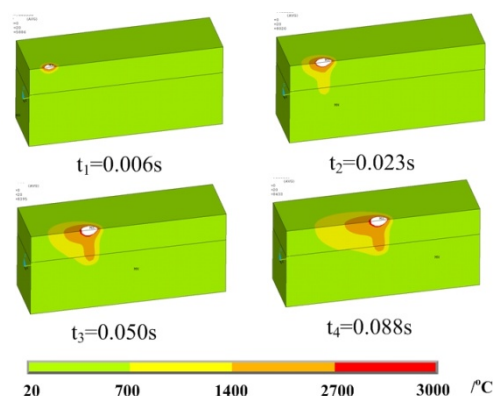


图 21 熔池沿焊接方向不同时刻的温度场分布

### 3.2 冷却板的非熔透型激光搭接实验

#### 3.2.1 试验材料及方法

发动机主动冷却结构件分受热板（上板）和冷却槽板（下板）两部分，如图22所示，上板尺寸为140mm×39.5mm×1.2mm，下板尺寸为140mm×39.5mm×8.0mm，材料为304不锈钢。



图 22 发动机冷却板

非熔透型激光搭接焊接工艺是基于激光能量密度高、可控性好、热变形小的特点实现的制造技术，为了满足发动机结构要求，最终焊接接头形式如图 23，焊接最终要求冷却板上板焊透，下板冷却槽部分焊透。

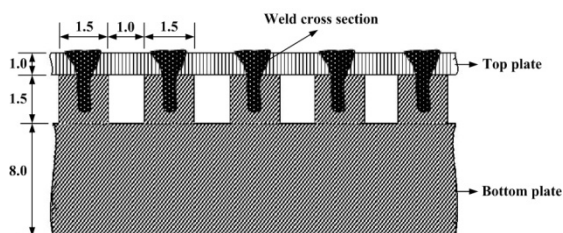


图 23 激光搭接焊接接头截面示意图

为减少焊接缺陷，焊前用丙酮清洗焊接部位。实验采用高纯氩气为侧吹保护气，侧吹方向与焊接方向相反。焊接运动轨迹由高精度五轴框架式机器人控制，并对焊接工艺进行了控制，有效避免了焊接接头开始和收尾处的缺陷问题<sup>[18]</sup>。激光焊接过程中为减小热变形，设计了固定夹具把结构板变形较大位置夹紧。通过前期的数值模拟和工艺参数优化，对图 22 所示发动机冷却板进行激光搭接焊。在每道焊接后采用压缩空气快速冷却焊接表面。对于冷却槽的焊接采用“S”型焊接轨迹，以保证冷却板两端强度一致。

#### 3.2.2 实验结果

图 24 为焊接后的发动机冷却件，焊接分外围密封焊和冷却槽搭接焊，上表面焊道宽度小于 1.5mm。通过合理设定保护气吹气方向和压力，焊缝表面基本没有氧化现象，表面光亮呈金黄色；焊接过程对焊道的起始和收尾段的工艺参数进行微调，最终焊缝无凹陷等缺陷。



图 24 发动机冷却板焊接

对焊接后的冷却件进行充气加压试验，如图 25 所示，从图中可以看出焊接整体气密性良好，无漏气现象；在冷却板一段有凸起，而焊接处无裂开现象，说明结构强度达到了要求。



图 25 受压膨胀后的冷却板

## 4 结 论

以超燃冲压发动机热防护为背景，阐述了与此相关的激光熔覆、激光打孔和激光焊接三大类典型高密度激光制造的应用。

1) 采用同轴送粉激光熔覆方法既可以在传统材料上制备出含有难熔金属元素的涂层，

也可以在高熔点金属或合金零件上制备出呈梯度分布的合金化合物防护涂层。在燃烧室支板前缘制备难熔合金防护涂层, 经过测试有效提高了支板抗高温高速气流烧蚀的能力。

2) 通过控制实验参数, 激光精微打孔可以在平面及曲面上实现各类异型孔和大深径比喷油群孔的加工, 可获得更好的燃油雾化效果。

3) 对结构复杂的发动机燃油冷却件进行激光搭接焊工艺试验, 实现结构件上板焊透下板部分焊透的效果, 变形小, 结构强度高。

### 参考文献

- 1 袁海根, 曾金芳, 杨杰等. 防热抗烧蚀复合材料研究进展. 化学推进剂与高分子材料, 2006, 4 (1): 21~25
- 2 郑顺兴. 烧蚀材料与耐烧蚀酚醛树脂. 南京航空航天大学学报, 1996, 28(2): 253~258
- 3 唐红艳, 王继辉, 冯武等. 耐烧蚀材料的研究进展. 玻璃钢学会第十五届全国玻璃钢/复合材料学术年会论文集, 2003. 350~354
- 4 牟科强, 徐克玷等. 几种高温材料抗燃气烧蚀性能的研究. 钢铁研究学报, 1995, 7 (5): 89~91
- 5 Miller RA. Current Status of Thermal Barrier Coatings—an overview. Surface Coatings & Technology, 1987, (30): 1~11
- 6 Jackey W, Stinton DP, Gemy GA, et al. In Ceramic Coatings for Heat Engine Materials—Status and Future Trends, Technical Report ORNL/TM-8959. Oak Ridge TN; Oak Ridge National Laboratory, 1984
- 7 Stecura S. Optimization of the  $\text{CrAlY/ZrO}_2\text{-Y}_2\text{O}_3$  thermal barrier system. NASA Tech. Memo. 1975, 86905
- 8 周静, 张隆平等. 热障陶瓷涂层的发展现状和前景. 表面技术, 2004, 33 (2): 7~11
- 9 Payri R. Diesel nozzle geometry influence on spray liquid-phase fuel penetration in evaporative conditions. Fuel, 87 (2008): 1165~1176
- 10 荣烈润. 激光微细孔加工技术及其在航空航天领域中的应用. 航空精密制造技术, 2009, 45 (6): 30~33
- 11 李祥友, 曾晓燕, 黄维玲等. 激光精密加工技术的现状和展望. 激光杂志, 2000, 21 (5): 1~3
- 12 Powell OA, Edwards JT, et al. Development of hydrocarbon-fueled scramjet engines: The Hypersonic Technology (HyTech) program. Journal of Propulsion and Power. 2001, 17(6): 1170~1176
- 13 王洪满, 史春元, 王春生等. 铁道客车用 SUS301L 不锈钢非熔透型激光搭接焊工艺. 热加工工艺, 2009(38): 136~139
- 14 Kraus M, Collmer S, Sommer S, et al. Microdrilling in steel with frequency-doubled ultrashort pulsed laser radiation. Journal of Laser Micro/Nanoengineering, 2008, 3(3): 129~134.
- 15 Suh HK, Lee CS. Effect of cavitation in nozzle orifice on the diesel fuel atomization characteristics. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29, 1001~1009
- 16 Payri F, Bermudez V. The influence of cavitation on the internal flow and the spray characteristics in diesel injection nozzles. Fuel, 2004, 83, 419~431
- 17 Duley WW. Laser welding. New York: John Wiley & Sons Inc, 1999
- 18 Katayama S, Kawahito Y. Interpretation of laser weld penetration and welding phenomena. Chinese journal of lasers, 2009, (12): 3160~3166
- 19 Mackwood AP, Crafer RC. Thermal modelling of laser welding and related processes: a literature review. Optics & Laser Technology, 2005. 37(2): 99~115

## APPLICATION OF HIGH-DENSITY LASER MANUFACTURING IN THERMAL PROTECTION FOR SCRAMJET

YU Gang HE Xiuli WU Yang CHU Qingchen LU Guoquan

(Key Laboratory of Mechanics in Advanced Manufacturing, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

**Abstract** In hypersonic aircraft, the core parts of engine work in high-temperature, high-pressure and high-speed airflow environment. The thermal protection of parts is one of the key factors. The application of high-density laser manufacturing in thermal protection for hypersonic aircrafts are discussed, mainly including laser cladding, laser drilling and laser welding. For laser cladding of refractory alloy, a gradient layer is formed, which has a metallurgical bonding with substrate and improves of ablation resistance of material. The holes of shapes and group holes with high depth-diameter ratio can be machined by laser drilling. For the cooling structural plate, the full penetration of upper plate and partial penetration of lower plate are realized by laser lap welding. The welded cooling structural plate has a high structural strength and low distortion.

**Key words** thermal protection, high-power laser manufacturing, laser cladding, laser drilling, laser welding