



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104175068 A

(43) 申请公布日 2014. 12. 03

(21) 申请号 201410343298. 6

(22) 申请日 2014. 07. 18

(71) 申请人 福瑞盛航空机件(苏州) 有限公司  
地址 215126 江苏省苏州市苏州工业园区出口加工区 B 区福瑞盛航空机件(苏州) 有限公司

(72) 发明人 黄震 徐剑 宋利兵

(51) Int. Cl.  
B23P 15/00(2006. 01)  
B21H 1/06(2006. 01)

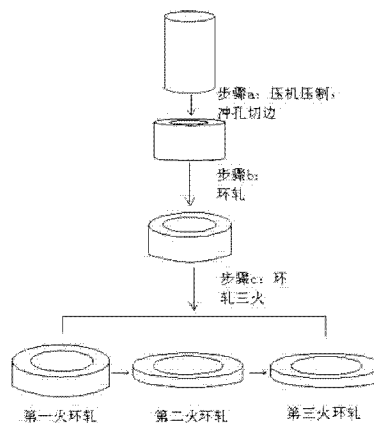
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54) 发明名称

一种航空用合金材料异形环锻造方法

(57) 摘要

本发明涉及金属锻造领域,具体涉及一种航空用合金材料异形环锻造方法。本发明提供的航空用合金材料异形环锻造方法,其包括如下步骤:a、把按规格下料的镍基高温合金棒材在 1070℃~1180℃ 温度条件下预热,压机压制,冲孔切边得到圆坯;b、将步骤 a 得到的圆坯在 1020℃-1100℃ 温度条件下预热,然后进行环轧,使内孔扩大;c、将步骤 b 中得到的坯料在 1020℃-1100℃ 温度条件下预热,然后连续环轧三火,每火环轧比依次是 7-9%、12-14%、16-19%;d、将步骤 c 中得到的异形环在 800℃-900℃ 温度条件下退火处理 ;e、将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环。



1. 一种航空用合金材料异形环锻造方法,其特征在于,包括如下步骤:
  - a、把按规格下料的镍基高温合金棒材在 1070℃~ 1180℃温度条件下预热,压机压制,冲孔切边得到圆坯;
  - b、将步骤 a 得到的圆坯在 1020℃ -1100 ℃温度条件下预热,然后进行环轧,使内孔扩大;
  - c、将步骤 b 中得到的坯料在 1020℃ -1100 ℃温度条件下预热,然后连续环轧三火,每火环轧比依次是 7-9%、12-14%、16-19%;
  - d、将步骤 c 中得到的异形环在 800℃ -900℃温度条件下退火处理;
  - e、将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环;该步骤扩环时采用异形工装扩环至相应形状。
2. 根据权利要求 1 所述的航空用合金材料异形环锻造方法,其特征在于,所述步骤 d 中退火处理 4-7h。
3. 根据权利要求 1 所述的航空用合金材料异形环锻造方法,其特征在于,步骤 e 中所述固溶处理是将异形环在 1100-1180℃温度条件下,保温 1 小时,然后空气冷却。
4. 根据权利要求 1-3 中任一所述的航空用合金材料异形环锻造方法,其特征在于,所述镍基高温合金棒材是 Inco783 材料。
5. 一种航空用合金材料异形环锻造方法,其特征在于,包括如下步骤:
  - a、把按规格下料的 Inco783 棒材在 1070℃~ 1180℃温度条件下预热,3000 吨压机压制,冲孔切边得到内径为 125mm 的圆坯;
  - b、将步骤 a 得到的圆坯在 1020℃ -1100 ℃温度条件下预热,然后环轧至内孔为 352mm;
  - c、将步骤 b 中得到的坯料在 1020℃ -1100 ℃温度条件下预热,然后连续环轧三火,每火环轧比依次是 9%、14%、19%;得到内孔为 733mm 的异形环;
  - d、将步骤 c 中得到的异形环在 800℃ -900℃温度条件下退火处理;
  - e、将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环。
6. 根据权利要求 5 所述的航空用合金材料异形环锻造方法,其特征在于,所述步骤 d 中退火处理 4-6h。
7. 根据权利要求 6 所述的航空用合金材料异形环锻造方法,其特征在于,所述固溶处理是将异形环在 1100-1180℃温度条件下,保温 1 小时,然后空气冷却。
8. 根据权利要求 7 所述的航空用合金材料异形环锻造方法,其特征在于,所述镍基高温合金棒材是 Inco783 材料。

## 一种航空用合金材料异形环锻造方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及金属锻造领域,具体涉及一种航空用合金材料异形环锻造方法。

### 背景技术

[0002] 采用镍基高温合金(如 GH4169 等材料牌号)制造的航空发动机或地面燃气轮机的异形环锻件,如机匣、飞机发动机等零部件由于长期在恶劣的环境下工作,要求锻件具有较好的性能及组织温度性。

[0003] 关于航空机件的异形环锻件的制造工艺,有如下现有技术:中国发明专利 CN 101020284A 公开了一种高温合金大型异型截面环坯的制坯方法,该方法将高温合金棒材加热到变形温度后墩粗成实心饼坯,用冲头冲出实心饼坯的中心孔得到空心饼坯,加热空心饼坯到变形温度后碾轧成矩形截面环坯,再加热矩形截面环坯到变形温度后装进胀形模的外型模内置于模底板上,施加压力把胀形模的内型模和外形模挤压合模使矩形截面环坯变形并充满胀形模的型腔,脱模得到异形截面环坯。该方法解决了合金棒料从墩粗、冲孔到碾轧成矩形截面环坯的成形技术,但是采用该方法制取矩形截面环坯,如制取镍基高温合金矩形截面环坯的过程中,容易导致合金在轧环时温度升高产生组织变异、晶粒粗大和裂纹等缺陷,从而造成终轧异形环锻件的组织不均匀和性能降低,严重时甚至出现废品。

[0004] 中国发明专利 CN 1586754A 公开了一种外台阶截面环件轧制成形的的方法,所述环件的纵向截面是一种非矩形的外台阶形状,即所述环件属于异形环锻件的一种特殊形状。该方法包括下料、制坯、轧制及后续加工,解决了异形环锻件从下料、制坯到轧制成形的技术问题。但采用该方法轧制镍基高温合金异形环锻件时,从合金棒料到最终轧制成异形环锻件,合金的变形量对环锻件的组织 and 性能影响很大,其变形量选择不准,将会造成环锻件晶粒粗大、轧伤、轧裂、易产生飞边等缺陷,从而影响锻件的交付和使用。

[0005] 请参考附图 1,附图 1 是现有技术锻造的异形环的粗大晶粒分布示意图,从图 1 可以看出,在环形锻件的 a、b、c、d、e、f、g 处均分布有大量粗大晶粒,这种环形锻件在高压工作条件或更复杂工作条件下,粗大晶粒会发生氧化,产生裂痕源,从而导致环形锻件受损,降低使用寿命。

[0006] 除上述技术方案外,现有技术中的 Inco783 材料制备环形锻件的锻造技术基本存在以下不足:

(1) 受转移时间、预热温度等限制,环锻时间短,轧制变形阻力大。

[0007] (2) 现有环轧技术尺寸控制精度不高,须靠后续整形机修正尺寸,然而异型整形工艺变形量不均导致局部发生临界变形,从而导致晶粒尺寸在高温固溶处理过程中局部突变,得到粗大组织。而这种环形锻件若内部晶粒尺寸较大的话,则在高温、氧化有压力情况下工作,尤其是飞机在高空的恶劣环境下工作时,环形锻件内部的粗晶会发生加速氧化,最终导致裂痕,成为裂痕源,从而带来危险。

### 发明内容

[0008] 针对上述现有技术中的不足,本发明目的是提供一套完整的锻造工艺流程,在确保每火适当环轧变形量的同时,对每道环轧始锻、终锻温度加以控制,精确控制终轧尺寸,取消扩环机整形工序,在固溶处理前增加预稳定化处理工序,在晶界析出  $\beta$  相,以解决锻件横截面局部偶然粗大晶粒的难题,且零件全横截面晶粒度均匀细小,机械性能优异,零件尺寸精确。

[0009] 为实现上述目的,本发明公开的技术方案是:一种航空用合金材料异形环锻造技术,包括如下步骤:

a、把按规格下料的镍基高温合金棒材在  $1070^{\circ}\text{C} \sim 1180^{\circ}\text{C}$  温度条件下预热,压机压制,冲孔切边得到圆坯;

b、将步骤 a 得到的圆坯在  $1020^{\circ}\text{C} - 1100^{\circ}\text{C}$  温度条件下预热,然后进行环轧,使内孔扩大;

c、将步骤 b 中得到的坯料在  $1020^{\circ}\text{C} - 1100^{\circ}\text{C}$  温度条件下预热,然后连续环轧三火,每火环轧比依次是 7-9%、12-14%、16-19%;

d、将步骤 c 中得到的异形环在  $800^{\circ}\text{C} - 900^{\circ}\text{C}$  温度条件下退火处理;

e、将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环;该步骤扩环时采用异形工装扩环至相应形状。优选的,步骤 e 中扩环处理时的环轧比是 1%。

[0010] 优选的,上述步骤 d 中退火处理 4-7h。

[0011] 优选的,上述步骤 e 中所述固溶处理是将异形环在  $1100 - 1180^{\circ}\text{C}$  温度条件下,保温 1 小时,然后空气冷却。

[0012] 优选的,所述镍基高温合金棒材是 Inco783 材料。

[0013] 本发明公开了一种航空用合金材料异形环锻造技术,包括如下步骤:

a、把按规格下料的 Inco783 棒材在  $1070^{\circ}\text{C} \sim 1180^{\circ}\text{C}$  温度条件下预热,3000 吨压机压制,冲孔切边得到内径为 125mm 的圆坯;

b、将步骤 a 得到的圆坯在  $1020^{\circ}\text{C} - 1100^{\circ}\text{C}$  温度条件下预热,然后环轧至内孔为 352mm;

c、将步骤 b 中得到的坯料在  $1020^{\circ}\text{C} - 1100^{\circ}\text{C}$  温度条件下预热,然后连续环轧三火,每火环轧比依次是 9%、14%、19%;得到内孔为 733mm 的异形环;

d、将步骤 c 中得到的异形环在  $800^{\circ}\text{C} - 900^{\circ}\text{C}$  温度条件下退火处理;

e、将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环。

[0014] 优选的,上述步骤 d 中退火处理 4-6h。

[0015] 优选的,上述步骤 e 中所述固溶处理是将异形环在  $1100 - 1180^{\circ}\text{C}$  温度条件下,保温 1 小时,然后空气冷却。

[0016] 优选的,所述镍基高温合金棒材是 Inco783 材料。

[0017] 本发明中所述的 Inco783 材料的各组分含量按质量百分数计是:

铬(Cr) 2.5-3.5%,镍(Ni) 26.0-30.0%,Fe 24.0-27.0%,

铌(Nb) 2.5-3.5%,铝(Al) 5.0-6.0%,硼(B) 0.003-0.012%,

碳(C)  $\leq 0.03\%$ ,锰(Mn)  $\leq 0.50\%$ ,硅(Si)  $\leq 0.50\%$ ,磷(P)  $\leq 0.15\%$ ,

硫(S)  $\leq 0.005\%$ ,钛(Ti) 0.1-0.4%,铜(Cu)  $\leq 0.50\%$ 。

[0018] 余下的是钴(Co)。

[0019] 优选的,本发明中所述的 Inco783 材料的各组分含量按质量百分数计是:34%Co、3.0%、28%Ni、3.0%Cb (Nb)、5.5%Al、0.008%B、25.5%Fe。余量为其他物质。

[0020] 本发明所述的航空用合金材料异形环锻造方法,采用中低温快速环轧,环轧预热温度 1070℃~1180℃,终轧温度 890~950℃左右,由于轧制速度较快,轧制时间较短,轧制过程中环形件的温度得到保证。试验结果表明:在该轧制温度范围内,晶粒较细且均匀,可控制在 ASTM#7-10 范围内。本发明所述的锻造方法与现有技术方法相比,取消了常用的扩环机扩环工序,避免临界变形,导致晶粒局部异常长大。本发明所述的航空用合金材料异形环锻造方法中在固溶处理前增加 5 小时 800℃-900℃的稳定化处理,在晶界析出大量的  $\beta$  相,以减缓晶粒在固溶处理过程中的长大倾向。

[0021] 本发明的有益效果是:本发明通过对锻造过程中锻造温度的调整、精确控制终轧尺寸、取消扩环机整形工序,在固溶处理前增加预稳定化处理工序,解决了锻件横截面局部偶然粗大晶粒的难题,且环形件全横截面晶粒度均匀细小,机械性能优异,零件尺寸精确。

### 附图说明

[0022] 图 1 是现有技术锻造的异形环的局部粗大晶粒分布示意图;

图 2 是本发明一较佳实施例中异形环锻造方法的锻造流程示意图;

图 3 是本发明一较佳实施例中异形环锻造过程中的微观组织示意图;

图 4 是本发明一较佳实施例中异形环锻造过程中固溶和时效时的金相图;

图 5 是采用本发明异形环锻造方法锻造的异形环的内部粗大晶粒分布示意图。

### 具体实施方式

[0023] 下面结合附图对本发明的较佳实施例进行详细阐述,以使本发明的优点和特征能更易于被本领域技术人员理解,从而对本发明的保护范围做出更为清楚明确的界定。

[0024] 实施例 1:请参考附图 2 至附图 5,本发明公开了一种航空用合金材料异形环锻造方法,包括如下步骤:

a、把按规格下料的 Inco783 棒材在 1100℃温度条件下预热 2h,用 3000 吨压机压制,冲孔切边得到内径为 125mm 的圆坯,该步骤的终轧温度是 900℃;

b、将步骤 a 得到的圆坯在 1040℃温度条件下预热 2 h,然后环轧至内孔为 352mm,该步骤的终轧温度是 900℃;

c、将步骤 b 中得到的坯料在 996℃温度条件下预热 1 h,然后连续环轧三火,每火环轧比依次是 9%、14%、19%;得到内孔为 733mm 的异形环,该步骤的终轧温度是 900℃;

d、时效:将步骤 c 中得到的异形环在 843℃温度条件下退火处理 5 小时;

e、固溶:将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环。

[0025] 本实施例中,上述步骤 e 中固溶处理是将异形环在 1100~1180℃温度条件下,保温 1 小时,然后空气冷却。

[0026] 本实施例中,所述镍基高温合金棒材是 Inco783 材料。

[0027] 附图 3 是步骤 c 锻造后的异形环的微观结构示意图,由图可以看出,异形环的分子结构由 Three-phase 三相组成,分别是:  $\gamma + \gamma' + \beta$ ,

其中,  $\beta$  相: NiAl;

$\gamma'$  相: Ni<sub>3</sub>(Al, Nb, Ti) 弥散分布于晶粒内或晶界上, 见图 3 中的标注。

[0028] 附图 4 是上述锻造过程中时效处理及固溶处理后的异形环的金相图, 图 4 中的图 a 是表示固溶 (solution) 过程中, Grainy  $\beta$  相的状态, 由图 a 可以看出, 颗粒状  $\beta$  相均匀分布于基体上; 图 b 是时效过程中, Netlike  $\beta$  + Grainy  $\beta$  (晶界网状 + 颗粒状  $\beta$  相) 的状态图。由这两幅图可以看出: 经过时效处理及固溶处理, 图 b 中在晶界上大量析出的  $\beta$  相会适当延缓晶界的迁移, 从而阻止局部晶粒的异常长大。

[0029] 附图 5 是本实施例锻造技术锻造的异形环的内部晶粒分布示意图, 可以看到, 在异形环的 a、b、c、d、e、f、g 处均无粗大晶粒。从而保证本发明锻造方法锻造得到的异形环能够在高温、高压工作时, 不易产生裂痕源, 延长锻件使用寿命。并且本发明锻造方法锻造的异形环各方面性能优于现有技术水平, 提高了锻件的使用性能。

[0030] 实施例 2: 本发明公开了一种航空用合金材料异形环锻造方法, 包括如下步骤:

a、把按规格下料的镍基高温合金棒材在 1070°C 温度条件下预热 3h, 用压机压制, 冲孔切边得到一定内径的圆坯, 该步骤的终轧温度是 980°C;

b、将步骤 a 得到的圆坯在 1020°C 温度条件下预热 2 h, 然后环轧至内孔增大至一定要求, 该步骤的终轧温度是 900°C;

c、将步骤 b 中得到的坯料在 1020°C 温度条件下预热 2 h, 然后连续环轧三火, 每火环轧比依次是 7%、12%、16%; 得到异形环, 该步骤的终轧温度是 850°C;

d、时效: 将步骤 c 中得到的异形环在 850°C 温度条件下退火处理 5 小时;

e、固溶: 将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环, 此时扩环时, 利用与产品规格相符的异形工装进行扩环, 将异形环扩至指定形状。

[0031] 本实施例中, 上述步骤 e 中固溶处理是将异形环在 1100-1180°C 温度条件下, 保温 1 小时, 然后空气冷却。

[0032] 实施例 3: 本发明公开了一种航空用合金材料异形环锻造方法, 包括如下步骤:

a、把按规格下料的镍基高温合金棒材在 1180°C 温度条件下预热 1.5h, 用压机压制, 冲孔切边得到一定内径的圆坯, 该步骤的终轧温度是 900°C;

b、将步骤 a 得到的圆坯在 1100°C 温度条件下预热 2 h, 然后环轧至内孔增大至一定要求, 该步骤的终轧温度是 850°C;

c、将步骤 b 中得到的坯料在 1100°C 温度条件下预热 2 h, 然后连续环轧三火, 每火环轧比依次是 8%、14%、19%; 得到异形环, 该步骤的终轧温度是 850°C;

d、时效: 将步骤 c 中得到的异形环在 900°C 温度条件下退火处理 4 小时;

e、固溶: 将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环, 此时扩环时, 利用与产品规格相符的异形工装进行扩环, 将异形环扩至指定形状。

[0033] 本实施例中, 上述步骤 e 中固溶处理是将异形环在 1100°C 温度条件下, 保温 1.5 小时, 然后空气冷却。

[0034] 实施例 4: 本发明公开了一种航空用合金材料异形环锻造方法, 包括如下步骤:

a、把按规格下料的镍基高温合金棒材在 1150°C 温度条件下预热 3 h, 用压机压制, 冲孔切边得到一定内径的圆坯, 该步骤的终轧温度是 850°C;

b、将步骤 a 得到的圆坯在 1150°C 温度条件下预热 2.5 h, 然后环轧至内孔增大至一定要求, 该步骤的终轧温度是 880°C;

c、将步骤 b 中得到的坯料在 1050℃ 温度条件下预热 1.5h, 然后连续环轧三火, 每火环轧比依次是 7%、13%、17%; 得到异形环, 该步骤的终轧温度是 880℃;

d、时效: 将步骤 c 中得到的异形环在 860℃ 温度条件下退火处理 2 小时;

e、固溶: 将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环, 此时扩环时, 利用与产品规格相符的异形工装进行扩环, 将异形环扩至指定形状。

[0035] 本实施例中, 上述步骤 e 中固溶处理是将异形环在 1180℃ 温度条件下, 保温 1 小时, 然后空气冷却。

[0036] 实施例 5: 本发明公开了一种航空用合金材料异形环锻造方法, 包括如下步骤:

a、把按规格下料的镍基高温合金棒材在 1180℃ 温度条件下预热 3 h, 用压机压制, 冲孔切边得到一定内径的圆坯, 该步骤的终轧温度是 850℃;

b、将步骤 a 得到的圆坯在 1050℃ 温度条件下预热 2.5 h, 然后环轧至内孔增大至一定要求, 该步骤的终轧温度是 880℃;

c、将步骤 b 中得到的坯料在 1050℃ 温度条件下预热 1.5h, 然后连续环轧三火, 每火环轧比依次是 7%、14%、17%; 得到异形环, 该步骤的终轧温度是 880℃;

d、时效: 将步骤 c 中得到的异形环在 880℃ 温度条件下退火处理 2 小时;

e、固溶: 将步骤 d 中得到的异形环固溶处理后再次进行扩环, 此时扩环时, 利用与产品规格相符的异形工装进行扩环, 将异形环扩至指定形状。

[0037] 本实施例中, 上述步骤 e 中固溶处理是将异形环在 1150℃ 温度条件下, 保温 1 小时, 然后空气冷却。

[0038] 以上所述仅为本发明的实施例, 并非因此限制本发明的专利范围, 凡是利用本发明说明书及附图内容所作的等效结构或等效流程变换, 或直接或间接运用在其他相关的技术领域, 均同理包括在本发明的专利保护范围内。

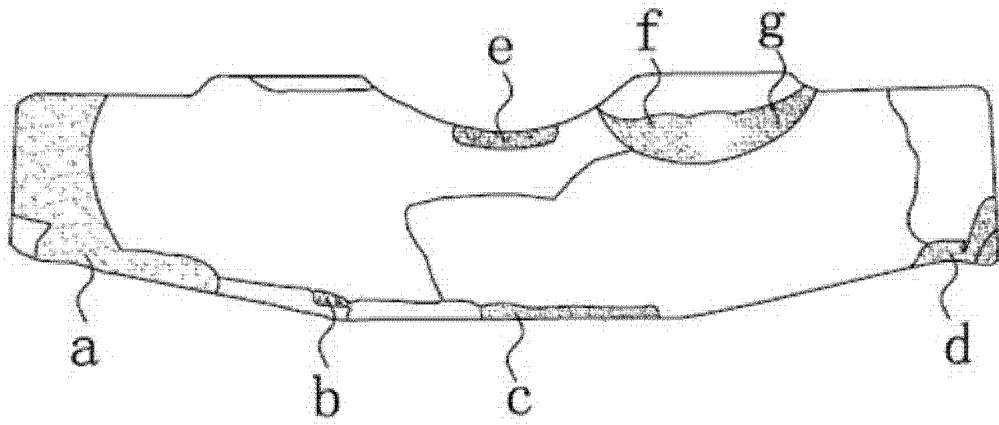


图 1

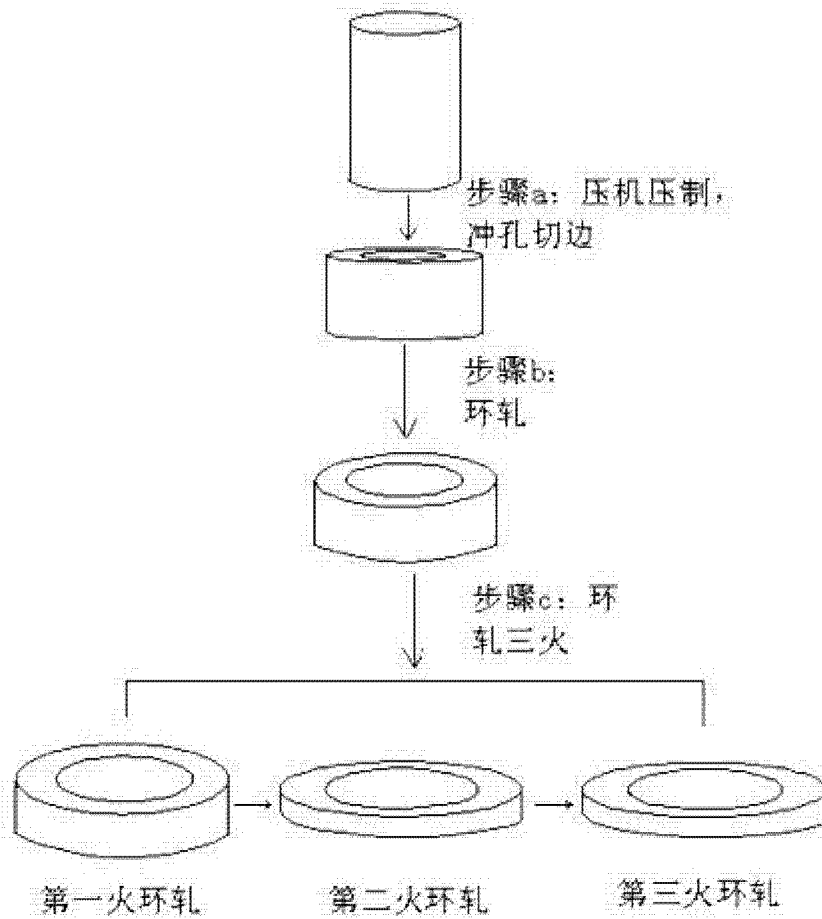


图 2



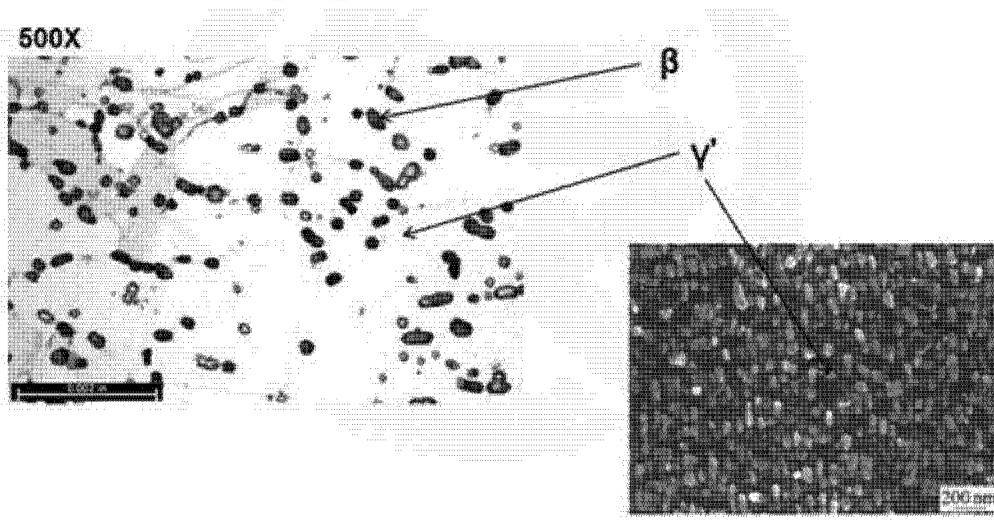


图 3

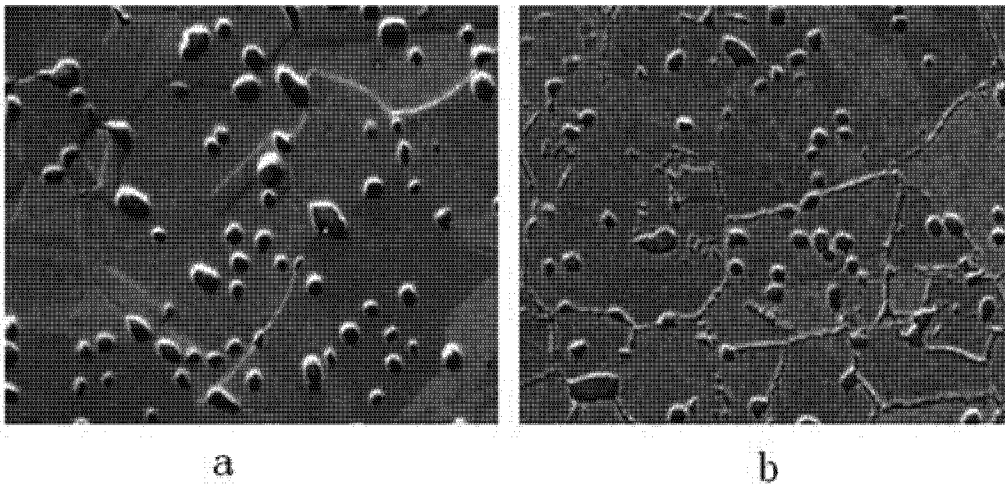


图 4

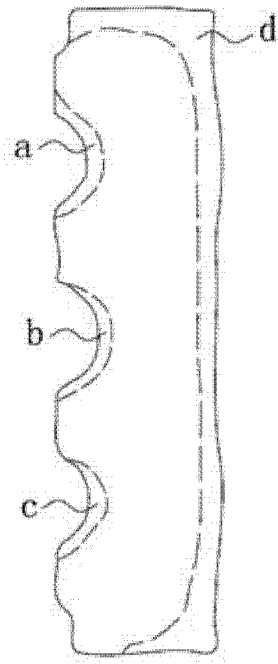


图 5