

发动机整体叶盘的激光冲击强化技术

(邀请论文)

邹世坤^{1,2} 巩水利¹ 郭恩明² 李斌²

(¹ 中航工业北京航空制造工程研究所高能束流加工技术国防科技重点实验室, 北京 100024)

² 华中科技大学机械科学与工程学院, 湖北 武汉 430074

摘要 介绍了航空发动机叶片对激光冲击强化的需求,描述了国内外的一些研究成果。测试和对比了方形光斑和常规圆形光斑激光冲击强化后的表面轮廓,并采用方形光斑搭接激光冲击强化 TC17 钛合金叶片,初步验证了钛合金叶片强化改善振动疲劳性能的效果。分析了发动机整体叶盘(IBR)的叶片边缘激光冲击强化的关键难题,并对发动机整体叶盘激光冲击强化在中国的发展做了介绍和展望。

关键词 激光技术;激光冲击强化;涡轮发动机;钛合金;整体叶盘;疲劳性能

中图分类号 TN249; V263.5; V232.4 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201138.0601009

Laser Peening of Turbine Engine Integrally Blade Rotor

Zou Shikun^{1,2} Gong Shuili¹ Guo Enming² Li Bin²

¹ National Key Laboratory for High Energy Density Beam Processing Technology,

AVIC Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing 100024, China

² School of Mechanical Science and Engineering, Huazhong University of Science and Technology,

Wuhan, Hubei 430074, China

Abstract The requirement of laser peening of aeronautical turbine blades is introduced, and the relevant research results are described. The surface profile of laser peening with square spots is measured and compared with the case of common circle spots. TC17 titanium blades are treated by laser peening with overlapped square spots, and then the improvement of bend vibration fatigue properties is tested. The key problems of laser peening turbine engine integrally blade rotor (IBR) are researched. The application of laser peening IBR in China is introduced and prospected.

Key words laser technique; laser peening; turbine engine; titanium alloy; integrally blade rotor; fatigue life

OCIS codes 140.3540; 140.3390; 140.3580

1 引言

激光冲击强化利用高峰值功率密度(10^9 W/cm²以上)的激光作用于金属靶材表面的吸收层,产生高压(大于 1 GPa)等离子体,该等离子体受到约束层的约束时产生冲击波使金属材料表层产生塑性变形,获得表面残余压应力。由于其强化原理类似喷丸,因此也称作激光喷丸。与传统的喷丸技术相比,激光冲击强化可以获得更深的残余压应力层,同时还保持较低的冷作程度,维持较低的表面粗糙度。

激光冲击强化的研究早在 20 世纪 70 年代就已经开始,当时主要目的是提高航空铝合金结构的疲

劳寿命,但由于设备昂贵、强化效率低,一直难以在飞机机身结构上推广^[1~4]。直到 20 世纪 90 年代后期,激光冲击强化才开始在航空发动机上应用,可以大幅度提高转子部件结构高低周疲劳寿命。进入 21 世纪以后,激光冲击强化已开始在航空航天、能源、生物移植、石油化工和汽车等行业大规模使用,主要是提高关键部位疲劳性能、抗应力腐蚀性能、抗冲击性能等,目前也有飞机壁板激光冲击成型、激光冲击波无损检测、激光冲击打标等新型应用。

激光冲击强化技术在国际上正受到越来越多的关注,并在近年产生了很多新的研究成果,如 2011 年

收稿日期: 2011-03-29; **收到修改稿日期**: 2011-04-19

作者简介: 邹世坤(1974—),男,博士研究生,高级工程师,主要从事激光冲击强化设备及工艺等方面的研究。

E-mail: zousk@sina.com

导师简介: 郭恩明(1957—),男,硕士,研究员,主要从事航空制造技术方面的研究。

1~3月,美国就有多项激光冲击强化方面的专利公开^[5~9],均为激光冲击等离子体、冲击波、激光冲击强化过程的监测和控制技术,说明激光冲击强化技术发展十分迅速。尽管如此,激光冲击强化目前最大的应用市场仍然是航空发动机上的转子部件。

航空发动机叶片在转子高速旋转带动及强气流的冲刷下,承受着拉伸、弯曲和振动等多种载荷,特别是位于进气端的压气机叶片或前风扇叶片,被随气流进来的异物撞击后很易损坏(通常称为异物破坏,FOD),使发动机失效以至酿成事故。叶片遭受异物撞击后,在叶片的前、后缘局部易形成缺口、形变或裂纹,造成应力集中或直接成为破坏源,直接威胁叶片的安全使用寿命。航空发动机叶片采用强化处理后可以延迟裂纹的萌生,提高叶片的使用寿命。

美国目前已累计强化叶片10万片以上,提高叶片寿命5~6倍,创造了巨大的经济效益^[10,11]。作为新一代航空发动机关键部件的整体叶盘(IGV)具有减重、减级、增效和高可靠性的优点,但整体叶盘结构复杂、通道窄、叶片薄、弯扭大,无论是机械加工还是表面强化难度都很大。整体叶盘激光冲击强化技术已被列为我国发动机制造的关键技术之一。美国2003年实现了F119在气机整体叶盘的激光冲击强化,中航工业北京航空制造工程研究所2004年开始钛合金叶片的激光冲击强化工艺研究^[12]并取得了一些突破,在2010年开始了整体叶盘的激光冲击强化。本文在介绍相关研究进展的基础上,测试和对比了方形光斑与常规圆形光斑激光冲击强化的效果。分析了发动机整体叶盘激光冲击强化的关键难题。

2 发动机叶片的强化要求

发动机叶片在采用激光冲击强化前广泛采用喷

丸强化工艺,强化部位在叶根、叶尖、叶缘20~30mm的范围内进行,表示喷丸强度的标准方法是喷打阿尔门试件的弧高值。弹坑覆盖率定为150%~250%,并要求喷丸区域内布满均匀一致的弹坑。喷丸部位应颜色一致,表面清洁,无污染等缺陷,未喷丸部位不允许有弹坑痕迹。叶片喷丸后变形量不超过0.05mm,叶片后缘尖边处不允许卷边。

叶片喷丸强化工艺参数是根据喷丸强化主要技术要求,进行反复试验后确定的,主要有喷丸压力、喷嘴直径、喷射角度、喷射距、喷射时间和喷丸强度。

叶片激光冲击强化时,由于强化位置可以精确定位,叶片强化的部位一般只需要对叶缘、叶尖8~10mm的范围内进行,采用2~5排激光光斑的搭接。激光冲击强化的覆盖率只需要对强化区全部光斑覆盖即可。叶片激光冲击强化工艺参数是根据激光参数确定的,包括脉冲能量、脉宽、光斑大小等。

图1是MIC公司激光冲击强化叶缘的区域和残余应力分布^[11],可以看出该叶片强化区域仅局限于边缘区域,而叶缘刀口位置2mm区域整个截面均获得残余压应力。刀口位置的残余压应力可以明显提高钛合金叶片的高低周疲劳性能,特别是叶片受异物损伤或盐雾腐蚀形成小缺口后,缺口的应力集中会导致叶片的疲劳强度急剧降低,甚至会降到原有水平的1/3左右。图2是采用四点弯曲的模拟试件进行疲劳试验的结果,模拟叶片边缘被异物损伤或盐雾腐蚀形成缺口后的疲劳寿命情况,标准试件的疲劳强度在140ksi(1ksi=0.0475N/mm²)左右,形成缺口后降低到50ksi以下,而经过激光冲击强化的没有缺口的试件疲劳强度在190ksi左右,即使存在缺口,疲劳强度也在150ksi左右。

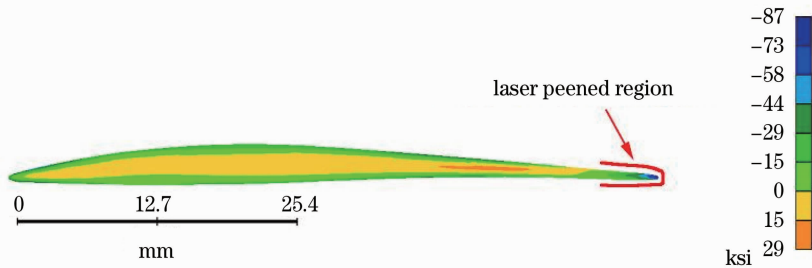


图1 激光冲击强化叶缘的残余应力分布

Fig. 1 Residual stress distribution on edge of laser peened blade

3 单叶片的激光冲击强化

早期的发动机采用叶片装在叶盘榫槽上的形

式,激光冲击强化是针对单叶片进行的,一般采用激光不动而叶片运动的方式实现相对运动,运动装置

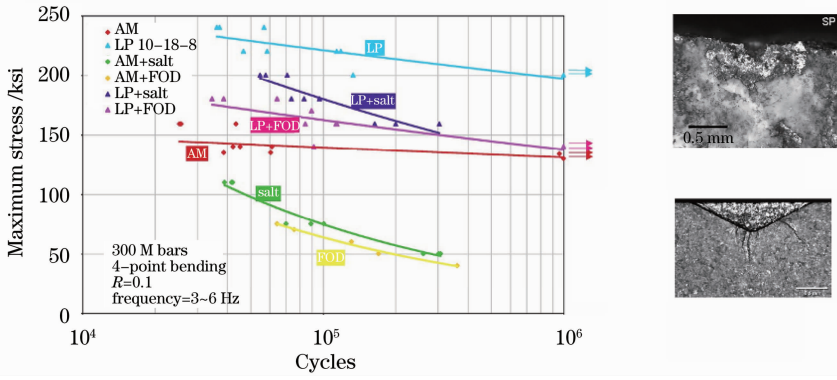


图 2 叶片在不同状况下的应力寿命曲线

Fig. 2 Stree-life curve of blades under different conditions

采用小载荷的机械手或小范围运动的五轴数控工作台就能实现。因为叶片使用水作为约束层，所以强化时运动部分在工作位置的上方。单叶片强化时通过运动系统的直线平移和转动实现不同位置的强

化，并且很容易保证激光以强化区域法线方向入射在叶片表面。图 3(a),(b)分别为 GE 公司和北京航空制造工程研究所强化单叶片的示意图。

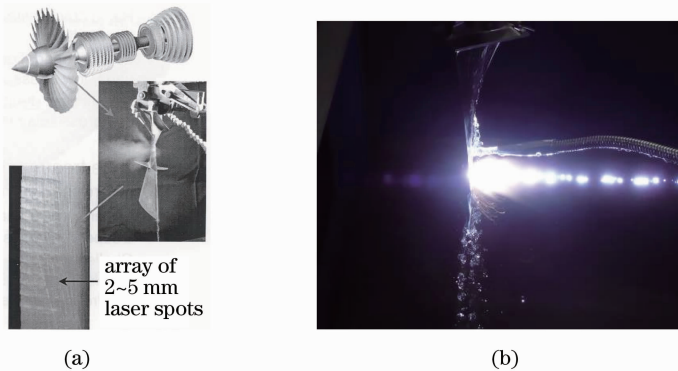


图 3 激光冲击强化单叶片

Fig. 3 Laser peening single blade

激光冲击强化可以采用圆形光斑或方形光斑阵列搭接形式。图 4 为北京航空制造工程研究所采用方形光斑与圆形光斑强化后的表面轮廓对比，可以

看出方形光斑能获得更光滑的表面。在保证全覆盖的情况下，圆形光斑正方形阵列形式强化时需要覆盖率 136%，而方形光斑只需要略高于 100%，如采

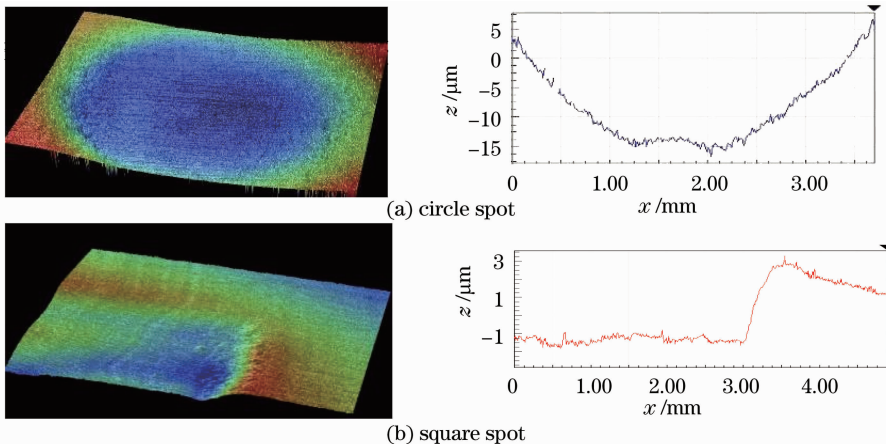


图 4 单个圆形光斑和方形光斑激光冲击强化获得的表面轮廓

Fig. 4 Surface profiles of laser peening with single circle spot and square spot

用搭接率概念,圆形光斑正方形阵列形式强化时需要搭接率 29.3%,一般取 30%,而正方形排列理想情况不需要搭接,一般取搭接率 5%~10%。

经激光冲击强化后,叶片表面会产生冲击痕,采用圆形光斑阵列(搭接率 30%~50%)强化后表面存在类似鱼鳞花样,采用方形光斑强化可以获得很

平整的强化表面,如图 5 所示,但光斑与光斑刚好搭接(搭接率 0%)很难实现,因此容易产生“田”字形花样。在对 TC4,TC17 钛合金试件激光冲击强化残余应力层深测试中,采用尺寸为 10 mm×10 mm×10 mm 的试件,测试出残余压应力深度可达 0.9~1.2 mm。

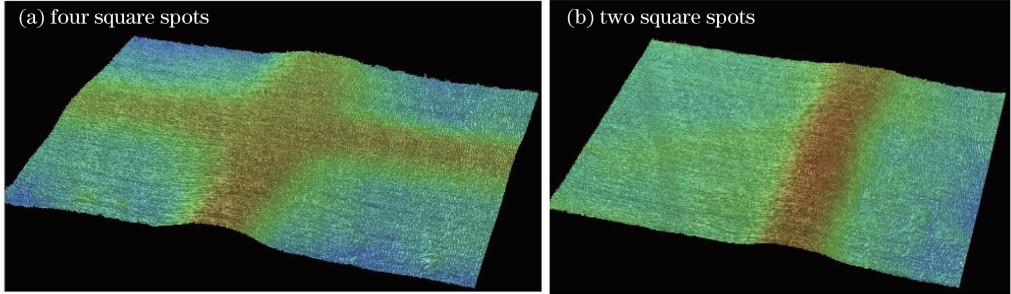


图 5 多个方形光斑激光冲击强化搭接区的表面轮廓

Fig. 5 Surface profile of laser peening with square spots

在对叶片进行激光冲击强化前一般需要测试叶片在某阶固有频率激振下的最大应力点,最大应力点即为该振动模式下最容易疲劳开裂的位置,激光冲击强化通过对该区域进行强化获得残余压应力,减小该部位的拉应力集中从而提高叶片的疲劳性能。图 6 是对 TC17 钛合金叶片一阶弯曲振动薄弱环节进行激光冲击强化后作为正面吸收层和背面吸

波层的铝箔胶带状况,吸收层的作用是吸收强脉冲激光能量,产生高温高压等离子体;吸波层的作用是消耗吸收冲击波在背面反射形成的拉力波对材料内部的损伤。由图 6 可以看出,对于薄壁钛合金叶片而言,双面激光冲击强化必须考虑到对面吸收层的稳定,另外还有反射的拉力波在材料中心汇聚的损伤效应。

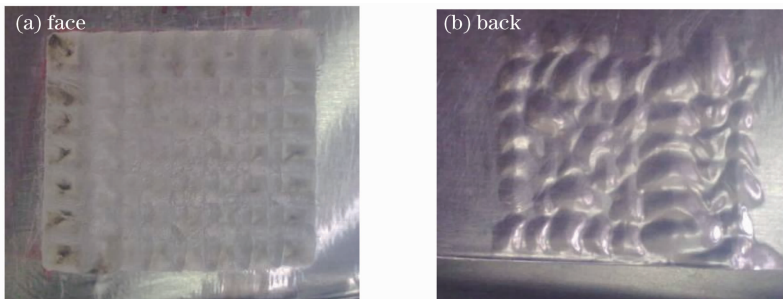


图 6 方形光斑激光冲击强化叶片一弯截线区域

Fig. 6 Laser peening of blade around the first order bend section line

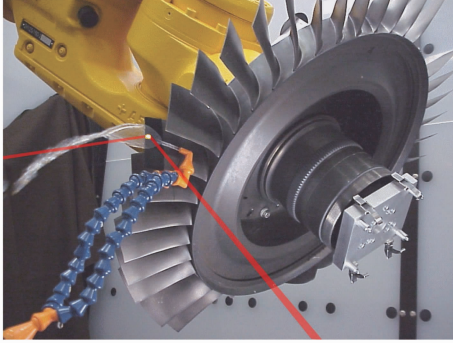
北京航空制造工程研究所与黎明航空发动机集团公司等单位联合开展了钛合金叶片激光冲击强化、喷丸与未强化的振动疲劳寿命对比,单面依次冲击强化钛合金叶片后,对叶片进行一阶振动疲劳试验,试验最大应力 480 MPa。与未强化以及喷丸强化后的叶片进行的对比试验结果表明,未强化叶片振动疲劳寿命平均值还不到 10^6 cycle,喷丸强化叶片平均疲劳寿命能达到 1.1×10^7 cycle,但均未达到疲劳极限规定的 2×10^7 cycle,而激光冲击强化的 5 件叶片中有 4 件超过 2×10^7 cycle,1 件为 1.2×10^7 cycle,可见激光冲击强化对叶片振动疲劳寿命的改

善有十分明显的作用。

4 整体叶盘的激光冲击强化

图 7 是文献[11]中激光冲击强化整体叶盘的激光光路示意图,采用双光束双面强化技术,但两路激光与材料表面法线夹角不同,要保证两路激光的能量、功率密度的匹配还需要对一路或者两路激光进行调节。激光冲击强化整体叶盘的叶片主要分几个部位,如进排气边缘的强化、叶尖的强化、叶根的强化等,不同部位的强化会导致激光入射角度的变化和两路激光的平衡等,增加了运动系统和光路系统

的复杂程度。美国在整体叶盘实施激光冲击强化的2003年前后形成了大量专利,包括防止变形的双面冲击强化技术、大倾角激光冲击强化技术、质量控制技术、自动涂层技术等,甚至在是否实施双面激光冲击强化方面都有不同的观点,有的认为双面强化可



以减少变形,有的则认为双面强化容易导致层裂^[13~15]。在进行大量实验研究后,认为图7所示的双面激光冲击强化技术无法在我国发动机整体叶盘上采用,而是对整体叶盘强化分边单次强化,强化后叶片型面变形可满足设计要求。

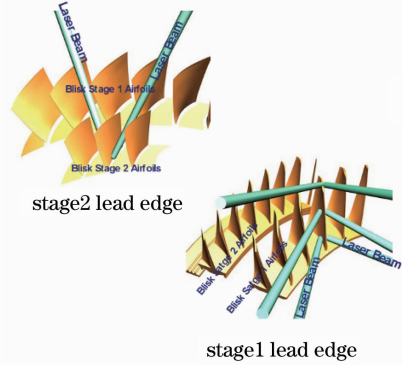


图7 激光冲击强化整体叶盘的光路

Fig. 7 Light path of laser peening IBR

目前我国整体叶盘叶片强化的主要难题有以下几个方面:

1) 工艺复杂

在对整体叶盘的叶片边缘实施激光冲击强化时,由于叶片与叶片之间的空间干涉,进排气边缘有一面刚好为开放面,激光基本能够垂直入射,很容易实施激光冲击强化,但另一面为隐蔽面,很难进行强化。对于将激光倾斜一定角度即达到的情况,可以采用大倾角激光入射的方法进行激光冲击强化,如叶尖部位激光稍加倾斜就能实施强化。但当激光入射角度变化时,由于作用在零件表面的光斑面积也随之变化,为保证能量密度的均匀,需要随时对激光脉冲能量或作用面积进行补偿。

美国目前整体叶盘激光冲击强化采用的是大倾角激光入射的方法,但倾斜角度一般不能大于 60° (激光与待强化区域法线方向的夹角),因为随着倾斜角度的增加,作为约束层的水面对激光的反射系数增加,虽然采用偏振激光可以减少大倾角入射的激光在水面的反射,但随着投影面积增加,型面对角度偏差的容忍度降低(如激光以法线方向入射时,允许角度偏差 18°)。我国发动机整体叶盘的复杂程度已超过图7所示的美国发动机整体叶盘,叶片隐蔽面直线可达激光的倾斜角度大于 60° ,必须在叶片与叶片的间隙中进行激光的反射。在某级整体叶盘中,叶片与叶片的间隙只有20多毫米,在如此狭小的空间进行激光反射,并且反射面与待强化的区域很近,很容易导致镜片反射膜层的损伤。目前,隐

蔽面的激光冲击强化已成为强化整体叶盘时制约加工效率最主要的因素。

2) 钛合金材料激光冲击强化所需功率密度高

钛合金材料激光冲击强化功率密度需要在 6 GW/cm^2 以上^[16],TC17钛合金甚至需要达到 8 GW/cm^2 ,接近水的击穿阈值。为保证作为约束介质的水不被强脉冲激光击穿,钛合金激光冲击强化必须采用低电导率的去离子水,去离子水的电阻率需要在 $8\text{ M}\Omega$ 以上。

由于整体叶盘隐蔽面激光冲击强化采用的反射镜离加工区域很近,功率密度达 2 GW/cm^2 以上,加上水的飞溅、高温高压等离子体所带金属粉尘的沉积,更加剧了该反射镜的损伤。

3) 表面型面要求高

整体叶盘对进排气边缘加工质量的要求很高,特别是进气边缘直接影响发动机的气流效果,因此叶片边缘要求表面粗糙度要达到 $0.4\text{ }\mu\text{m}$,型面精度 0.07 mm ,并且需要严格的圆弧度。要使图1所示的叶缘刀口位置 2 mm 区域整个截面均获得残余压应力,就必须产生较大的塑性变形,在整体叶盘不到 1 mm 厚度的边缘产生塑性变形获得残余压应力的同时又不产生较大变形十分困难,因此需要严格控制激光光斑能量分布和光斑之间的搭接。

目前大部分激光器输出圆形光斑能量分布为中心集中的高斯分布,在强化薄壁结构时很容易产生锅形凹陷和对面的鼓起,另外高斯光斑也容易误导激光冲击强化所需的峰值功率密度阈值,因为强化

时产生塑性应变的区域与光斑大小不对应。2008年,北京航空制造工程研究所采用光束整形技术获得能量均匀分布的方形光斑进行激光冲击强化,强化后的叶片边缘表面粗糙度、型面精度均满足设计要求。图 8(a)为激光冲击强化后叶缘截面金相组织,低倍组织很难看出激光冲击强化对组织的影响(单次冲击,搭接率 5%),但透射电镜(TEM)能发现明显的衍射环,图 8(c)中衍射环由里到外依次为

$(-110)\alpha, (101)\beta, (011)\alpha$ 。由图 8 可以看出激光冲击可在钛合金表层形成纳米微晶,这种纳米微晶在搭接率高的情况下由于材料反复塑性变形很容易产生,但本实验中小搭接率在单次冲击下产生,可能是方形光斑激光冲击强化时在边缘区域有高应变率($10^6/s$)的绝热剪切带导致组织的演变所致,具体演变过程还有待进一步研究。由于纳米微晶和残余压应力的存在,整体叶盘的疲劳性能可以获得明显提高。

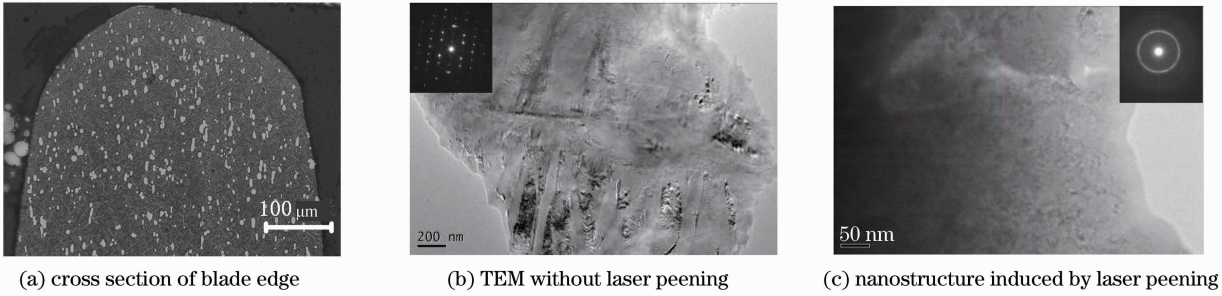


图 8 TC17 钛合金叶片边缘的微观组织

Fig. 8 Microstructure in cross section of TC17 titanium blade

整体叶盘在激光冲击强化前需要完成大量的试件、叶片、模拟整体叶盘结构的激光冲击强化实验,优化工艺参数,确认激光冲击强化能够明显改善叶片疲劳性能,同时要确保叶片的固有频率、型面尺寸、叶尖部位轮廓度、粗糙度满足设计要求,强化过程不会产生热损伤。满足这些条件后,才能实施整体叶盘的激光冲击强化。目前国内只有北京航空制造工程研究所和空军工程大学开展了相关研究工作,但强化效率较低。随着相关设备和工艺的继续完善和成熟,激光冲击处理发动机整体叶盘批量生产能力有望取得突破。

等单位 2009 年开始钛合金整体叶盘的激光冲击强化研究,2010 年开始在整体叶盘结构上实施激光冲击强化工艺,但整体叶盘目前强化效率较低,随着相关设备和工艺的继续完善和成熟,激光冲击强化发动机整体叶盘批量生产能力有望取得突破性进展。

5 结 论

发动机整体叶盘叶片的强化需要获得整个叶片进排气边缘 2 mm 的残余压应力区,该区域的残余压应力对提高叶片疲劳性能,特别是异物破坏或者盐雾腐蚀形成缺口后的疲劳性能十分有利。但整体叶盘由于叶片的空间干涉,加上叶片边缘厚度只有 0.5~0.6 mm,对型面轮廓度、位置度和表面粗糙度要求很高,强化难度很大。

钛合金整体叶盘激光冲击强化要严格控制作用于叶片表面光斑的形状、能量分布、光斑之间的搭接,并采用激光反射的方法实现隐蔽面的激光冲击强化。小搭接率方形光斑激光冲击强化钛合金导致的纳米微晶可能是边缘绝热剪切演变而成,具体演变机理有待进一步研究。北京航空制造工程研究所

参 考 文 献

- Deng Qilin, Yu Chengye, Zhang Yongkang *et al.*. Experimental research of the improvement of properties of laser shocked aviation aluminium alloys against fatigue fracture[J]. *Chinese J. Lasers*, 1995, **A22**(12): 939~941
邓琦林, 余承业, 张永康等. 激光冲击提高航空铝合金抗疲劳断裂性能的试验研究[J]. *中国激光*, 1995, **A22**(12): 939~941
- Zou Shikun, Tan Yongsheng, Guo Dahao *et al.*. Effect of laser shock processing on mechanical properties of Al-Li alloy[J]. *Chinese J. Lasers*, 2004, **31**(3): 371~373
邹世坤, 谭永生, 郭大浩等. 激光冲击处理对铝锂合金力学性能的影响[J]. *中国激光*, 2004, **31**(3): 371~373
- Zhang Yongkang, Gao Li, Yang Chaojun. Theoretical analysis and experiment on deformation of TA2 sheet under laser shock [J]. *Chinese J. Lasers*, 2006, **33**(9): 1282~1287
张永康, 高立, 杨超君. 激光冲击 TA2 板变形的理论分析和实验研究[J]. *中国激光*, 2006, **33**(9): 1282~1287
- Shikun Zou, Ziwen Cao, Yong Zhao *et al.*. Laser peening of aluminum alloy 7050 with fastener holes[J]. *Chin. Opt. Lett.*, 2008, **6**(2): 116~119
- John Broddus Deaton, Jr.. Laser Shock Peening System with Time-of-Flight Monitoring[P]. US Patent, US7,906,746, March 15, 2011
- Richard D. Tenaglia. Bend Bar Quality Control Method for Laser Shock Peening[P]. US Patent, US7,906,745, March 15, 2011
- Wayne Lawrence. System and Method for Controlling the Power Level of a Laser Apparatus in a Laser Shock Peening Process[P]. US Patent, US7,897,895, March 1, 2011
- Richard D. Tenaglia. Laser Peening Process and Apparatus Using a Liquid Erosion-Resistant Opaque Overlay Coating[P].

- US Patent, US7, 868,268 January 11, 2011
- 9 Richard D. Tenaglia. Laser Shock Induced Spallation[P]. US Patent US7,861,573, January 4, 2011
- 10 Michael R. Hill, Adrian T. DeWald. Measurement of residual stress in laser peened coupons and components [C]. First International Conference on Laser Peening, December 16, 2008, Houston, TX,USA
- 11 Todd Rockstroh. Laser shock processing: aircraft engine components [C]. First International Conference on Laser Peening, December 16, 2008 Houston, TX,USA
- 12 Zou Shikun, Cao Ziwen, Liu Fangjun. Laser shock processing of titanium alloy[J]. *Chinese J. Lasers*, 2007, **34**(s1): 4~7
邹世坤, 曹子文, 刘方军. 激光冲击处理钛合金[J]. *中国激光*, 2007, **34**(s1): 4~7
- 13 Todd Jay Rockstroh, Roger Owen Barbe, Seetha Ramaiah Mannave. Countering Laser Shock Peening Induced Airfoil Twist Using Shot Peening[P]. US Patent, US7, 217, 102, May 15, 2007
- 14 Lloyd A. Hackel, John M. Halpin, B. Harris, Jr.. Laser Peening of Components of Thin Cross-Section[P]. US Patent, US6,657,160B2 December 2, 2003
- 15 Setharamaiah Mannava, William D. Cowie. Laser Shock Peening Gas Turbine Engine Intermetallic Parts[P]. US Patent, US6, 551,064B1 April 22,2003
- 16 Xu Haiying, Zou Shikun, Che Zhigang *et al.*. Influence of laser shock processing times on TC4 argon arc welding joint microstructure and properties [J]. *Chinese J. Lasers*, 2011, **38**(3): 0303002
许海鹰, 邹世坤, 车志刚 等. 激光冲击次数对 TC4 氩弧焊缝微结构及性能的影响[J]. *中国激光*, 2011, **38**(3): 0303002