

引文格式: 张晓兵, 毛忠, 李元成, 等. 皮秒激光加工涡轮工作叶片异型冷却孔技术研究[J]. 航空制造技术, 2025, 68(14): 22-31.

ZHANG Xiaobing, MAO Zhong, LI Yuancheng, et al. Picosecond laser processing of shaped cooling holes in turbine blades[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(14): 22-31.

# 皮秒激光加工涡轮工作叶片异型冷却孔技术研究

张晓兵<sup>1</sup>, 毛忠<sup>1</sup>, 李元成<sup>1</sup>, 刘松<sup>2</sup>, 卢绪平<sup>2</sup>, 王斯仪<sup>2</sup>, 蒋睿嵩<sup>3</sup>, 毕帅<sup>3</sup>

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500;

3. 四川大学, 成都 610065)

**[摘要]** 在发动机热端部件采用异型气膜孔有助于显著提高冷却效率。针对涡轮工作叶片异型孔加工需求, 简述应用 2~3 ps 激光加工异型孔的工艺方法, 介绍该方法工艺优化后在带热障涂层的单晶高温合金上加工高质量异型孔的结果。利用基于皮秒激光加工气膜孔的优化工艺在加工圆孔、前倾扇形异型孔的平板试样上开展高温高周拉伸疲劳、高温振动疲劳对比试验; 在仅加工圆孔、还加工有前倾扇形异型孔或燕尾形异型孔的涡轮工作叶片上开展综合冷效试验。结果表明, 加工异型孔的试样疲劳强度更高, 叶片的冷却效果更好, 带前倾扇形异型孔的叶片冷却效率较燕尾形异型孔叶片的更高。

**关键词:** 皮秒激光; 异型冷却孔; 涡轮工作叶片; 航空发动机; 热障涂层

中图分类号: V263

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.14.022



张晓兵

研究员, 主要从事激光加工技术研究与应用。

航空发动机工作性能的提高依赖于涡轮进口端温度的升高<sup>[1]</sup>, 据统计, 涡轮叶片提高的服役温度 70% 得益于在叶片上加工小孔形成气膜

冷却的方式<sup>[2]</sup>。以往气膜冷却孔主要设计为圆柱形小孔, 孔径一般小于 1 mm, 多数在 0.4 mm 左右, 异型孔相较圆孔由于气膜贴附性更好, 具有更高的冷却效率、相应更优的冷却性能, 是航空发动机涡轮叶片等热端部件气膜冷却结构发展的必然趋势<sup>[3-4]</sup>。目前涡轮叶片气膜冷却孔加工主要有电火花加工、电液束加工、激光加工 3 种方式。电火花加工是目前国内外均较普遍应用的加工方式, 是加工异型冷却孔的主流技术, 但加工的小孔孔壁存在再铸层<sup>[5]</sup>, 影响涡轮叶片疲劳强度; 电液束加工小孔虽然不会产生再铸层等热致缺陷<sup>[6]</sup>, 但难以加工异型孔; 另外, 电液束和电火花制孔工艺无法在表面制备热障涂层和未来可能应用的陶瓷基复合材料叶片等热端部件上直接加工气膜孔。激光可以在金属与非导电材料

上加工小孔, 例如, 国内外已采用毫秒脉冲激光在带热障涂层的火焰筒上加工“跑道型”异型孔, 但由于较大的热影响, 会产生比电火花加工更严重的再铸层, 甚至存在微裂纹<sup>[7]</sup>, 因此毫秒激光制孔工艺尤其不适合于对制孔热损伤抑制要求更严的涡轮工作叶片。皮秒、飞秒脉冲宽度的超快激光由于“冷”加工特性, 在加工小孔过程中对孔周边的热影响极低, 可以实现孔壁无再铸层, 而且先制备热障涂层再加工小孔, 涂层亦无明显热致损伤<sup>[8-10]</sup>。但最初由于超快激光器平均功率低, 脉冲能量不到 100 μJ, 加工叶片上较大深度、相应较大深径比小孔的效率极低, 因此超快激光更多用于薄壁材料上微孔的低热损伤高精度加工。后来随着皮秒、飞秒激光器技术的快速发展, 脉冲能量、平均功率的显著提高, 超快激光加工叶片

上更大深度与深径比的无再铸层气膜孔具备了工程应用可行性<sup>[11-13]</sup>。

本文重点针对涡轮工作叶片制备热障涂层再加工具有更高冷却效率异型冷却孔的需求,首先介绍采用超快激光加工异型孔的基本工艺方法,给出基于 2~3 ps 的超快激光在带热障涂层与无热障涂层的单晶高温合金试样上加工异型孔的孔壁质量与尺寸检测结果,结果表明,经过工艺优化,加工出的异型孔形状、尺寸基本符合设计要求,而且孔壁无再铸层,先制备热障涂层再制孔后涂层无分层、开裂。由于异型孔与传统圆形气膜孔结构差异较大,而气膜孔对叶片疲劳强度影响较大,因此需要考察异型孔结构是否会对单晶高温合金疲劳强度造成更大影响,为此,介绍了皮秒激光加工不同结构小孔的平板试样高温高周拉伸疲劳试验与高温高周振动疲劳试验,得出了高温高周振动疲劳试验结果,试验数据显示加工异型孔试样的疲劳性能稍好于斜圆孔试样。理论上异型孔的气膜冷却效果要好于传统的圆孔,但皮秒激光加工异型孔应用于叶片的实际效果仍待验证,为此在航空发动机涡轮工作叶片上将原设计的部分圆形孔更改为前倾扇形孔或燕尾形孔,并应用皮秒激光完成叶片上所有气膜孔加工。仅加工圆孔、加工有前倾扇形孔、加工有燕尾形孔的 3 种不同结构气膜冷却孔的涡轮工作叶片的综合冷效试验结果表明,异型孔的冷效明显改善了对叶片的冷却效果。

## 1 皮秒激光加工异型孔工艺方法与加工结果

### 1.1 加工异型孔方法

图 1 为典型前倾扇形或称簸箕形的异型孔三维结构示意图,由扩散段和圆柱孔段两部分组成。

针对皮秒激光脉冲能量较小和频率高的特点,采用填充加工路径去除法加工异型孔扩散段,该方法类似激光增材制造的逆向过程,采用逐层减材完成,具体实施过程如下。需要生成激光逐层去除加工异型孔程序,首先在 UG 软件中对异型孔三维数模进行逐层切片,如图 2 所示,得到每层切片的轮廓数据,切片间距根据工艺要求可以进行调整。

然后对每层切片轮廓采用专门研发的编程软件进行填充加工路径规划,获得可转换为扫描振镜加工程序的二维图形文件。图 3 为两种典型的填充加工路径生成模式,填充加工路径模式、填充路径间距( $D$ )、各层的加工顺序、单层加工次数、循环加工次数等都为可调整的工艺参数。

实际加工异型孔时,采用了先加工圆柱孔、再加工异型孔扩散段的方式,因此,对异型孔扩散段分层切片及路径生成进行了图 4 所示的调整,即将扩散段与圆孔重叠的区域去除。

### 1.2 皮秒激光加工异型孔结果

用于加工异型孔的试验平台为五轴数控的皮秒激光加工设备,其配置 2 套激光聚焦加工头,1 套加工头

可实现无锥度的圆孔加工,另 1 套加工头为扫描振镜加工头,通过可 X-Y 向快速偏摆的振镜,令激光束沿

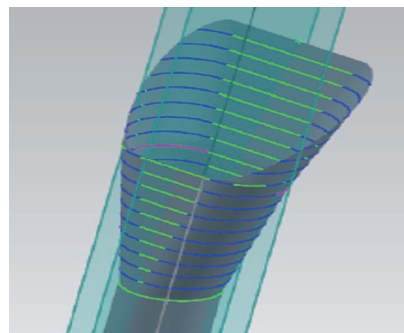
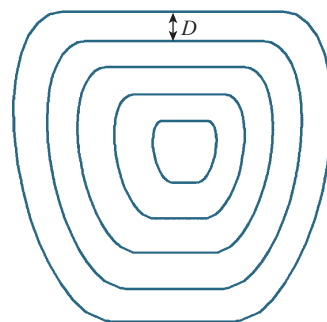
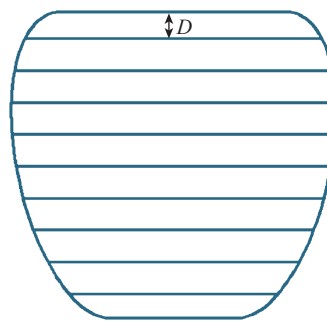


图 2 异型孔三维数模切片示意图

Fig.2 Diagram of 3D numerical model of shaped hole slicing



(a) 同心封闭轮廓线填充模式



(b) 直线填充模式

图 3 异型孔填充加工路径示意图

Fig.3 Diagram of processing paths in filling mode for shaped hole

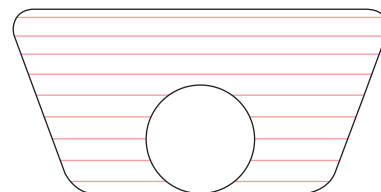


图 4 基于已加工的圆柱孔再加工异型孔的路径示意图

Fig.4 Diagram of processing path for shaped hole based on finished cylinder hole

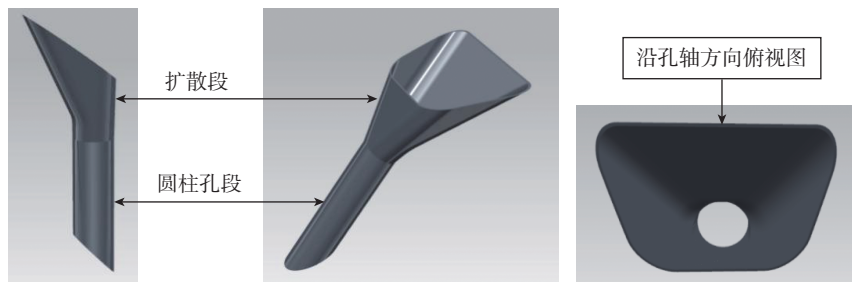


图 1 异型孔三维视图

Fig.1 3D diagrams of shaped hole

1.1 节所述的填充加工路径完成扩散段加工。激光加工头配置了同轴 CCD, 可以用于在加工异型孔扩散段之前对已加工的圆孔中心进行精确对准。设备配置的激光器最大平均功率为 100 W, 脉冲宽度为 2~3 ps, 最大脉冲能量为 400  $\mu\text{J}$ 。

采用激光加工异型孔, 尤其是在单晶高温合金上先制备热障涂层再制孔, 工艺优化重点关注两个方面的结果, 一是加工的异型孔尺寸是否符合设计要求, 二是能否与加工圆孔

一样, 实现孔壁无再铸层并避免热障涂层分层或开裂、掉块、脱落等热致缺陷。由于热障涂层属于硬脆材料, 避免制孔过程中热障涂层热裂是难点, 为此, 在带热障涂层的单晶高温合金平板试样上采用异型孔切片的典型单层轮廓模拟皮秒激光扫描填充加工异型孔, 试验中研究了填充路径、扫描速度、填充间距、激光功率(在频率不变的条件, 相当于脉冲能量)等不同工艺参量对去除热障涂层边缘质量的影响。结果表明, 扫

描速度与脉冲能量是导致缺陷或损伤的关键因素, 图 3 (a) 和 (b) 所示的不同扫描路径对结果影响不明显。图 5 为不同扫描速度和激光功率加工的结果示例。显然, 扫描速度越快, 激光功率或者说脉冲能量越小, 异型轮廓边缘的质量越好, 飞溅物少, 不易开裂。

图 6 为激光扫描速度 50 mm/s 时, 激光单脉冲能量分别为 12、20、40、60、90、120、200 和 400  $\mu\text{J}$  时加工热障涂层试验的结果。当单脉冲能

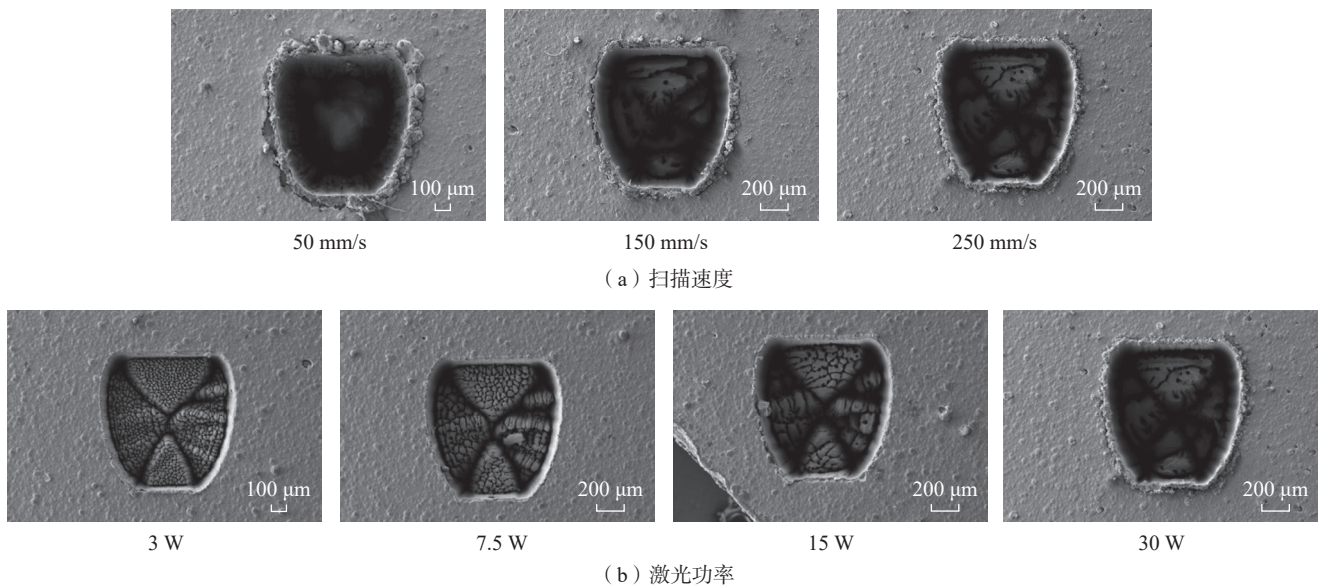


图 5 不同扫描速度和不同激光功率下在热障涂层表面加工异型结构的照片

Fig.5 Pictures of shaped structure made by different scanning speed and laser power on thermal barrier coatings

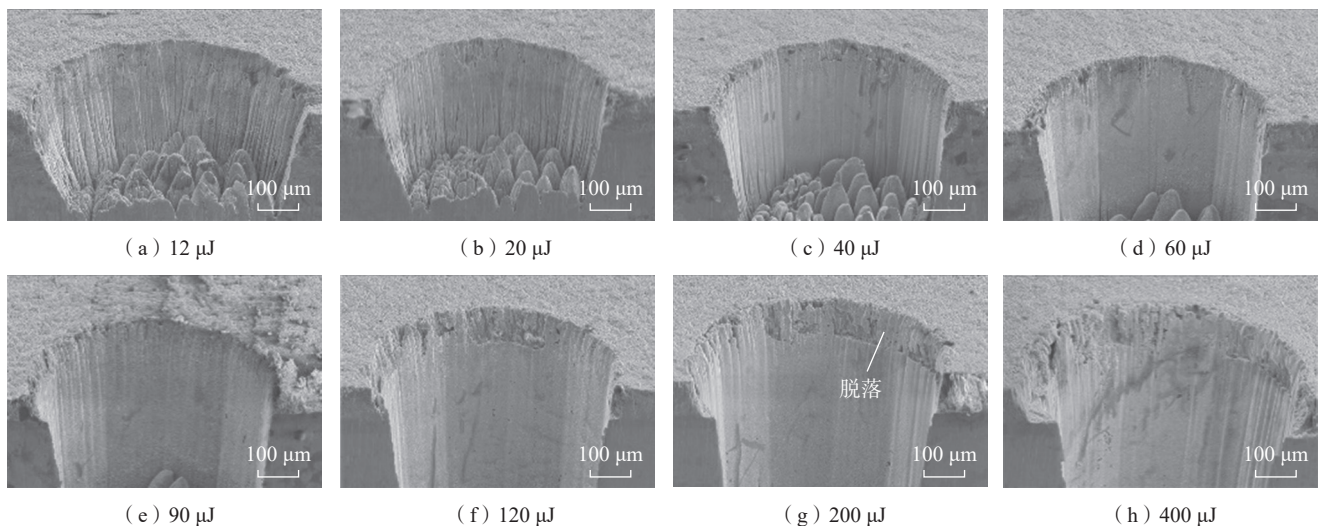


图 6 在扫描速度 50 mm/s 和不同单脉冲能量条件下皮秒激光加工热障涂层小孔的扫描电镜照片

Fig.6 SEM pictures of holes made by ps laser with different pulse energy in thermal barrier coatings in case of 50 mm/s scanning speed

量小于  $90 \mu\text{J}$  时,孔边缘无明显缺陷;当单脉冲能量达到  $120 \mu\text{J}$  时开始出现裂纹、崩块等缺陷;随着脉冲能量的继续增大,甚至出现涂层脱落的现象;当单脉冲能量达到  $200 \mu\text{J}$  以上时,脱落面积更大,脱落区域面积达到一半以上。

图 7 为将激光扫描速度提高至  $250 \text{ mm/s}$  时,分别采用单脉冲能量  $100, 200, 300$  和  $400 \mu\text{J}$  加工热障涂层的结果。发现仅在单脉冲能量为  $400 \mu\text{J}$  时出现微裂纹,未出现崩块和脱落现象。

以上仅为部分试验的示例。图 8 为经过上述工艺试验确定的避免热障涂层出现热致缺陷的工艺窗口,可见采用更大的脉冲能量后,需要更高的扫描速度才能避免热致缺陷,速度越快,实现涂层有效去除的烧蚀阈值也要求越高。烧蚀阈值指对材料产生不可逆的破坏时去除单层材料所需的能流密度。显然,在较小的扫描速度和较大的脉冲能量条件下,可选参数范围的裕度较小。

图 9 为采用 1.1 节所述的工艺方法,即先加工异型孔的圆孔段再加工扩散段,并采用图 8 所示优化的工艺参数在带热障涂层的单晶高温合金上加工异型孔孔口的典型显微形貌以及孔纵截面的显微金相照片。可见,孔壁扩散段区域的陶瓷层、粘结层、金属基体之间的界面清晰,层间及孔壁涂层表面均无开裂;孔纵截面显微放大图也显示涂层未分层、开裂,而且低倍与高倍(最大  $5000$  倍,如图 9 (g) 所示)的显微放大结果表明,孔壁涂层与金属层均无再铸层(重凝层)。

图 10 为加工异型孔的现场照片,加工过程中需要通过喷嘴同轴辅助吹氮气,吹气压力不小于  $0.3 \text{ MPa}$ 。

异型孔加工完成后采用 CT 法测量了实际尺寸并与设计数模进行了对比。测量的异型孔尺寸如图 11 所示,包括圆孔孔径  $D$ 、扩散段(簾

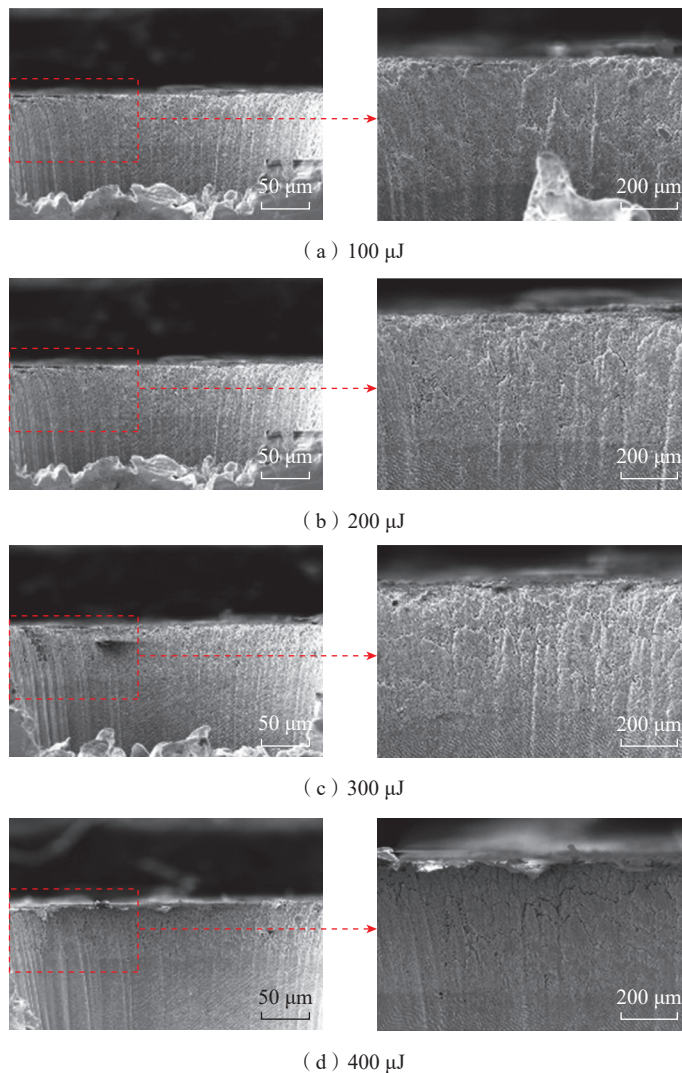


图 7 扫描速度  $250 \text{ mm/s}$  和不同单脉冲能量条件下皮秒激光加工热障涂层小孔的扫描电镜照片  
Fig.7 SEM pictures of holes made by ps laser with different pulse energy in thermal barrier coatings in case of  $250 \text{ mm/s}$  scanning speed

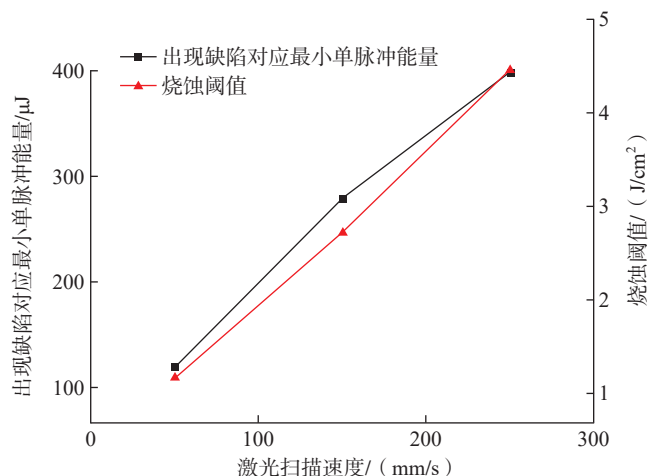


图 8 激光扫描速度与烧蚀阈值和出现热障涂层热致缺陷对应最小单脉冲能量的关系  
Fig.8 Relationship between scanning speed and ablation threshold, minimum single-pulse energy corresponding to thermal defects in thermal barrier coatings

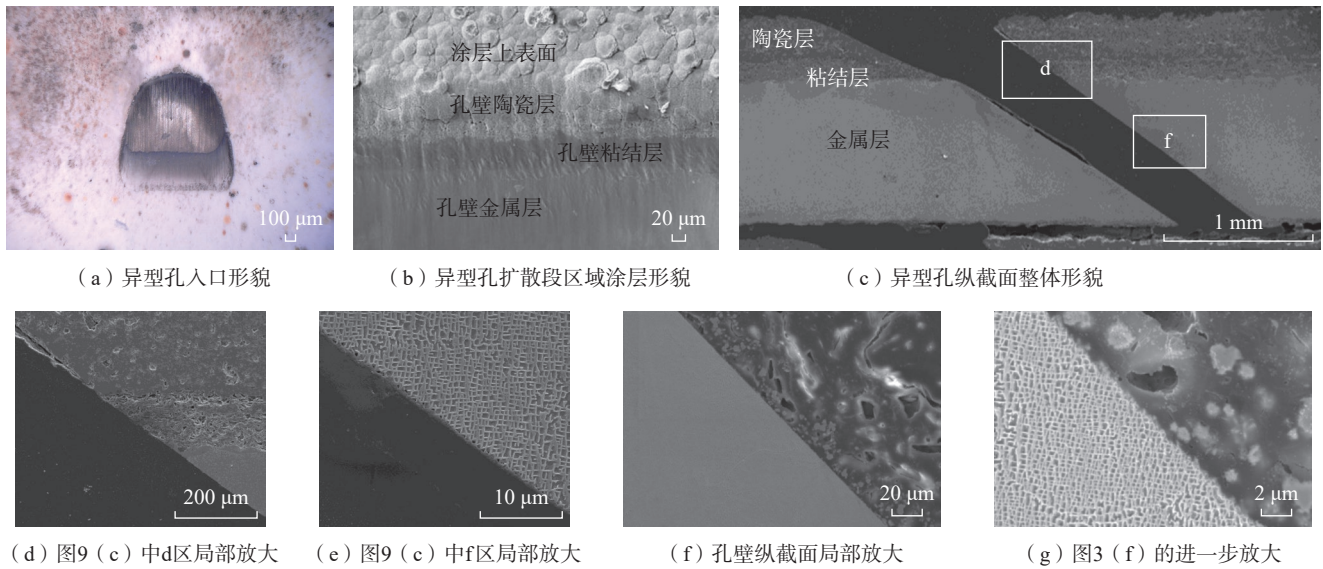


图9 在带热障涂层的单晶高温合金上皮秒激光加工异型孔照片

Fig.9 Pictures of shaped hole made by ps laser in single crystal super alloy with thermal barrier coatings

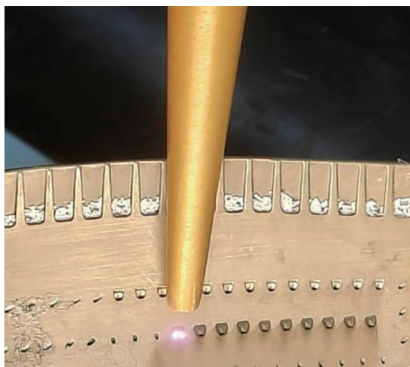


图10 在已加工圆柱孔基础上再加工扩散段的现场照片

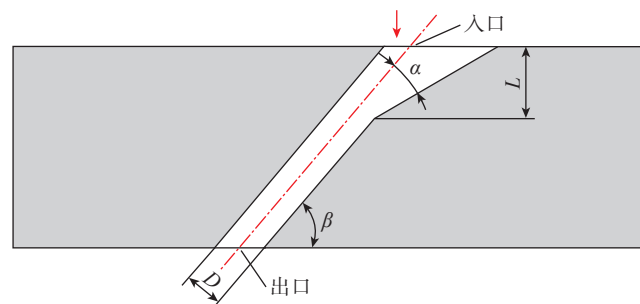
Fig.10 Picture of diffusion section processing of shaped hole based on finished cylinder hole

箕形)的短边尺寸( $D_1$ )和长边尺寸( $D_2$ )、宽度 $A$ 、扩散角 $\theta$ 以及倾角 $\beta$ 、前倾角 $\alpha$ 、扩散段深度 $L$ 。图12为采用CT法测量得到的实际加工的异型孔三维形貌,据此得到的实测值与理论值及其误差如表1所示。可见,实际尺寸与理论设计基本吻合。

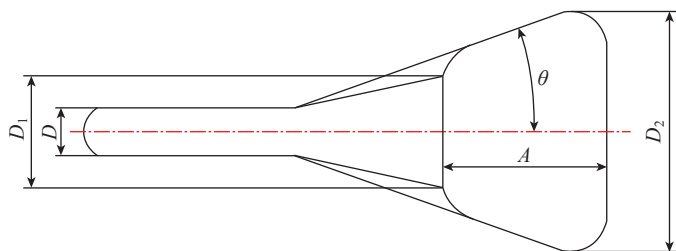
## 2 皮秒激光加工异型孔平板试样疲劳试验

### 2.1 高温高周拉伸疲劳试验

设计的疲劳试样与实际加工后的试样如图13所示,试样上示意的小孔为前倾扇形的异型孔,呈单排3



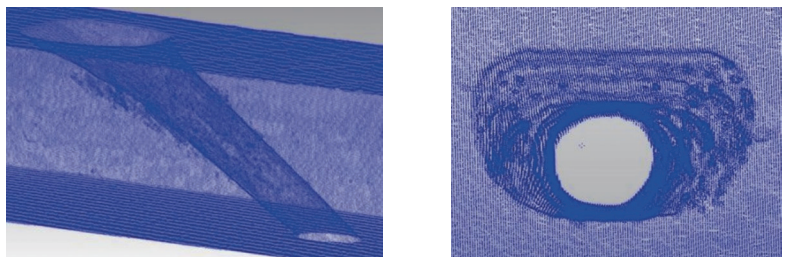
(a) 异型孔纵截面及其相关尺寸示意图



(b) 沿图11(a)红色箭头方向所视异型孔及其相关尺寸示意图

图11 测量的异型孔尺寸示意图

Fig.11 Diagram of measured shaped hole size



(a) 三维整体形貌示意图

(b) 沿孔轴方向所视三维形貌示意图

图12 CT法测量得到的异型孔三维形貌

Fig.12 3D topography of shaped hole measured by CT

孔排布,实际加工的试样还包括斜圆孔,与前倾扇形孔试样排布一样,且斜圆孔孔径与异型孔圆孔段孔径一样,均为 0.3 mm,孔与壁面的夹角为 50°。试样材料为 DD6 单晶高温合金,板厚 1.5 mm。

表 2 为开展拉伸疲劳试验的方案,加载方向如图 13 所示,应力最大为 450 MPa,应力值计算时考虑并实际测量了加工孔的截面积,疲劳试验的应力比为 0.1,加载波形为正弦波,频率为 75 Hz,温度为 980 °C,温度误差控制在 ±5 °C 以内。表 3 为试验结果,可见在 980 °C 和 450 MPa 条件下无孔试样的疲劳寿命均超过 10<sup>7</sup>; 相同应力水平下,带孔试样的疲劳寿命

均值均小于 10<sup>7</sup>,而且孔结构对单晶合金疲劳性能有显著影响;斜圆孔在不同应力水平下的疲劳寿命均值均小于异型孔。

### 2.2 高温高周振动疲劳试验

设计的试样如图 14 所示,材料为 DD6 单晶高温合金,壁厚为 2.5 mm。其上加工 5 个与壁面夹角为

40° 的前倾扇形孔或斜圆孔,包括先制备热障涂层再加工前倾扇形孔的试样,3 种规格试样各加工 15 件。

试验采用高温振动疲劳试验机进行,依据的标准为 HB5277—1984 《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》。采用升降法,如图 15 所示,测试异型孔与斜圆孔试样的高温高周

表 1 异型孔尺寸设计值、实测值及其误差  
Table 1 Designing data, measured data and their deviation of shaped hole size

参数	理论值	实测值	误差/%
D/μm	300	303	+1
D <sub>1</sub> /μm	560	619	+10.5
D <sub>2</sub> /μm	1010	1087	+7.6
θ/(°)	15.5	16	+3.2
A/μm	826	813	-1.6
L/μm	446	408	-8.5
α/(°)	20	20	0
β/(°)	50	50	0

表 2 平板试样高温高周拉伸疲劳试验方案  
Table 2 Scheme of high cycle tensile fatigue test of flat specimens at high temperature condition

序号	孔结构	应力/MPa	试样数量
1	无孔	450	3
2	斜圆孔	450	3
3	斜圆孔	500	3
4	斜圆孔	550	3
5	异型孔	450	3
6	异型孔	500	3
7	异型孔	550	3

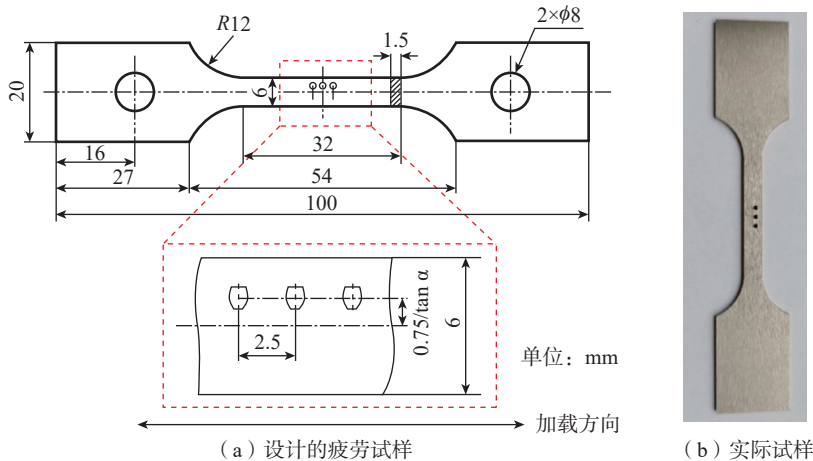


图 13 高周拉伸疲劳试样设计与实物照片  
Fig.13 Designing drawing and picture of specimens for high cycle tensile fatigue test

表 3 平板试样高温高周拉伸疲劳试验结果  
Table 3 Result of high cycle tensile fatigue test of flat specimens at high temperature condition

试样	应力/MPa	疲劳寿命/10 <sup>6</sup> 次			
		1#	2#	3#	均值
无孔	450	>10	>10	>10	>10
	500	7.305	7.793	6.945	7.407
斜圆孔	500	3.495	2.393	4.041	3.31
	550	0.715	0.553	0.706	0.685
异型孔	450	8.314	9.893	>10	9.103
	500	4.503	4.009	4.31	4.274
	550	1.053	0.822	0.879	0.918

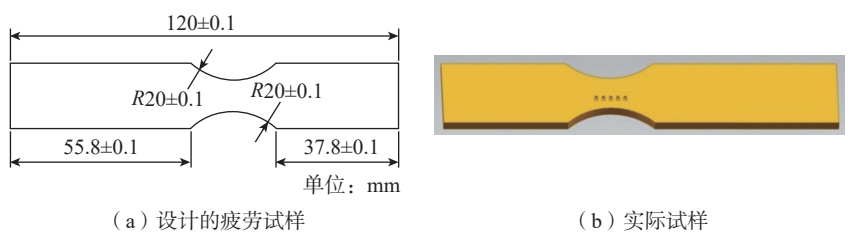


图 14 高周振动疲劳试样示意图  
Fig.14 Diagram of specimens for high cycle vibration fatigue test

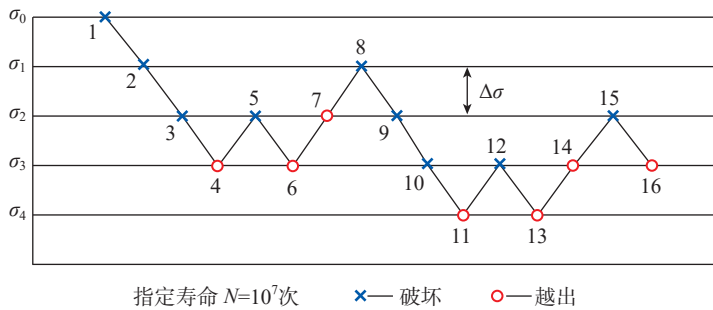


图 15 利用升降法进行高周振动疲劳测试试验的方案

Fig.15 Experimental scheme of high cycle vibration fatigue test using up-down method

振动疲劳强度极限。从高于疲劳极限的应力水平  $\sigma_0$  开始,然后逐级降低。令前一件试样不到设定的循环数就发生破坏,则在低一级的应力下进行随后一件试样的试验;若前一件试样达到设定的循环数,则随后的一次试验就要在高一级的应力下进行,直至完成全部试验为止,各级应力之差被称为“应力增量”。试验选取的应力增量为 5%,设定的试验温度为 900 °C,应力比为 -1,循环数为  $10^7$ 。

由于该类试样的高温振动疲劳试验为首次开展,并无  $\sigma_0$  数据,因此,在实际试验过程首先确定  $\sigma_0$  大致范围。具体操作是,使用逐级加载法,从较低级别应力载荷开始加载,完成试验件  $10^7$  循环完整试验,根据失效判据判断试验件是否开裂,若未开裂,每一级应力增加 10% 继续重复上述试验,直到最终开裂。经试验初步确定的  $\sigma_0$  为 270 MPa。表 4 为采用升降法试验得到的 3 种孔形试样的振动疲劳极限载荷的试验数据,其中 H1 组是斜圆孔, H2 组是前倾扇形孔, H3 组是带热障涂层的前倾扇形孔试样。

根据标准 HB5277—1984 对表 4 数据进行分析,得到各级应力下的试验次数统计,结果如表 5 所示。

基于上述数据, HB5277—1984 中疲劳强度的计算公式

$$\sigma_{-1} = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^m v_i \sigma_i \quad (1)$$

式中,  $n$  为试验次数;  $m$  为应力水平级数;  $\sigma_i$  为第  $i$  级应力水平;  $v_i$  表示在第  $i$  级应力水平下进行的试验次数。经计算得到各组试样的疲劳强度,结果如表 6 所示。

可见,加工前倾扇形孔试样的疲劳强度相较斜圆孔提高 11.6%,而带热障涂层的前倾扇形孔试样疲劳强度又较无涂层前倾扇形孔试样提高 3.58%。

表 4 高周振动疲劳极限载荷试验数据

Table 4 Experimental data of strength limit of high cycle vibration fatigue test

序号	极限强度/MPa		
	H1	H2	H3
1	270.1	301.5	330.0
2	256.6	286.4	313.5
3	243.1	271.3	297.0
4	229.6	256.2	313.5
5	243.1	271.3	297.0
6	256.6	286.4	280.5
7	243.1	301.5	264.0
8	256.6	286.4	280.5
9	270.1	271.3	297.0
10	256.6	286.4	280.5
11	243.1	271.3	264.0
12	256.6	286.4	280.5
13	243.1	301.5	297.0
14	256.6	286.4	313.5
15	270.1	271.3	297.0

### 3 皮秒激光加工异型孔叶片冷效试验

为了对比加工异型孔叶片与仅加工传统圆形气膜孔叶片的冷却效果,将工作叶片叶盆部位的 4 排圆形气膜孔、叶背部位的 2 排圆形气膜孔更改设计为前倾扇形异型孔或燕尾形异型孔,前缘仍为 5 排圆形气膜孔,如图 16 所示。

冷效试验在采用皮秒激光加工圆孔与异型孔的涡轮工作叶片上进行。冷效试验装置为中国航发四川燃气涡轮研究院的 T503 型气冷涡轮叶片综合冷却效果试验器,可以模拟发动机工作环境产生高温燃气冲击由数个叶片组成的叶栅通道,同时提

表 5 各级应力下的试验次数统计

Table 5 Counting number of test at various levels of stress

组别	应力/MPa	次数
H1	$\sigma_0=270.1$	2
	$\sigma_1=256.6$	6
	$\sigma_2=243.1$	5
	$\sigma_3=229.6$	1
H2	$\sigma_4=301.5$	2
	$\sigma_5=286.4$	6
	$\sigma_6=271.3$	5
	$\sigma_7=256.2$	1
H3	$\sigma_8=313.5$	3
	$\sigma_9=297.0$	5
	$\sigma_{10}=280.5$	4
	$\sigma_{11}=264.0$	2

表 6 3 组试样疲劳强度计算结果

Table 6 Calculated value of fatigue strength of 3 groups of testing specimens

组别	疲劳强度/MPa
H1	251.8
H2	281.04
H3	291.11

供冷气流,其经叶片内腔通道再通过气膜孔覆盖在叶片外表面并与高温燃气掺混以降低叶片壁面温度。冷效系数的计算公式为

$$\Psi = (T_1 - T_3) / (T_1 - T_2) \quad (2)$$

式中,  $T_1$  为冲击叶片表面的燃气温度,也称为栅前燃气进口温度;  $T_2$  为流经叶片内腔与气膜孔的冷气温度;  $T_3$  为叶片外壁表层温度,或称壁面温度。因此,为了得到冷效系数,需要测量叶片壁面温度,为此采取叶片壁面开槽预埋热电偶测温的方法。叶片热电偶测温点布置如图 17 所示,共设置 21 个测点,且测点在叶身沿叶高方向的中间区域。

皮秒激光加工完圆孔、前倾扇形异型孔、燕尾形异型孔及孔加工后预埋热电偶的叶片实物照片如图 18 所示。

图 19 为加工前倾扇形孔与仅加工圆孔的工作叶片冷效试验中测点温度曲线。试验中  $T_1$  为 1173 K,冷气流量比为 5.6%,燃气与冷气的温比为 1.9。结合图 17 测温点分布示意图,可见加工异型孔的叶片叶盆、

叶背区域(测点 4~6、13~17)有 50 K 左右的降温效果,在叶片尾缘区域(测点 1~3、18~21)有 30 K 左右的降温效果。因叶片前缘的 5 排气膜孔仍为圆孔,故其前缘(测点 8~11)温度与原仅加工圆孔叶片的温度差异不大,而测点 7 和 12 因旁边有 1 排异型孔,温度降低了约 19 K。经计算,平均降温约为 30 K。表 7 为采用平均降温数值,应用式(1)和(2)计算得到的仅加工圆孔与前倾扇形

异型孔的无热障涂层工作叶片的平均冷却效率及其绝对偏差和相对偏差,可见,在栅前燃气进口温度 1173 K 条件下,加工有前倾扇形异型孔工作叶片的平均冷却效率提高了 9.1%。

图 20 为加工燕尾形异型孔与仅加工圆孔的工作叶片冷效试验的测点温度曲线。试验中  $T_1$  为 1173 K,冷气流量比为 5.6%,燃气与冷气的温比为 1.9。

表 8 为根据测温数据计算平均

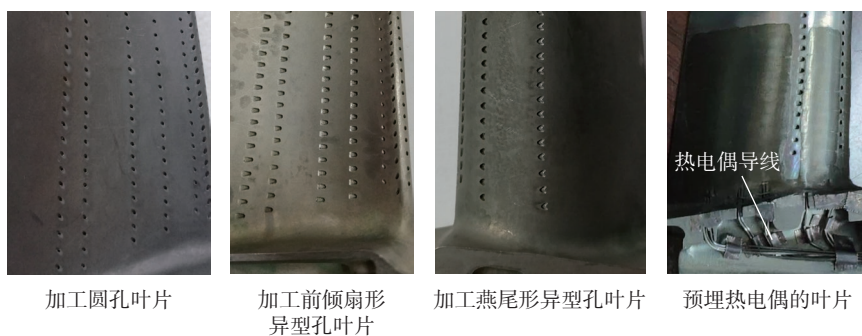


图 18 皮秒激光加工不同孔形气膜孔的叶片实物照片

Fig.18 Pictures of turbine blades with different shaped cooling holes made by ps laser

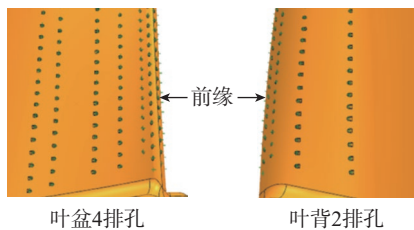


图 16 带前倾扇形异型孔的工作叶片示意图

Fig.16 Diagram of turbine blade with forward leaning fan-shaped holes

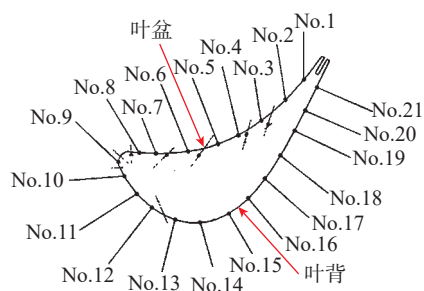


图 17 测温点布置示意图

Fig.17 Diagram of layout of temperature measurement points

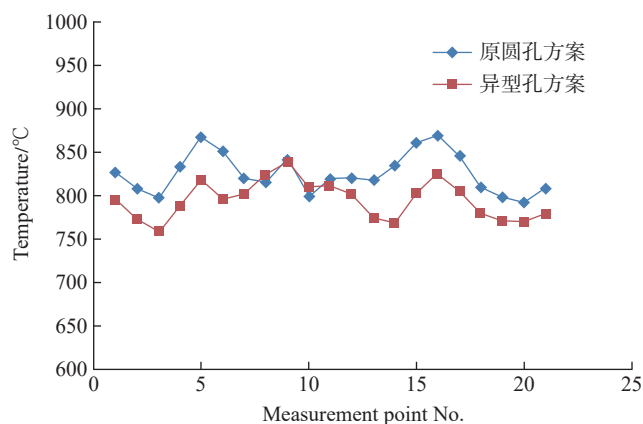


图 19 仅加工圆孔与加工有前倾扇形异型孔的工作叶片冷效试验测点的温度对比

Fig.19 Comparison of measurement point's temperature between the turbine blade with round holes only and the turbine blade including forward leaning fan-shaped holes

表 7 仅加工圆孔与加工有前倾扇形异型孔的工作叶片冷却效果

Table 7 Cooling effect of the turbine blade with round holes only and the turbine blade including forward leaning fan-shaped holes

叶片类型	平均冷却效率	绝对偏差	相对偏差/%
仅加工圆孔叶片	0.582	0.053	9.100
加工异型孔叶片	0.635		

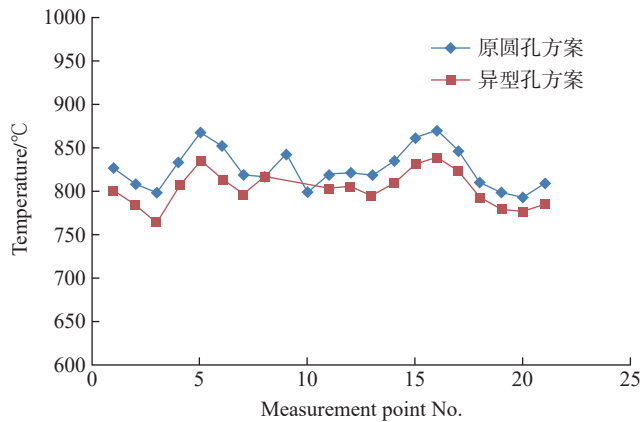


图 20 仅加工圆孔与加工有燕尾形异型孔的工作叶片冷效试验测点温度对比

Fig.20 Comparison of measurement point's temperature between the turbine blade with round holes only and the turbine blade including swallowtail shaped holes

表 8 仅加工圆孔与加工燕尾形异型孔的工作叶片冷却效果

Table 8 Cooling effect of the turbine blade with round holes only and the turbine blade including swallowtail shaped holes

叶片类型	平均冷却效率	绝对偏差	相对偏差/%
仅加工圆孔叶片	0.582	0.038	6.500
加工异型孔叶片	0.620		

降温数值得到的仅加工圆孔与加工有燕尾形异型孔的工作叶片平均冷却效率及其绝对与相对偏差。从图 20 和表 8 可知,加工燕尾形异型孔工作叶片的表面平均温度同样低于仅加工圆孔的叶片测点温度,相较圆孔叶片平均降低了 23.8 K,最高降温 36.1 K,降温幅度不如加工有前倾扇形孔叶片,经计算,平均冷却效率相较仅加工圆孔叶片提高了 6.5%。

## 4 结论

针对涡轮叶片,尤其是工作叶片异型冷却孔的加工需求,开展了 2~3 ps 激光加工异型孔,包括先涂层后加工异型孔的工艺研究。在工艺研究基础上,进一步开展了皮秒激光加工前倾扇形异型孔的 DD6 单晶高温合金平板试样的高温高周拉伸疲劳、高温高周振动疲劳试验,并与传统斜圆孔试样、无孔试样进行对比。为了验证异型孔的冷却效果,在原有仅设计传统圆形气膜孔工作叶片基础上,将

叶片叶盆、叶背部位的圆形气膜孔更改为前倾扇形异型孔和燕尾形异型孔,并在利用皮秒激光仅加工圆孔、加工有前倾扇形异型孔及燕尾形异型孔的工作叶片上开展了冷效对比试验。基于上述研究可以得到以下结论。

(1) 采用皮秒激光可以直接加工出异型孔,孔壁表面无再铸层,而且优化工艺参数后,在表面制备热障涂层的试样上加工异型孔,可以保证涂层无分层、开裂、崩块等缺陷。经 CT 法检测,加工异型孔叶片的形状、尺寸与设计数模基本吻合。

(2) 平板试样高温高周拉伸疲劳试验结果表明,在 980 °C-450 MPa 条件下无孔试样的疲劳寿命超过  $10^7$ ,带孔试样疲劳寿命低于无孔试样;在 450、500、550 MPa 应力下,前倾扇形异型孔试样的疲劳寿命均高于斜圆孔。平板试样高温高周振动疲劳试验进一步证明了前倾扇形孔对试样疲劳寿命的影响要好于斜

圆孔,带前倾扇形孔试样的疲劳强度相较斜圆孔提高 11.6%,而带热障涂层的前倾扇形孔试样疲劳强度相较无涂层试样提高 3.58%。

(3) 叶片上设计、加工不同结构气膜孔的冷效试验结果表明,在叶盆、叶背加工前倾扇形异型孔,在栅前燃气进口温度 1173 K 条件下,相较仅加工圆孔叶片,平均冷效系数提高了 9.1%,由 0.582 提高至 0.635,而加工燕尾形异型孔叶片的平均冷效系数相比仅加工圆孔叶片提高了 6.5%,为 0.620。

## 参考文献

- [1] 张晓兵,孙瑞峰.二次法激光加工小孔技术[J].航空学报,2014,35(3):894-901.  
ZHANG Xiaobing, SUN Ruifeng. Sequential laser drilling technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 894-901.
- [2] 朱海南,齐歆霞.涡轮叶片气膜孔加工技术及其发展[J].航空制造技术,2011,54(13):71-74.  
ZHU Hainan, QI Xinxia. Development of machining technology gas holes on turbine blades[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(13): 71-74.
- [3] 张文武,郭春海,张天润,等.涡轮叶片先进气膜冷却与相关激光打孔技术进展[J].航空制造技术,2016,59(22):26-31.  
ZHANG Wenwu, GUO Chunhai, ZHANG Tianrun, et al. Advanced film cooling technology of turbine blades and progress in relevant laser drilling technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(22): 26-31.
- [4] 杨钦.气膜冷却结构对高压涡轮导叶冷却及气动性能影响的研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2019.  
YANG Qin. Study on the influence of film cooling structure on the cooling and aerodynamic performance of high press turbine vane[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019.
- [5] 刘露,杨泽南,李俊杰,等.电火花加工气膜冷却孔重熔层的研究进展[J].铸造技术,2022,43(10):856-862.  
LIU Lu, YANG Zenan, LI Junjie, et al. Research progress on the recast layer of a cooling hole by electro-discharge machine[J]. Foundry Technology, 2022, 43(10): 856-862.
- [6] 张明岐,潘志福,傅军英,等.多工

位电液束加工技术[J]. 航空制造技术, 2021, 64(9): 22–29.

ZHANG Mingqi, PAN Zhifu, FU Junying, et al. Electro stream machining technology of multi-station[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(9): 22–29.

[7] 范润泽, 谢合瑞, 徐静吉, 等. 激光加工气膜孔重铸层的研究进展[J]. 铸造技术, 2023, 44(9): 779–795.

FAN Runze, XIE Herui, XU Jingji, et al. Process in laser drilling of the film hole recast layer[J]. Foundry Technology, 2023, 44(9): 779–795.

[8] KAMLAGE G, BAUER T, OSTENDORF A, et al. Deep drilling of metals by femtosecond laser pulses[J]. Applied Physics A,

2003, 77(2): 307–310.

[9] FENG Q, PICARD Y N, LIU H, et al. Femtosecond laser micromachining of a single-crystal superalloy[J]. Scripta Materialia, 2005, 53(5): 511–516.

[10] FENG Q, PICARD Y N, MCDONALD J P, et al. Femtosecond laser machining of single-crystal superalloys through thermal barrier coatings[J]. Materials Science and Engineering: A, 2006, 430(1–2): 203–207.

[11] 孙瑞峰, 张晓兵, 曹文斌, 等. 带热障涂层镍基单晶高温合金的激光制孔研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2014, 43(5): 1193–1198.

SUN Ruifeng, ZHANG Xiaobing, CAO Wenbin, et al. Laser drilling of Ni-base single-crystal superalloy through thermal barrier

coatings[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2014, 43(5): 1193–1198.

[12] UCHTMANN H, FRIEDRICHS M, KELBASSA I. Drilling of cooling holes by using high power ultra-short pulsed laser radiation[C]// International Congress on Applications of Lasers & Electro-Optics. San Diego: Laser Institute of America, 2014: 688–692.

[13] 张晓兵, 纪亮, 蔡敏, 等. 超快激光加工涡轮叶片气膜冷却孔技术研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(21): 14–22.

ZHANG Xiaobing, JI Liang, CAI Min, et al. Research on ultrafast laser machining of film cooling hole in turbine blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(21): 14–22.

## Picosecond Laser Processing of Shaped Cooling Holes in Turbine Blades

ZHANG Xiaobing<sup>1</sup>, MAO Zhong<sup>1</sup>, LI Yuancheng<sup>1</sup>, LIU Song<sup>2</sup>, LU Xuping<sup>2</sup>, WANG Siyi<sup>2</sup>,  
JIANG Ruisong<sup>3</sup>, BI Shuai<sup>3</sup>

(1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

2. AECC Sichuan Gas Turbine Research Institute, Chengdu 610500, China;

3. Sichuan University, Chengdu 610065, China)

**[ABSTRACT]** Making shaped film holes in hot section's components of aero-turbine can improve cooling efficiency remarkably. The paper briefly describes the technical way of making shaped hole by 2–3 ps laser and presents high quality shaped holes made by this way after optimizing processing technical parameters in single crystal super alloy with thermal barrier coatings. Based on optimized ps laser making hole technology, flat specimens in which round holes or forward leaning fan-shaped holes have been made were used to do high cycle tensile fatigue test and high cycle vibration fatigue test at high temperature condition; turbine blades in which only round holes have been made and turbine blades also including forward leaning fan-shaped holes or swallowtail shaped holes were used to do cooling effect test. The results show that the fatigue strength of flat specimens with shaped holes is better and the cooling effect of turbine blades with shaped holes is also better, the cooling efficiency of turbine blade with forward leaning fan-shaped holes is higher than that of turbine blade with swallowtail shaped holes.

**Keywords:** Picosecond laser; Shaped cooling hole; Turbine blade; Aero-engine; Thermal barrier coating

(责编 青燕)