(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国 际 局

(43) 国际公布日
2018 年 8 月 9 日 (09.08.2018)

WIPO | PCT

(10) 国际公布号
WO 2018/141128 A1

(51) 国际专利分类号:
C21D 10/00 (2006.01) *C22F 1/10* (2006.01)
C22F 1/18 (2006.01) *C21D 9/00* (2006.01)
C22F 1/04 (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2017/078518

(22) 国际申请日: 2017 年 3 月 29 日 (29.03.2017)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
201710065820.2 2017年2月6日 (06.02.2017) CN

(71) 申请人: 江苏大学 (JIANGSU UNIVERSITY) [CN/CN]; 中国江苏省镇江市学府路 301 号, Jiangsu 212013 (CN)。

(72) 发明人: 鲁金忠 (LU, Jinzhong); 中国江苏省镇江市学府路301号, Jiangsu 212013 (CN)。 卢海飞 (LU, Haifei); 中国江苏省镇江市学府路301号, Jiangsu 212013 (CN)。 罗开玉 (LUO, Kaiyu); 中国江苏省镇江市学府路301号, Jiangsu 212013 (CN)。 吴刘军 (WU, Liujun); 中国江苏省镇江市学府路301号, Jiangsu 212013 (CN)。 王长雨 (WANG, Changyu); 中国江苏省镇江市学府路301号, Jiangsu 212013 (CN)。

(54) **Title:** METHOD FOR USE IN DOUBLE-SIDED SYNCHRONOUS LASER SHOCK REINFORCEMENT OF LEADING EDGE OF TURBINE BLADE

(54) **发明名称**: 一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法

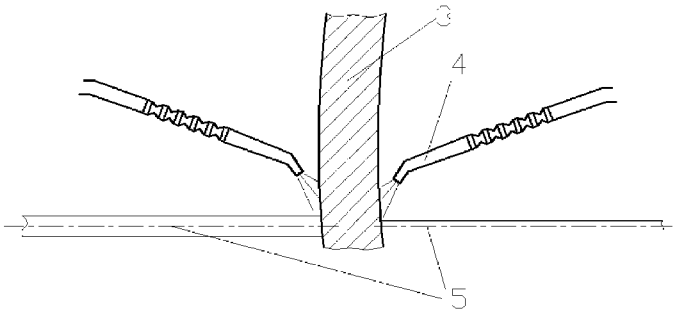


图 1

(57) **Abstract:** A method for use in the double-sided synchronous laser shock reinforcement of a leading edge of a turbine blade, wherein mainly: two laser beams having the same diameter and different pulse energies are used to synchronously shock a front side and a back side of each point of a leading edge of a blade (3) within a range of 8-10 mm, the front side laser pulse energy being greater than the back side laser pulse energy; the laser power density used on the front side is used such that the entire laser impact spot area generates dynamic plastic deformation, and the laser power density used on the back side is mainly used for offsetting excessive shock wave pressure of a front side impact spot central area to prevent the generation of macroscopic deformations on the front side impact spot central area of the blade (3), and thus the best reinforcement effect may ultimately be reached. The present invention is an effective method for reinforcing turbine blades and thin-walled parts. The present invention may be applied to a plurality of fields such as aviation and civil aircraft turbines, integral blades, steam turbines, water turbines and the like.

(57) **摘要**: 一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其主要是在叶片（3）主导边8～10mm的范围内的每一个点正面和背面采用相同直径、不同脉冲能量的两束激光同步进行冲击，且正面激光脉冲能量大于背面激光脉冲能量，其中正面采用的激光功率密度，用来使整个激光冲击光斑区域产生动态塑性变形，背面采用的激光功率密度主要用来抵消正面冲击光斑中心区域过大的冲击波压力，避免在正面冲击光斑中心区域叶片（3）产生宏观变形，最终可以达到最佳的强化效果，是一种针对涡轮叶片和薄壁零件强化的有效方法。该发明可以应用到航空和民用中飞机涡轮、整体叶盘、汽轮机和水轮机等多个领域。

WO 2018/141128 A1

[见续页]

(74) 代理人：北京德崇智捷知识产权代理有限公司 (JW IP LAW FIRM)；中国北京市朝阳区酒仙桥路14号A5楼7层701, Beijing 100015 (CN)。

(81) 指定国（除另有指明，要求每一种可提供的国家保护）：AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国（除另有指明，要求每一种可提供的地区保护）：ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布：

— 包括国际检索报告（条约第21条(3)）。

一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法

技术领域

本发明涉及表面工程技术与激光加工技术领域，具体涉及一种涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法。

背景技术

激光冲击强化（laser shock peening/ processing, LSP）是一种新型的表面强化技术，主要是采用短脉冲（几十纳秒）、高峰值功率密度（$>10^9$ W/cm^2）的激光辐照在金属表面，激光束通过约束层之后被吸收层吸收，吸收层从而获得能量形成爆炸性气化蒸发，产生高温高压的等离子体，由于外层约束层的约束，等离子体形成高压冲击波从而向材料内部传播，利用冲击波的力效应在材料表层发生塑性变形，使得表层材料微观组织发生变化，同时在冲击区域产生残余压应力，提高材料的强度、硬度、耐磨性和耐应力腐蚀性能，主要用于提高航空发动机关键构件关键部位的疲劳强度。

涡轮叶片是发动机重要的零部件之一，具有结构复杂、品种多、数量大、对发动机性能影响大、设计制造周期长等特点，涡轮叶片一般承受较大的工作应力和较高的工作温度，且应力和温度的变化比较频繁和剧烈，此外还有腐蚀和磨损的问题，对其工作条件的要求非常苛刻。因此，需要提高涡轮叶片表面性能，增加飞机涡轮叶片的服役寿命。通常国际上在涡轮叶片正反面采用双面同时激光冲击强化，即在涡轮叶片某一点的正反面采用相同激光冲击工艺参数（包括脉宽、脉冲能量、光斑直径），但是这种方法会在叶片中间位置产生较大的拉应力，同时也会带来整个叶片主导边不均匀强化效果。叶片单面受冲也是叶片强化的一种方式，由于脉冲激光属于高斯分布，当光斑中心区域达到强化作用时，光斑边缘区域无法达到，而当光斑边缘区域达到强化作用时，光斑中心区域会能量过高，容易造成叶片的宏观变形与破坏，无法实现最佳的强化效果。

发明内容

为了解决上述问题，本发明提出了一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，即在叶片主导边 8~10 mm 的范围内的每一个点正面和背面采用相同直径、不同脉冲能量的两束激光同步进行冲击，且正面激光脉冲能量大于背面激光脉冲能量，其中正面采用的激光功率密度，用来使整个激光冲击光斑区域产生动态塑性变形，背面采用的激光功率密度，用来抵消正面冲击光斑中心区域过大的冲击波压力，避免在正面冲击光斑中心区域叶片产生宏观变形。

其具体实步骤如下：夹具固定涡轮叶片，以流水作为约束层，根据材料的动态屈服强度σ_Y^{dyn}计算出材料的 Hugoniot 弹性极限$\sigma_H=\sigma_Y^{dyn}\frac{(1-v)}{(1-2v)}$，式中$v$为材料的泊松比，其中通过定位装置，使叶片正面的每一个冲击点的激光光斑和对应的叶片反面的每一个冲击点的激光光斑处于一条垂直于叶片表面的直线上，通过激光控制系统，使正反面的两束激光能够同步进行冲击。在涡轮叶片主导边正面采用激光功率密度I_1进行搭接激光冲击强化，其中$I_1=\frac{4E_1}{\tau\pi d^2}$，式中$E_1$为正面冲击的激光脉冲能量，$\tau$为激光脉宽，$d$为光斑直径，根据圆形光斑高斯分布规律以及峰值压力计算公式，得到正面峰值压力$P_1=0.01\sqrt{\frac{\alpha Z I_1}{2\alpha+3}}$，式中$\alpha$为等离子体–材料相互作用系数，Z 为折合声阻抗，$I_1$为激光功率密度，正面光斑边缘压力$P_2=P_1(t)\exp\left(\frac{-R^2}{2R^2}\right)=P_1(t)e^{-\frac{1}{2}}$，式中$P_1(t)$为正面峰值压力，$R$为光斑直径。又根据$P_1=K_F\frac{2t_1}{d}\sigma_Y^{dyn}$，式中$K_F$为系数，一般取 1.1，$t_1$为材料的厚度，$d$为光斑直径，$\sigma_Y^{dyn}$为材料的动态屈服强度，可以得到材料的厚度$t_0$需满足$0<t_0\le t_1$。而在涡轮叶片主导边背面采用的激光功率密度$I_2$用来抵消正面冲击光斑中心区域过大的冲击波压力，其中$I_2=\frac{4E_2}{\tau\pi d^2}$，式中$E_2$为背面冲击的激光脉冲能量，$\tau$为激光脉宽，$d$为光斑直径，根据圆形光斑高斯分布规律以及峰值压力计算公式，得到背面峰值压力$P_3=0.01\sqrt{\frac{\alpha Z I_2}{2\alpha+3}}$，式中$\alpha$为等离子体–材料相互作用系数，Z 为折合声阻抗，$I_2$为激光功率密度，背面光斑边缘压力$P_4=P_2(t)\exp\left(\frac{-R^2}{2R^2}\right)=P_2(t)e^{-\frac{1}{2}}$，式中$P_2(t)$为背面峰值压力，$R$为光斑直径。其中$P_3=\sqrt{\frac{E_2}{E_1}}P_1$，$E_1$为正面冲击的激光脉冲能量，$E_2$为背面冲击的激光脉冲能量，$P_1$为正面峰值压力，为使整个激光冲击光斑区域产生动态塑性变形，而光斑中心区域叶片不产生宏观变形，满足$P_1>2.5\sigma_H$，$2\sigma_H\le P_1-P_3\le 2.5\sigma_H$，$P_2-P_4\ge\sigma_H$。

所述涡轮叶片材料为铝合金、不锈钢、钛合金或镍基合金。

激光冲击路径为往复直线型或弓字形；激光光斑为圆形，激光冲击强化参数如下：光斑直径为 3 mm，脉宽为 8-30 ns，脉冲能量 2-15 J，横向和纵向搭接率均为 50%。

激光光强服从高斯分布，压力脉冲的时空分布情况用如下准高斯公式表示：$P(x，y，t)=P(t)exp\left[\frac{-(x^2+y^2)}{2R^2}\right]$，式中 x，y 是表面坐标，R 是光斑直径。

本发明有益效果：在涡轮叶片主导边正面采用较大激光功率密度进行搭接激光冲击强化，而又避免光斑中心区域叶片产生宏观变形和破坏，最终达到最佳的强化效果。

附图说明

为了更清楚地说明本申请实施例或现有技术中的技术方案，下面将对实例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍。

图 1 为涡轮叶片整体冲击示意图。

图 2 为涡轮叶片主导边冲击示意图。

图 3 为双面冲击作用原理图。

图 4 为试样中心位置冲击波的分布图。

表 1 为不同状态下涡轮叶片振动疲劳试验结果对比。

其中 1、2、5 是激光束，3 是叶片，4 是喷水管。

具体实施方式

下面结合附图和实施例对本发明的具体实施方式做详细的说明，但本发明不应仅限于实施例。

本发明所采用的是 TC4 钛合金涡轮叶片，该材料的主要力学性能是密度为 4.5 $g\cdot cm^{-3}$，动态屈服强度为 1.43 GPa，泊松比为 0.3，水阻抗为1.14×10^6 $g\cdot cm^{-2}\cdot s^{-1}$，声阻抗为$2.75\times10^6$ $g\cdot cm^{-2}\cdot s^{-1}$。

$$\sigma_H=\sigma_Y^{dyn}\frac{1-v}{1-2v}=1430\times\frac{1-0.3}{1-2\times0.3}=2502.5\quad MPa$$

实施例 1：

涡轮叶片主导边单面采用激光脉宽 τ=10 ns，激光脉冲能量 E=12 J，光斑直径 d=3 mm 的脉冲激光进行冲击，并对冲击后的叶片进行振动疲劳试验。

实施例 2：

涡轮叶片主导边正反面的每一个点正面和背面采用相同直径、相同脉冲能量的两束激光同步进行冲击，其中激光脉宽 τ=10 ns，激光脉冲能量 E=12 J，光斑直径 d=3 mm，并对冲击后的叶片进行振动疲劳试验。

实施例 3：

本发明的技术方案，涡轮叶片主导边正反面的每一个点正面和背面采用相同直径、不同脉冲能量的两束激光同步进行冲击。图 1、图 2 分别是涡轮叶片整体冲击示意图和涡轮叶片主导边冲击示意图。通过定位装置，使叶片正面的每一个冲击点的激光光斑和对应的叶片反面的每一个冲击点的激光光斑处于一条垂直于叶片表面的直线上。通过激光控制系统，使正反面的两束激光能够同步进行冲击。涡轮叶片主导边正面采用激光脉宽为 τ=10 ns，激光脉冲能量 E_1=12 J，光斑直径 d=3 mm；涡轮叶片主导边背面采用激光脉宽为 τ=10 ns，激光脉冲能量为 E_2=12 J，光斑直径 d=3 mm。

$$P_1 = 0.01\sqrt{\frac{\alpha Z I_1}{2\alpha+3}}$$

$$= 0.01\times\sqrt{\frac{0.1}{2\times0.1+3}}\times\sqrt{1.61\times10^{6}}\times\sqrt{\frac{4\times12}{(10\times10^{-9})\times\pi\times0.3^{2}}\times10^{-9}} = 9.24\text{GPa}$$

其中 $P_1 = K_F\frac{2t_1}{d}\sigma_Y^{dyn}$，即 $9.24 = 1.1\times\frac{2t_1}{3}\times1.43$，可得 t_1=8.8 mm，即 $0 < t_0 \le 8.8$ mm

$$P_2 = P_1(t)\exp\left(\frac{-R^2}{2R^2}\right) = 9.24\times e^{-\frac{1}{2}} = 5.60 \quad \text{GPa}$$

$$P_3 = 0.01\sqrt{\frac{\alpha Z I_2}{2\alpha+3}}$$

$$= 0.01\times\sqrt{\frac{0.1}{2\times0.1+3}}\times\sqrt{1.61\times10^{6}}\times\sqrt{\frac{4\times2}{(10\times10^{-9})\times\pi\times0.3^{2}}\times10^{-9}} = 3.77\text{GPa}$$

$$P_4 = P_3(t)\exp\left(\frac{-R^2}{2R^2}\right) = 3.77\times e^{-\frac{1}{2}} = 2.29 \quad \text{GPa}$$

图 3、图 4 分别是双面冲击作用原理图和试样中心位置冲击波的分布图，为使整个激光冲击光斑区域产生动态塑性变形，而光斑中心区域叶片不产生宏观变形，结果满足：$P_1 > 2.5\sigma_H$，$2\sigma_H \le P_1 - P_3 \le 2.5\sigma_H$，$P_2 - P_4 \ge \sigma_H$。并对冲击后的叶片进行振动疲劳试验。

从表 1 可以看出，未冲击（1-1、1-2），单面冲击（2-1、2-2），相同直径、相同脉冲能量双面同步冲击（3-1、3-2）以及相同直径、不同脉冲能量双面同步冲击（4-1、4-2）四个不同状态下的振动疲劳寿命试验，在 430MPa、560MPa 不同应力条件下，结果表明经过相同直径、不同脉冲能量双面同步冲击处理后的涡轮叶片的疲劳寿命明显提高，且满足：$P_1 > 2.5\sigma_H$，$2\sigma_H \le P_1 - P_3 \le 2.5\sigma_H$，$P_2 - P_4 \ge \sigma_H$，最终实现光斑中心区域叶片不产生宏观变形和破坏，又达到最佳的强化效果。

表 1

状态	应力/MPa	疲劳寿命
1-1（未冲击）	430	2.49×10^7
1-2（未冲击）	560	1.23×10^7
2-1（实施例 1）	430	3×10^7
2-2（实施例 1）	560	2.49×10^7
3-1（实施例 2）	430	3.26×10^7
3-2（实施例 2）	560	2.86×10^7
4-1（实施例 3）	430	3.51×10^7
4-2（实施例 3）	560	3.05×10^7

权 利 要 求 书

1、一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于：在叶片主导边 8~10 mm 的范围内的每一个点正面和背面采用相同直径、不同脉冲能量的两束激光同步进行冲击，且正面激光脉冲能量大于背面激光脉冲能量，其中正面采用的激光功率密度，用来使整个激光冲击光斑区域产生动态塑性变形，背面采用的激光功率密度用来抵消正面冲击光斑中心区域过大的冲击波压力，避免在正面冲击光斑中心区域叶片产生宏观变形，最终达到最佳的强化效果。

2、如权利要求 1 所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于，具体步骤如下：夹具固定涡轮叶片，以流水作为约束层，其中通过定位装置，使叶片正面的每一个冲击点的激光光斑和对应的叶片反面的每一个冲击点的激光光斑处于一条垂直于叶片表面的直线上，通过激光控制系统，使叶片正反面的两束激光能够同步进行冲击，最终采用两种不同激光功率密度 I_1 和 I_2 的脉冲激光双面同步冲击涡轮叶片主导边。

3、如权利要求 1 或 2 所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于，正反面的峰值压力分别为 P_1、P_3，正反面光斑边缘的压力分别为 P_2、P_4，为使整个激光冲击光斑区域产生动态塑性变形，而光斑中心区域叶片不产生宏观变形，满足 $P_1 > 2.5\sigma_H$，$2\sigma_H \le P_1 - P_3 \le 2.5\sigma_H$，$P_2 - P_4 \ge \sigma_H$；$\sigma_H$ 为涡轮叶片材料的 Hugoniot 弹性极限。

4、如权利要求 1-3 任一所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于，所述涡轮叶片材料为铝合金、不锈钢、钛合金或镍基合金；涡轮叶片材料的 Hugoniot 弹性极限定义为：$\sigma_H = \sigma_Y^{\mathrm{dyn}} \dfrac{(1-v)}{(1-2v)}$，式中 v 为材料的泊松比，σ_Y^{dyn} 为动态屈服强度。

5、如权利要求 1 或 2 中所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于：激光冲击路径为往复直线型或弓字形；激光光斑为圆形，激光冲击强化参数如下：光斑直径为 3 mm，脉宽为 8-30 ns，脉冲能量 2-15 J，横向和纵向搭接率均为 50%。

6、如权利要求 1 或 2 所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于，在涡轮叶片主导边正面采用激光功率密度 I_1 进行搭接激光冲击强化，其

中 $I_1=\frac{4E_1}{\tau\pi d^2}$，式中 E_1 为正面冲击的激光脉冲能量，τ 为激光脉宽，d 为光斑直径；而在涡轮叶片主导边背面采用的激光功率密度 I_2 用来抵消正面冲击光斑中心区域过大的冲击波压力，其中 $I_2=\frac{4E_2}{\tau\pi d^2}$，式中 E_2 为背面冲击的激光脉冲能量，τ 为激光脉宽，d 为光斑直径。

7、如权利要求 3 所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于，根据圆形光斑高斯分布规律以及峰值压力计算公式，得到正面峰值压力 $P_1=0.01\sqrt{\frac{\alpha Z I_1}{2\alpha+3}}$，式中 α 为等离子体–材料相互作用系数，Z 为折合声阻抗，I_1 为激光功率密度，正面光斑边缘压力 $P_2=P_1(t)\exp\left(\frac{-R^2}{2R^2}\right)=P_1(t)e^{-\frac{1}{2}}$，式中 $P_1(t)$ 为正面峰值压力，R 为光斑直径；根据圆形光斑高斯分布规律以及峰值压力计算公式，得到背面峰值压力 $P_3=0.01\sqrt{\frac{\alpha Z I_2}{2\alpha+3}}$，式中 α 为等离子体–材料相互作用系数，Z 为折合声阻抗，I_2 为激光功率密度，背面光斑边缘压力 $P_4=P_2(t)\exp\left(\frac{-R^2}{2R^2}\right)=P_2(t)e^{-\frac{1}{2}}$，式中 $P_2(t)$ 为背面峰值压力，R 为光斑直径，其中 $P_3=\sqrt{\frac{E_2}{E_1}}P_1$，$E_1$ 为正面冲击的激光脉冲能量，E_2 为背面冲击的激光脉冲能量，P_1 为正面峰值压力。

8、如权利要求 3 所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于，所述 α 为等离子体–材料相互作用系数，为经验系数，取 0.1~0.25；$Z=\frac{2Z_1Z_2}{Z_1+Z_2}$，其中 Z_1 为靶材的声阻抗、Z_2 为约束层的声阻抗。

9、如权利要求 1 中所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于：材料宏观变形所需的压力与材料厚度 t_0 和动态屈服强度 σ_Y^{dyn} 的关系：$P=K_F\frac{2t_0}{d}\sigma_Y^{dyn}$，式中 K_F 为系数，取 1.1，t_0 为材料的厚度（mm），σ_Y^{dyn} 为材料的动态屈服强度（GPa），d 为光斑直径。

10、如权利要求 1 中所述的一种用于涡轮叶片主导边双面同步激光冲击强化的方法，其特征在于：激光光强服从高斯分布，压力脉冲的时空分布情况用如下准高斯公式表示：$P(x,\ y,\ t)=P(t)exp\left[\frac{-(x^2+y^2)}{2R^2}\right]$，式中 x，y 是表面坐标，R 是光斑直径。

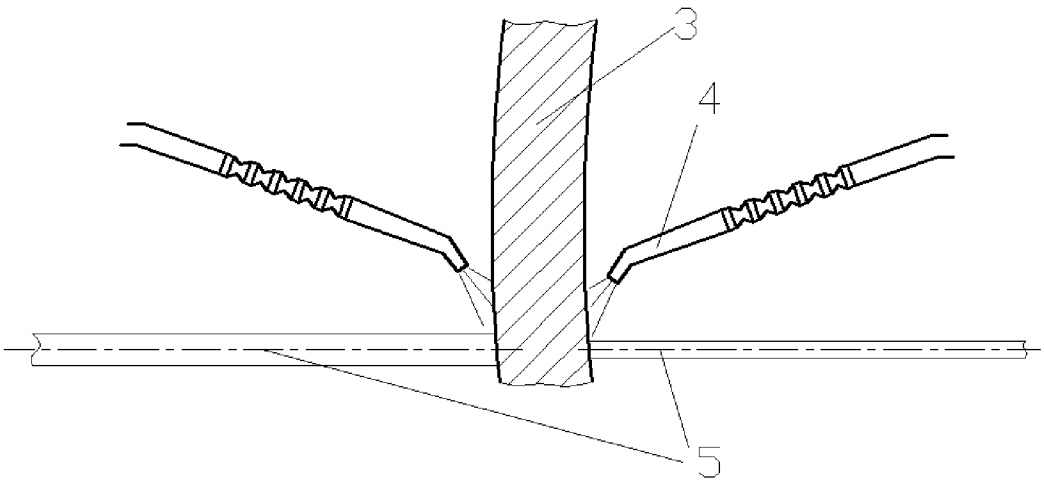


图 1

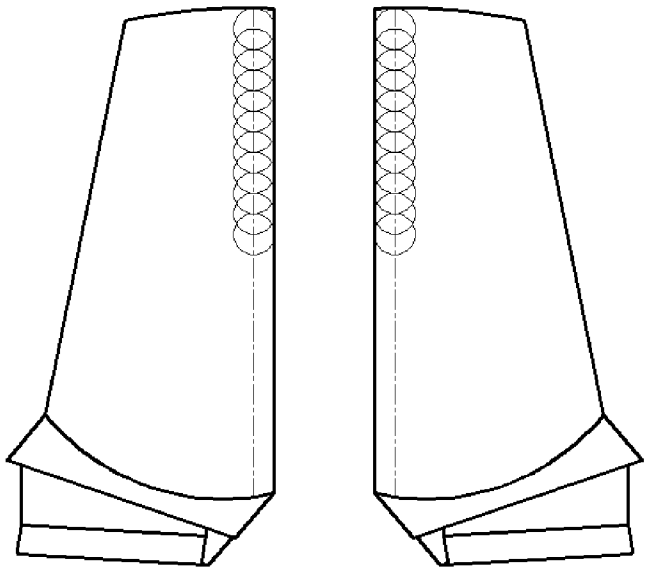


图 2

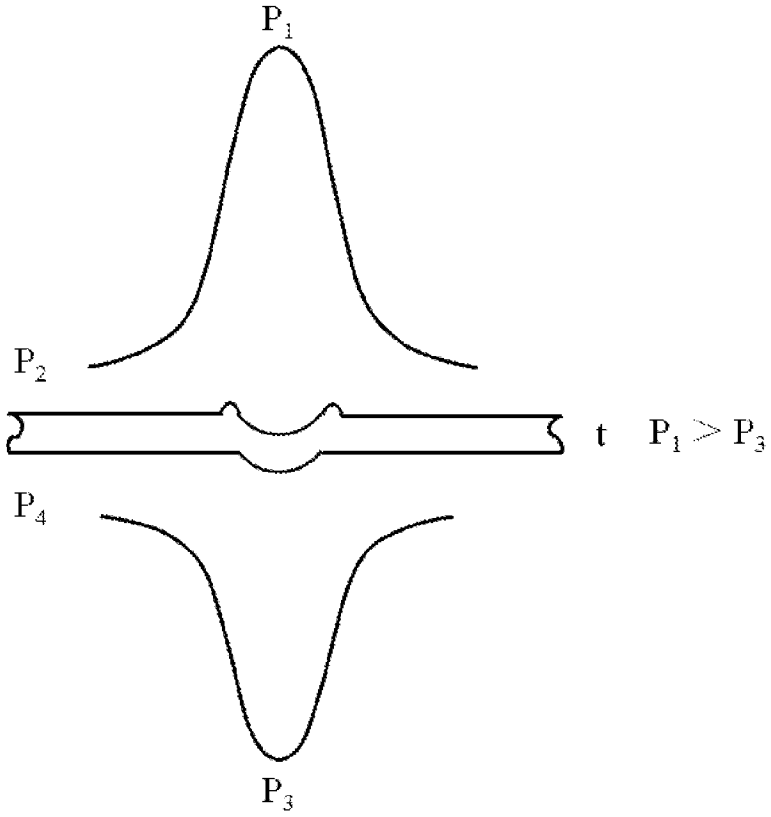


图 3

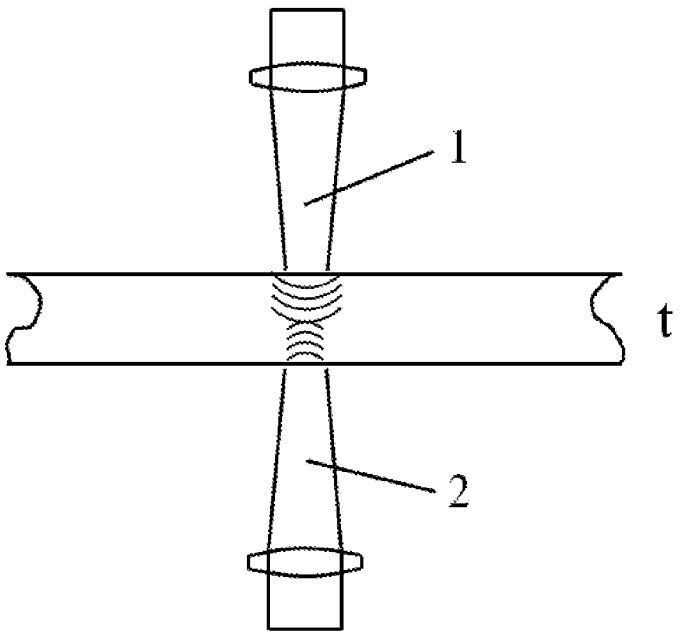


图 4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2017/078518

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

C21D 10/00 (2006.01) i; C22F 1/18 (2006.01) i; C22F 1/04 (2006.01) i; C22F 1/10 (2006.01) i; C21D 9/00 (2006.01) i
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

C21D; C22F

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNPAT, CNKI, WPI, EPODOC: 涡轮, 叶片, 双面, 正面, 背面, 激光, 强化, 冲击, turbine, blade, dieder, face side, rear face, laser, shock, peen+, intensif+, LSP

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 104862468 A (WENZHOU UNIVERSITY) 26 August 2015 (26.08.2015), entire document	1-10
A	CN 103320579 A (JIANGSU UNIVERSITY) 25 September 2013 (25.09.2013), entire document	1-10
A	CN 103205545 A (AVIC BEIJING AERONAUTICAL MANUFACTURING TECHNOLOGY RESEARCH INSTITUTE et al.) 17 July 2013 (17.07.2013), entire document	1-10
A	CN 103255268 A (JIANGSU UNIVERSITY) 21 August 2013 (21.08.2013), entire document	1-10
A	EP 2386661 A3 (GENERAL ELECTRIC COMPANY) 11 December 2013 (11.12.2013), entire document	1-10

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&"document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
02 May 2017	09 June 2017
Name and mailing address of the ISA State Intellectual Property Office of the P. R. China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing 100088, China Facsimile No. (86-10) 62019451	Authorized officer YE, Bo Telephone No. (86-10) 62084126

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/CN2017/078518

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
CN 104862468 A	26 August 2015	CN 104862468 B	22 March 2017
CN 103320579 A	25 September 2013	CN 103320579 B	30 July 2014
CN 103205545 A	17 July 2013	CN 103205545 B	19 August 2015
CN 103255268 A	21 August 2013	CN 103255268 B	20 August 2014
EP 2386661 A3	11 December 2013	EP 2386661 A2	16 November 2011
		US 8222567 B2	17 July 2012
		CN 102242243 B	03 June 2015
		JP 5869778 B2	24 February 2016
		CN 102242243 A	16 November 2011
		JP 2011241478 A	01 December 2011
		US 2011278271 A1	17 November 2011

国际检索报告

国际申请号
PCT/CN2017/078518

A. 主题的分类

C21D 10/00(2006.01)i；C22F 1/18(2006.01)i；C22F 1/04(2006.01)i；C22F 1/10(2006.01)i；C21D 9/00(2006.01)i

按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类

B. 检索领域

检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号)

C21D; C22F

包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献

在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称，和使用的检索词（如使用）)

CNPAT, CNKI, WPI, EPODOC: 涡轮，叶片，双面，正面，背面，激光，强化，冲击，turbine，blade，dieder，face side，rear face，laser，shock，peen+，intensif+，LSP

C. 相关文件

类 型*	引用文件，必要时，指明相关段落	相关的权利要求
A	CN 104862468 A (温州大学) 2015年 8月 26日 (2015-08-26) 全文	1-10
A	CN 103320579 A (江苏大学) 2013年 9月 25日 (2013-09-25) 全文	1-10
A	CN 103205545 A (中国航空工业集团公司北京航空制造工程研究所 等) 2013年 7月 17日 (2013-07-17) 全文	1-10
A	CN 103255268 A (江苏大学) 2013年 8月 21日 (2013-08-21) 全文	1-10
A	EP 2386661 A3 (GEN ELECTRIC) 2013年 12月 11日 (2013-12-11) 全文	1-10

☐ 其余文件在C栏的续页中列出。

☑ 见同族专利附件。

* 引用文件的具体类型：

“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件

“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利

“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件，或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件（如具体说明的）

“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件

“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件

“T” 在申请日或优先权日之后公布，与申请不相抵触，但为了理解发明之理论或原理的在后文件

“X” 特别相关的文件，单独考虑该文件，认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性

“Y” 特别相关的文件，当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时，要求保护的发明不具有创造性

“&” 同族专利的文件

国际检索实际完成的日期	国际检索报告邮寄日期
2017年 5月 2日	2017年 6月 9日

ISA/CN的名称和邮寄地址	受权官员
中华人民共和国国家知识产权局(ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088	叶波
传真号 (86-10)62019451	电话号码 (86-10)010-62084126

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号
PCT/CN2017/078518

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利			公布日 (年/月/日)
CN	104862468	A	2015年 8月 26日	CN	104862468	B	2017年 3月 22日
CN	103320579	A	2013年 9月 25日	CN	103320579	B	2014年 7月 30日
CN	103205545	A	2013年 7月 17日	CN	103205545	B	2015年 8月 19日
CN	103255268	A	2013年 8月 21日	CN	103255268	B	2014年 8月 20日
EP	2386661	A3	2013年 12月 11日	EP	2386661	A2	2011年 11月 16日
				US	8222567	B2	2012年 7月 17日
				CN	102242243	B	2015年 6月 3日
				JP	5869778	B2	2016年 2月 24日
				CN	102242243	A	2011年 11月 16日
				JP	2011241478	A	2011年 12月 1日
				US	2011278271	A1	2011年 11月 17日