



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110369670 A

(43)申请公布日 2019.10.25

(21)申请号 201910731449.8

(22)申请日 2019.08.08

(71)申请人 无锡航亚科技股份有限公司
地址 214000 江苏省无锡市新东安路35

(72)发明人 周敏 丁立 徐红芳 杨春原

(74)专利代理机构 无锡盛阳专利商标事务所
(普通合伙) 32227

代理人 张宁 张欢

(51)Int.Cl.

B21K 3/04(2006.01)

B21J 5/00(2006.01)

B21J 3/00(2006.01)

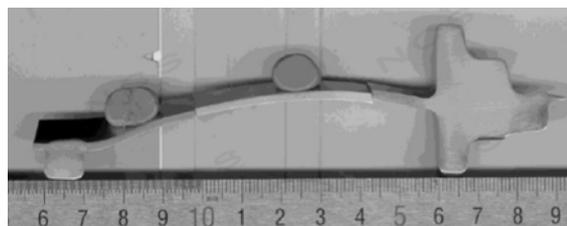
权利要求书3页 说明书16页 附图4页

(54)发明名称

一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺

(57)摘要

本发明提供了一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其能解决现有钛合金航空发动机叶片锻造工艺为普通模锻工艺,需要通过机加工去除叶身型面上的机加余量,产品合格率和一致性较差,还会破坏金属流线的连续性和成品叶片的表面完整性,降低成品叶片的力学性能的问题。其包括下料、表面清理、喷涂玻璃润滑剂、棒料加热、挤压、表面清理、浸涂玻璃润滑剂、预锻加热、预锻、表面清理、喷涂玻璃润滑剂、终锻加热、终锻、表面清理、切边、预化铣、振动光饰、扭弯校正、酸腐蚀、热处理、振动光饰、化铣、终检。



1. 一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:其包括以下步骤:

步骤1、下料,钛合金棒料直径规格根据所需零件尺寸要求下料,棒料直径公差控制在 $\pm 0.1\text{mm}$ 以内,棒料重量控制在 $\pm 2\text{g}$ 以内;

步骤2、表面清理,去除棒料表面的污物及表面缺陷,提高表面粗糙度;

步骤3、喷涂玻璃润滑剂,采用喷涂工艺将步骤2中的棒料表面喷涂玻璃润滑剂;

步骤4、棒料加热,将步骤3中的棒料装炉加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温至棒料受热均匀;

步骤5、挤压,将步骤4中的棒料快速从炉膛中取出放入挤压阴模并迅速打击获得挤压件,待挤压件冷却后测量其杆部尺寸和头部高度,检查表面质量无缺陷;

步骤6、表面清理,清除干净挤压件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮,提高表面粗糙度;

步骤7、浸涂玻璃润滑剂,采用浸涂工艺将步骤6中的挤压件表面涂覆玻璃润滑剂;

步骤8、预锻加热,将步骤7中的挤压件装炉加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温至挤压件受热均匀;

步骤9、预锻,将步骤8中的挤压件快速从炉膛中取出放入预锻模具下模并迅速打击获得预锻件,预锻时叶根变形量为 $10\%\sim 20\%$,叶身变形量为 $40\%\sim 70\%$,待预锻件冷却后测量其叶身相应位置截面的厚度尺寸,检查表面质量无缺陷;

步骤10、表面清理,清除干净预锻件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮,提高表面粗糙度;

步骤11、喷涂玻璃润滑剂,采用喷涂工艺将步骤10中的预锻件表面喷涂玻璃润滑剂;

步骤12、终锻加热,将步骤11中的预锻件装炉加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温至预锻件受热均匀;

步骤13、终锻,将步骤12中的预锻件快速从炉膛中取出放入终锻模具下模内并迅速打击获得终锻件,终锻时叶根变形量为 $10\%\sim 30\%$,叶身变形量为 $30\%\sim 50\%$,待终锻件冷却后,测量其叶身型面及缘板尺寸参数,其中叶身型面厚度单边留出 $0.15\text{mm}\sim 0.2\text{mm}$ 的化铣量,检查表面质量无缺陷;

步骤14、表面清理,清除干净终锻件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮;

步骤15、切边,切边后终锻件叶身进排气边位置距成品叶片的余量为 $2\text{mm}\sim 3\text{mm}$;

步骤16、预化铣,将步骤15中的终锻件进行预化铣,将终锻件的型面单面厚度减薄 $0.06\text{mm}\sim 0.10\text{mm}$;

步骤17、振动光饰;

步骤18、扭弯校正,在室温下使用精锻叶片校正扳手对步骤18中的终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸进行校正,使终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸达到所需工艺要求;

步骤19、酸腐蚀终锻件的表面;

步骤20、热处理,根据不同的钛合金材料对终锻件进行一次或多次热处理,当进行多次热处理时,步骤18和步骤19设置在多次热处理之间进行;

步骤21、振动光饰;

步骤22、化铣,将步骤21中的终锻件进行化铣,使终锻件的型面厚度尺寸满足最终成品叶片的厚度要求;

步骤23、终检,按照终检要求,检测叶片的金相及力学性能,并逐一对叶片的表面质量、叶型形状、型面尺寸和缘板内侧面进行检查,挑选出符合成品叶片图纸要求的锻件,完成锻造加工。

2. 根据权利要求1所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤2、所述步骤6、所述步骤10和所述步骤14中的表面清理方法为钢砂抛丸、吹砂、振动光饰、酸腐蚀中的一种或多种。

3. 根据权利要求1所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤3和所述步骤11中,喷涂玻璃润滑剂的工艺为:将棒料或预锻件放入加热箱中,加热温度为 $100^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$,加热时间 $30\sim 90\text{min}$,然后从加热箱中取出棒料或预锻件,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在棒料或预锻件表面,喷枪距棒料或预锻件 $25\text{cm}\sim 40\text{cm}$,涂层厚度控制在 $0.06\text{mm}\sim 0.08\text{mm}$,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的棒料或预锻件。

4. 根据权利要求1所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤7中,浸涂玻璃润滑剂的工艺为:将挤压件放入加热箱中,加热温度为 $100^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$,加热时间 $30\sim 90\text{min}$,然后从加热箱中取出挤压件,使用工具钳夹持挤压件放入配制好的玻璃润滑剂溶液中,匀速转动,使玻璃润滑剂涂料均匀覆盖在挤压件表面,涂层厚度 $0.06\text{mm}\sim 0.08\text{mm}$,检查挤压件表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,浸涂后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的挤压件。

5. 根据权利要求1所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤4、所述步骤8、所述步骤13中的保温时间 t 按以下公式计算: $t=0.4\sim 0.5\text{min}/\text{mm}\times H+1\sim 2\text{min}$,其中, H 为工件沿热传导方向的最大厚度,单位为 mm 。

6. 根据权利要求1所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤5中的挤压比在11以内。

7. 根据权利要求1所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤5、所述步骤9和所述步骤13中,棒料从炉膛中取出放入挤压阴模内的转移时间、挤压件从炉膛中取出放入预锻模下模内的转移时间、预锻件从炉膛中取出放入终锻模具下模内的转移时间均不得超过7秒。

8. 根据权利要求5所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤5和所述步骤6之间还包括以下步骤:将所述步骤5中的挤压件装炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温时间计算公式与所述步骤4中的保温时间的计算公式相同,按照镦头工艺的尺寸要求将镦头模具调试到位,将挤压件迅速从炉膛中取出放入镦头阴模内,转移时间不得超过7秒,并迅速进行打击获得镦头件,待镦头件冷却后按工艺要求测量其头部高度,检查表面质量,得到符合镦头设计要求的镦头件。

9. 根据权利要求1所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤18,扭弯校正过程中使用电感量仪实时测量。

10. 根据权利要求1所述的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于:所述步骤22中,化铣前,先利用电感量仪及厚度分组测具对终锻件的型面厚度进行快速检查,以型面厚度相差 $0.02\text{mm}\sim 0.05\text{mm}$ 作为分组依据对终锻件进行厚度分组,再将分组后的终锻件分别放入不同腐蚀速率的化铣槽液中进行化铣,使终锻件型面厚度尺寸满足最终成

品叶片的厚度要求。

一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺

技术领域

[0001] 本发明涉及叶片的锻造加工领域,具体为一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺。

背景技术

[0002] 钛合金材料具有优良的综合性能,其密度小、比强度高以及具有较好的韧性和焊接性等一系列优点。钛的密度为 $4.51\text{g}/\text{cm}^3$,介于铝($2.7\text{g}/\text{cm}^3$)和铁($7.6\text{g}/\text{cm}^3$)之间。钛的比强度高于铝合金和钢,韧性也与钢铁相当,已被广泛应用于航空航天、石油化工及舰船工业等领域。钛合金在航空发动机中主要用于制造风扇和压气机盘、叶片、机匣等零件,以及各种类型的紧固件,其使用量在航空航天工业中超过70%,用钛合金代替结构钢,可以实现减轻零件重量约30%。压气机叶片作为航空发动机的关键零件之一,其结构复杂、精度高、加工工艺复杂、数量多,一般来说,叶片的加工工作量占整台发动机加工工作量的30%~40%。压气机叶片必须具有优良的冶金性能、精确的尺寸、优秀的表面完整性,因此压气机叶片制造技术属于制造业中及其复杂的技术之一。

[0003] 目前,钛合金航空发动机叶片的制造大多采用普通模锻工艺,锻造后的叶片锻件留有机加余量,需通过机加工去除后得到成品叶片。对于叶片锻件的叶身型面来说,由于型面复杂,通过机加去除余量不仅叶型容易变形,而且手工抛光型面也无法满足叶片设计公差要求,产品合格率和一致性较差,且机械加工型面会破坏金属流线的连续性和成品叶片的表面完整性,进而降低成品叶片的力学性能。

发明内容

[0004] 针对现有钛合金航空发动机叶片锻造工艺为普通模锻工艺,需要通过机加工去除叶身型面上的机加余量,产品合格率和一致性较差,还会破坏金属流线的连续性和成品叶片的表面完整性,降低成品叶片的力学性能的技术问题,本发明提供了一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其能够实现钛合金航空发动机叶片的精密锻造成型,使叶片锻件的叶型尺寸直接达到成品尺寸,无需再机械加工,产品合格率高、一致性好,还能保留金属流线的连续性,提高力学性能,表面完整性和金相组织满足设计要求。

[0005] 其技术方案是这样的:一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其特征在于,其包括以下步骤:

步骤1、下料,钛合金棒料直径规格根据所需零件尺寸要求下料,棒料直径公差控制在 $\pm 0.1\text{mm}$ 以内,棒料重量控制在 $\pm 2\text{g}$ 以内;

步骤2、表面清理,去除棒料表面的污物及表面缺陷,提高表面粗糙度;

步骤3、喷涂玻璃润滑剂,采用喷涂工艺将步骤2中的棒料表面喷涂玻璃润滑剂;

步骤4、棒料加热,将步骤3中的棒料装炉加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^\circ\text{C}\sim 50^\circ\text{C}$,保温至棒料受热均匀;

步骤5、挤压,将步骤4中的棒料快速从炉膛中取出放入挤压阴模并迅速打击获得挤压

件,待挤压件冷却后测量其杆部尺寸和头部高度,检查表面质量无缺陷;

步骤6、表面清理,清除干净挤压件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮,提高表面粗糙度;

步骤7、浸涂玻璃润滑剂,采用浸涂工艺将步骤6中的挤压件表面涂覆玻璃润滑剂;

步骤8、预锻加热,将步骤7中的挤压件装炉加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温至挤压件受热均匀;

步骤9、预锻,将步骤8中的挤压件快速从炉膛中取出放入预锻模具下模并迅速打击获得预锻件,预锻时叶根变形量为 $10\%\sim 20\%$,叶身变形量为 $40\%\sim 70\%$,待预锻件冷却后测量其叶身相应位置截面的厚度尺寸,检查表面质量无缺陷;

步骤10、表面清理,清除干净预锻件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮,提高表面粗糙度;

步骤11、喷涂玻璃润滑剂,采用喷涂工艺将步骤10中的预锻件表面喷涂玻璃润滑剂;

步骤12、终锻加热,将步骤11中的预锻件装炉加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温至预锻件受热均匀;

步骤13、终锻,将步骤12中的预锻件快速从炉膛中取出放入终锻模具下模内并迅速打击获得终锻件,终锻时叶根变形量为 $10\%\sim 30\%$,叶身变形量为 $30\%\sim 50\%$,待终锻件冷却后,测量其叶身型面及缘板尺寸参数,其中叶身型面厚度单边留出 $0.15\text{mm}\sim 0.2\text{mm}$ 的化铣量,检查表面质量无缺陷;

步骤14、表面清理,清除干净终锻件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮;

步骤15、切边,切边后终锻件叶身进排气边位置距成品叶片的余量为 $2\text{mm}\sim 3\text{mm}$;

步骤16、预化铣,将步骤15中的终锻件进行预化铣,将终锻件的型面单面厚度减薄 $0.06\text{mm}\sim 0.10\text{mm}$;

步骤17、振动光饰;

步骤18、扭弯校正,在室温下使用精锻叶片校正扳手对步骤18中的终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸进行校正,使终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸达到所需工艺要求;

步骤19、酸腐蚀终锻件的表面;

步骤20、热处理,根据不同的钛合金材料对终锻件进行一次或多次热处理,当进行多次热处理时,步骤18和步骤19设置在多次热处理之间进行;

步骤21、振动光饰;

步骤22、化铣,将步骤21中的终锻件进行化铣,使终锻件的型面厚度尺寸满足最终成品叶片的厚度要求;

步骤23、终检,按照终检要求,检测叶片的金相及力学性能,并逐一对叶片的表面质量、叶型形状、型面尺寸和缘板内侧面进行检查,挑选出符合成品叶片图纸要求的锻件,完成锻造加工。

[0006] 其进一步特征在于:

所述步骤2、所述步骤6、所述步骤10和所述步骤14中的表面清理方法为钢砂抛丸、吹砂、振动光饰、酸腐蚀中的一种或多种。

[0007] 所述步骤3和所述步骤11中,喷涂玻璃润滑剂的工艺为:将棒料或预锻件放入加热箱中,加热温度为 $100^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$,加热时间 $30\sim 90\text{min}$,然后从加热箱中取出棒料或预锻件,将

配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在棒料或预锻件表面,喷枪距棒料或预锻件25cm~40cm,涂层厚度控制在0.06mm~0.08mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的棒料或预锻件。

[0008] 所述步骤7中,浸涂玻璃润滑剂的工艺为:将挤压件放入加热箱中,加热温度为100℃~200℃,加热时间30~90min,然后从加热箱中取出挤压件,使用工具钳夹持挤压件放入配制好的玻璃润滑剂溶液中,匀速转动,使玻璃润滑剂涂料均匀覆盖在挤压件表面,涂层厚度0.06mm~0.08mm,检查挤压件表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,浸涂后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的挤压件。

[0009] 所述步骤4、所述步骤8、所述步骤13中的保温时间 t 按以下公式计算: $t = 0.4 \sim 0.5 \text{min/mm} \times H + 1 \sim 2 \text{min}$,其中, H 为工件沿热传导方向的最大厚度,单位为mm。

[0010] 所述步骤5中的挤压比在11以内。

[0011] 所述步骤5、所述步骤9和所述步骤13中,棒料从炉膛中取出放入挤压阴模内的转移时间、挤压件从炉膛中取出放入预锻模下模内的转移时间、预锻件从炉膛中取出放入终锻模具下模内的转移时间均不得超过7秒。

[0012] 所述步骤5和所述步骤6之间还包括以下步骤:将所述步骤5中的挤压件装炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下30℃~50℃,保温时间计算公式与所述步骤4中的保温时间的计算公式相同,按照镦头工艺的尺寸要求将镦头模具调试到位,将挤压件迅速从炉膛中取出放入镦头阴模内,转移时间不得超过7秒,并迅速进行打击获得镦头件,待镦头件冷却后按工艺要求测量其头部高度,检查表面质量,得到符合镦头设计要求的镦头件。

[0013] 所述步骤18,扭弯校正过程中使用电感量仪实时测量。

[0014] 所述步骤22中,化铣前,先利用电感量仪及厚度分组测具对终锻件的型面厚度进行快速检查,以型面厚度相差0.02mm~0.05mm作为分组依据对终锻件进行厚度分组,再将分组后的终锻件分别放入不同腐蚀速率的化铣槽液中进行化铣,使终锻件型面厚度尺寸满足最终成品叶片的厚度要求。

[0015] 本发明的有益效果是:

1、本发明的钛合金航空压气机叶片的锻造工艺,区别于现有普通模锻工艺,通过对挤压、预锻和终锻等主要成型工步以及终锻后的热处理、表面处理、化铣等工步的设计,实现叶片的精密锻造成型,使叶片锻件的叶型形状、叶身型面尺寸、缘板内侧面和表面质量直接达到成品叶片的图纸要求,其一,可以更好满足叶型高精度设计要求,避免传统模锻数控加工叶型变形及手工抛光型面无法满足叶片设计公差要求的困难,更好提高三维设计的高性能压气机叶片的工艺质量,提高产品合格率和一致性;其二:具有更高的材料利用率及更低的成本,仅原材料方面的成本能够降低约30%;更少的加工余量,更高的加工效率,叶片型面和缘板内侧面能够通过精密锻造达到零件设计图纸要求的尺寸精度和表面粗糙度,不需要再进行机械加工,不仅避免了难加工材料、薄型面叶片机械加工的困难,也能更完整地保持金属流线的连续;其三,精锻叶片具有型面表面完整性好和更好的抗疲劳性,更高的强度和承载能力,叶片振动频率偏差小,一致性好,提高了叶片的疲劳寿命,能够提供满足航空发动机对叶片性能和强度提出的高要求;

2、本发明通过严格控制预锻和精锻中叶根、叶身变形量,能够得到具有细小、均匀晶粒的优质锻件,金相组织满足设计要求,提高锻件成品的合格率;

3、本发明在整个工艺过程中通过三次涂覆玻璃润滑剂,不仅极大的减小了锻坯成型时的摩擦力,还可以起到防止锻坯氧化,减少加热过程中表面合金元素的贫化,且具有一定的保温作用,降低模具对锻件的激冷作用,有效提高了锻件质量;

4、本发明所制得的钛合金精锻叶片,经检测叶片锻件表面质量,外形完整,无裂纹、无折叠及拉伤痕等表面缺陷;经低倍组织检验,金属流线连续,未发现明显的穿流和严重涡流;经高倍组织检验,组织均匀,符合规范图谱要求;力学性能达满足使用要求。

附图说明

[0016] 图1为本发明的实施例1生产的锻件的低倍组织、流线分布形貌图;

图2为本发明的实施例1生产的锻件的高倍组织形貌图;

图3为本发明的实施例2生产的锻件的低倍组织、流线分布形貌图;

图4为本发明的实施例2生产的锻件的高倍组织形貌图;

图5为本发明的实施例3生产的锻件的低倍组织、流线分布形貌图;

图6为本发明的实施例3生产的锻件的高倍组织形貌图;

图7为本发明的实施例4生产的锻件的低倍组织、流线分布形貌图;

图8为本发明的实施例4生产的锻件的高倍组织形貌图。

具体实施方式

[0017] 本发明的一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其包括以下步骤:

步骤1、下料,使用数控车床设备和优质刀具,选用优质的、经检验合格的钛合金圆棒料,棒料直径规格根据所需零件尺寸要求下料,其直径公差控制在 $\pm 0.1\text{mm}$ 以内,下料件重量控制在 $\pm 2\text{g}$ 以内,下料件使用重量进行控制;

步骤2、表面清理,使用钢砂抛丸、吹砂、振动光饰、酸腐蚀中的一种或多种,对下好的棒料进行表面清理使其表面清洁,去除在下料工序残留的切削冷却液及表面缺陷,为后道喷涂工序做表面准备;

步骤3、喷涂玻璃润滑剂,将步骤2中的棒料放入加热箱中,加热温度为 $100^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$,加热时间 $30\text{min}\sim 90\text{min}$,然后从加热箱中取出棒料,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在棒料表面,喷枪距棒料 $25\text{cm}\sim 40\text{cm}$,涂层厚度控制在 $0.06\text{mm}\sim 0.08\text{mm}$,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的棒料;

步骤4、棒料加热,将步骤3中的棒料装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温至棒料受热均匀,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤5、挤压,使用液压机设备,挤压比在11以内,按照挤压工艺的尺寸要求调试挤压模具的错移和模具闭合高度,挤压模具调试到位后,用钳子将步骤4中的棒料快速从转炉中取出放入已装在液压机上的挤压阴模内,转移时间不得超过7秒,快速按下液压机按钮进行打击,待顶料机构将挤压件顶出后,冷却后测量挤压件的杆部尺寸和头部高度,检查表面质量,得到符合挤压设计要求的挤压件;

步骤6、表面清理,使用钢砂抛丸、吹砂、振动光饰、酸腐蚀中的一种或多种,清除干净挤

压件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮,提高表面粗糙度,为浸涂做表面准备;

步骤7、浸涂玻璃润滑剂,将步骤6中的挤压件放入加热箱中,加热温度为 $100^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$,加热时间 $30\text{min}\sim 90\text{min}$,然后从加热箱中取出挤压件,使用工具钳夹持挤压件放入配制好的玻璃润滑剂溶液中,匀速转动,使玻璃润滑剂涂料均匀覆盖在挤压件表面,涂层厚度 $0.06\text{mm}\sim 0.08\text{mm}$,检查挤压件表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,浸涂后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的挤压件;

步骤8、预锻加热,将步骤7中的挤压件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温至挤压件受热均匀;

步骤9、预锻,使用电动螺旋压力机设备,按照预锻工艺的尺寸要求调试预锻模具的错移和模具闭合高度,预锻模具调试到位后,将步骤8中的挤压件快速从转炉中取出,放在已装在电动螺旋压力机上的预锻模具下模内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得预锻件,预锻时叶根变形量为 $10\%\sim 20\%$,叶身变形量为 $40\%\sim 70\%$,待顶料机构将预锻件顶出后,冷却后测量叶身相应位置截面的厚度尺寸,检查表面质量,得到符合预锻设计要求的预锻件;

步骤10、表面清理,使用钢砂抛丸、吹砂、振动光饰、酸腐蚀中的一种或多种,清除干净预锻件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮,提高表面粗糙度,为喷涂做表面准备;

步骤11、喷涂玻璃润滑剂,将步骤10中的预锻件放入加热箱中,加热温度为 $100^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$,加热时间 $30\text{min}\sim 90\text{min}$,然后从加热箱中取出预锻件,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在预锻件表面,喷枪距预锻件 $25\text{cm}\sim 40\text{cm}$,涂层厚度控制在 $0.06\text{mm}\sim 0.08\text{mm}$,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的预锻件;

步骤12、终锻加热,将步骤11中的预锻件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温至预锻件受热均匀;

步骤13、终锻,使用电动螺旋压力机设备,按照终锻工艺的尺寸要求调试终锻模具的错移和模具闭合高度,终锻模具调试到位后,将步骤12中的预锻件快速从转炉中取出,放入已装在电动螺旋压力机上的终锻模下模定位凸台内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得终锻件,终锻时叶根变形量为 $10\%\sim 30\%$,叶身变形量为 $30\%\sim 50\%$,待顶料机构将终锻件顶出并冷却后,使用三坐标测量机测量终锻件的叶身型面尺寸参数,包含型线厚度、轮廓、扭角、弯曲等特征值,其中叶身型面厚度单边留出 $0.15\text{mm}\sim 0.2\text{mm}$ 的化铣量,检查表面质量无折叠、拉伸、裂纹、未充满等缺陷,得到符合终锻设计要求的终锻件;

步骤14、表面清理,使用钢砂抛丸、吹砂、振动光饰、酸腐蚀中的一种或多种,清除干净终锻件表面残留的玻璃润滑剂以及氧化皮;

步骤15、切边,使用满足功率要求的激光切边机,按照终锻件切边工艺要求对终锻件进行切边操作,切边后叶身进排气边位置距成品叶片的余量为 $2\text{mm}\sim 3\text{mm}$,检查得到满足要求的切边后的终锻件;

步骤16、预化铣,将步骤15中的终锻件进行预化铣,按工艺要求放入配置好的预化铣槽液中,通过对槽液腐蚀速率的控制,将终锻件的型面单面厚度减薄 $0.06\text{mm}\sim 0.10\text{mm}$,达到去除终锻件表面氧化的硬质 α 层的目的;

步骤17、振动光饰,将终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为 $2\text{h}\sim 10\text{h}$,频率设置为 $40\text{Hz}\sim$

50 Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤18、扭弯校正,在电感量仪的实时测量下,在室温下使用精锻叶片校正扳手对步骤18中的终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸进行校正,校正后100%在测具上进行测量,使终锻件的型面尺寸和缘板尺寸达到所需工艺要求;

步骤19、酸腐蚀终锻件的表面,腐蚀工艺为常规工艺;

步骤20、热处理,根据不同的钛合金材料(如Ti6Al4V、TC6、TC8、TC8M-1等)对终锻件进行一次或多次热处理,如退火、固溶、时效、一次退火、二次退火等,将终锻件放入热处理炉中,加热温度及加热时间按不同钛合金材料来进行常规适当设置;注意,当进行多次热处理时,步骤18和步骤19设置在多次热处理之间进行,这是由于多次热处理后对钛合金叶片组织进行了强化处理,叶片硬度会提高,将不利于使用工具钳对叶片尺寸的校正;

步骤21、振动光饰,将热处理后的终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为2h~10h,频率设置为40Hz~50 Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤22、化铣,为了便于控制,应先利用电感量仪及厚度分组测具对终锻件的型面厚度进行快速检查,以型面厚度相差0.02mm~0.05mm作为分组依据对终锻件进行厚度分组,再将分组后的终锻件分别放入不同腐蚀速率的化铣槽液中进行化铣,使终锻件型面厚度尺寸满足最终成品叶片的厚度要求;当锻件厚度尺寸不能达到工艺要求时,须不断重复步骤厚度分组和化铣操作,直至终锻件型面厚度尺寸满足工艺要求;

步骤23、终检,按照终检要求,检测叶片锻件的金相及力学性能,并逐一对叶片的表面质量、叶型形状、型面尺寸和缘板内侧面进行检查,挑选出符合成品叶片图纸要求的锻件,完成锻造加工。

[0018] 锻造完成后,将上述合格的叶片转入机加工,进行铣进排气边、割叶尖及铣叶根等机加工工序,以得到最终成品叶片。

[0019] 上述步骤4、步骤11、步骤19中的保温时间 t 按以下公式计算: $t=0.4\sim 0.5\text{min}/\text{mm}\times H+1\sim 2\text{min}$,其中, H 为工件沿热传导方向的最大厚度,单位为mm。

[0020] 当原材料规格比较小,挤压后的挤压件头部尺寸达不到设计要求时,可在挤压工序后再设置镦头工序,镦头工序为:将步骤5中的挤压件装炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 $30^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$,保温时间计算公式与步骤4中的保温时间的计算公式相同,按照镦头工艺的尺寸要求将镦头模具调试到位,将挤压件迅速从炉膛中取出放入镦头阴模内,转移时间不得超过7秒,并迅速进行打击获得镦头件,待镦头件冷却后按工艺要求测量其头部高度,检查表面质量,得到符合镦头设计要求的镦头件,然后对镦头件进行后续的步骤6至步骤23的加工,完成锻造加工。

[0021] 对于挤压模具、镦头模具、预锻模具和终锻模具均需要先行预热,预热温度为 $160^{\circ}\text{C}\sim 230^{\circ}\text{C}$,模具表面需要喷涂石墨润滑剂。

[0022] 本发明方法中,之所以在预锻加热前使用浸涂工艺涂覆玻璃润滑剂,是因为挤压后的工件头部形状不规则,若使用喷涂的方式,需要将工件转几个角度进行喷涂,操作麻烦,浸涂则更加方便操作,且成本更低。

[0023] 本发明在扭弯校正过程中,使用电感量仪进行实时测量,能够快速和准确的测量

出叶片的弯曲、扭角特征值和型面尺寸,极大的提高了精锻叶片的生产制造效率

下面以几个具体实施例详细描述本发明的锻造工艺。

[0024] 实施例1

一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其包括以下步骤:

步骤1、下料,钛合金材料选用Ti-6Al-4V材料,下料棒料直径 $\Phi 24.5 \pm 0.1\text{mm}$,重量 $120 \pm 2\text{g}$;

步骤2、表面清理,使用振动光饰和酸腐蚀,振动光饰时,将棒料放入振动光饰机中,光饰时间为2小时,频率设置为40Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;酸腐蚀时,将光饰后的棒料,按工艺要求放入配置好的腐蚀液中,通过化学腐蚀的原理清理棒料表面,除去表面残留污渍,提高棒料表面光整度,酸腐蚀工艺为常规工艺;

步骤3、喷涂玻璃润滑剂,将步骤2中的棒料放入加热箱中,加热温度为 100°C ,加热时间90min,然后从加热箱中取出棒料,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在棒料表面,喷枪距棒料25cm,涂层厚度控制在0.06mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的棒料;

步骤4、棒料加热,将步骤3中的棒料装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 50°C ,保温时间15 min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤5、挤压,使用液压机设备,挤压比6.0,按照挤压工艺的尺寸要求调试挤压模具的错移和模具闭合高度,挤压模具调试到位后,用钳子将步骤4中的棒料快速从转炉中取出放入已装在液压机上的挤压阴模内,转移时间不得超过7秒,快速按下液压机按钮进行打击,待顶料机构将挤压件顶出后,冷却后测量挤压件的杆部尺寸和头部高度,检查表面质量,得到符合挤压设计要求的挤压件;

步骤6、镦头加热,将步骤5中的挤压件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 50°C ,保温时间15 min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤7、镦头,使用液压机设备,按照镦头工艺的尺寸要求将镦头模具调试到位,将挤压件迅速从炉膛中取出放入镦头阴模内,转移时间不得超过7秒,并迅速进行打击获得镦头件,待镦头件冷却后按工艺要求测量其头部高度,检查表面质量,得到符合镦头设计要求的镦头件;

步骤8、表面清理,使用钢砂抛丸,GH120目的钢砂介质,时间为30min,对镦头件进行表面清理使其表面清洁,达到去除镦头件表面的氧化皮、提高镦头件表面粗糙度;

步骤9、浸涂玻璃润滑剂,将步骤8中的镦头件放入加热箱中,加热温度为 100°C ,加热时间90min,然后从加热箱中取出镦头件,使用工具钳夹持镦头件放入配制好的玻璃润滑剂溶液中,匀速转动,使玻璃润滑剂涂料均匀覆盖在镦头件表面,涂层厚度0.06mm,检查镦头件表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,浸涂后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的镦头件;

步骤10、预锻加热,将步骤9中的镦头件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 50°C ,保温时间10min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤11、预锻,使用电动螺旋压力机设备,按照预锻工艺的尺寸要求调试预锻模具的错移和模具闭合高度,预锻模具调试到位后,将步骤10中的镦头件快速从转炉中取出,放在已

装在电动螺旋压力机上的预锻模具下模内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得预锻件,预锻时叶根变形量为14%,叶身变形量为65%,待顶料机构将预锻件顶出后,冷却后测量叶身相应位置截面的厚度尺寸,检查表面质量,得到符合预锻设计要求的预锻件;

步骤12、表面清理,使用钢砂抛丸,使用GH120目的钢砂介质,时间为30min,对预锻件进行表面清理使其表面清洁,达到去除预锻件表面的氧化皮、提高其表面粗糙度;

步骤13、喷涂玻璃润滑剂,将步骤12中的预锻件放入加热箱中,加热温度为100℃,加热时间90min,然后从加热箱中取出预锻件,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在预锻件表面,喷枪距预锻件25cm,涂层厚度控制在0.06mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的预锻件;

步骤14、终锻加热,将步骤13中的预锻件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下50℃,保温时间10min;

步骤15、终锻,使用电动螺旋压力机设备,按照终锻工艺的尺寸要求调试终锻模具的错移和模具闭合高度,终锻模具调试到位后,将步骤14中的预锻件快速从转炉中取出,放入已装在电动螺旋压力机上的终锻模下模定位凸台内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得终锻件,终锻时叶根变形量为15%,叶身变形量为38%,待顶料机构将终锻件顶出并冷却后,使用三坐标测量机测量终锻件的叶身型面尺寸参数,包含型线厚度、轮廓、扭角、弯曲等特征值,其中叶身型面厚度单边留出0.15mm的化铣量,检查表面质量无折叠、拉伸、裂纹、未充满等缺陷,得到符合终锻设计要求的终锻件;

步骤16、表面清理,使用钢砂抛丸,使用GH120目的钢砂介质,时间为30min,对预锻件进行表面清理使其表面清洁,达到去除预锻件表面的氧化皮;

步骤17、切边,使用满足功率要求的激光切边机,按照终锻件切边工艺要求对终锻件进行切边操作,切边后叶身进排气边位置距成品叶片的余量为2mm,检查得到满足要求的切边后的终锻件;

步骤18、预化铣,将步骤17中的终锻件进行预化铣,按工艺要求放入配置好的预化铣槽液中,通过对槽液腐蚀速率的控制,将终锻件的型面单面厚度减薄0.06mm,达到去除终锻件表面氧化的硬质 α 层的目的;

步骤19、振动光饰,将终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为2h,频率设置为40Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤20、扭弯校正,在电感量仪的实时测量下,在室温下使用精锻叶片校正扳手对步骤19中的终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸进行校正,校正后100%在测具上进行测量,使终锻件的型面尺寸和缘板尺寸达到所需工艺要求;

步骤21、酸腐蚀终锻件的表面,腐蚀工艺为常规工艺;

步骤22、退火处理,将终锻件放入真空热处理炉中,升温,加热温度为 $700 \pm 10^\circ\text{C}$,保温时间120min,充氩气冷至60℃以下,然后空冷至室温;

步骤23、振动光饰,将热处理后的终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为2h,频率设置为40Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰

结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤24、化铣,先利用电感量仪及厚度分组测具对终锻件的型面厚度进行快速检查,以型面厚度相差0.02mm作为分组依据对终锻件进行厚度分组,再将分组后的终锻件分别放入不同腐蚀速率的化铣槽液中进行化铣,使终锻件型面厚度尺寸满足最终成品叶片的厚度要求;

步骤25、终检,使用10倍放大镜对锻件进行100%检查,检查锻件表面无裂纹、折叠、划伤、磕伤、凹坑、麻点等目视缺陷,检查锻件缘板、弯曲、扭角、轮廓、厚度等尺寸符合符合成品叶片图纸要求,完成锻造加工。

[0025] 本实施例采用上述工艺步骤成功生产出Ti-6Al-4V材料的航空发动机低压压气机四级静子叶片锻件,经100%目视检查,锻件外形完整,表面无裂纹、折叠机压伤等缺陷;从中随机抽取锻件及机械性能试棒进行金相组织以及机械性能检测,结果如下:

低倍组织、流线分布形貌见图1,表面未见裂纹、空洞、分层、偏析性亮带、金属及非金属夹杂等缺陷,金属流线连续,无穿流和严重涡流。

[0026] 高倍组织形貌见图2,其高倍组织形貌合格,晶粒均匀,无拉长、连续的 α 层,满足客户锻件规范。

[0027] 力学性能见表1,明显优于设计要求。

[0028] 本发明生产的钛合金叶片,其叶型尺寸、表面完整性、力学性能、金相组织完全满足航空发动机压气机叶片设计要求。

[0029] 实施例2

一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其包括以下步骤:

步骤1、下料,钛合金材料选用Ti-6Al-4V材料,下料棒料直径 $\Phi 24.5 \pm 0.1\text{mm}$,重量 $120 \pm 2\text{g}$;

步骤2、表面清理,使用振动光饰和酸腐蚀,振动光饰时,将棒料放入振动光饰机中,光饰时间为2小时,频率设置为50Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;酸腐蚀时,将光饰后的棒料,按工艺要求放入配置好的腐蚀液中,通过化学腐蚀的原理清理棒料表面,除去表面残留污渍,提高棒料表面光整度,酸腐蚀工艺为常规工艺;

步骤3、喷涂玻璃润滑剂,将步骤2中的棒料放入加热箱中,加热温度为 200°C ,加热时间30min,然后从加热箱中取出棒料,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在棒料表面,喷枪距棒料40cm,涂层厚度控制在0.08mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的棒料;

步骤4、棒料加热,将步骤3中的棒料装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 30°C ,保温时间25 min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤5、挤压,使用液压机设备,挤压比6.5,按照挤压工艺的尺寸要求调试挤压模具的错移和模具闭合高度,挤压模具调试到位后,用钳子将步骤4中的棒料快速从转炉中取出放入已装在液压机上的挤压阴模内,转移时间不得超过7秒,快速按下液压机按钮进行打击,待顶料机构将挤压件顶出后,冷却后测量挤压件的杆部尺寸和头部高度,检查表面质量,得到符合挤压设计要求的挤压件;

步骤6、镦头加热,将步骤5中的挤压件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度

下30℃,保温时间25 min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤7、镦头,使用液压机设备,按照镦头工艺的尺寸要求将镦头模具调试到位,将挤压件迅速从炉膛中取出放入镦头阴模内,转移时间不得超过7秒,并迅速进行打击获得镦头件,待镦头件冷却后按工艺要求测量其头部高度,检查表面质量,得到符合镦头设计要求的镦头件;

步骤8、表面清理,使用钢砂抛丸,GH120目的钢砂介质,时间为30min,对镦头件进行表面清理使其表面清洁,达到去除镦头件表面的氧化皮、提高镦头件表面粗糙度;

步骤9、浸涂玻璃润滑剂,将步骤8中的镦头件放入加热箱中,加热温度为200℃,加热时间30min,然后从加热箱中取出镦头件,使用工具钳夹持镦头件放入配制好的玻璃润滑剂溶液中,匀速转动,使玻璃润滑剂涂料均匀覆盖在镦头件表面,涂层厚度0.08mm,检查镦头件表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,浸涂后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的镦头件;

步骤10、预锻加热,将步骤9中的镦头件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下30℃,保温时间20min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤11、预锻,使用电动螺旋压力机设备,按照预锻工艺的尺寸要求调试预锻模具的错移和模具闭合高度,预锻模具调试到位后,将步骤10中的镦头件快速从转炉中取出,放在已装在电动螺旋压力机上的预锻模具下模内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得预锻件,预锻时叶根变形量为10%,叶身变形量为40%,待顶料机构将预锻件顶出后,冷却后测量叶身相应位置截面的厚度尺寸,检查表面质量,得到符合预锻设计要求的预锻件;

步骤12、表面清理,使用钢砂抛丸,使用GH120目的钢砂介质,时间为30min,对预锻件进行表面清理使其表面清洁,达到去除预锻件表面的氧化皮、提高其表面粗糙度;

步骤13、喷涂玻璃润滑剂,将步骤12中的预锻件放入加热箱中,加热温度为200℃,加热时间30min,然后从加热箱中取出预锻件,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在预锻件表面,喷枪距预锻件40cm,涂层厚度控制在0.08mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的预锻件;

步骤14、终锻加热,将步骤13中的预锻件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下30℃,保温时间20min;

步骤15、终锻,使用电动螺旋压力机设备,按照终锻工艺的尺寸要求调试终锻模具的错移和模具闭合高度,终锻模具调试到位后,将步骤14中的预锻件快速从转炉中取出,放入已装在电动螺旋压力机上的终锻模下模定位凸台内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得终锻件,终锻时叶根变形量为30%,叶身变形量为50%,待顶料机构将终锻件顶出并冷却后,使用三坐标测量机测量终锻件的叶身型面尺寸参数,包含型线厚度、轮廓、扭角、弯曲等特征值,其中叶身型面厚度单边留出0.2mm的化铣量,检查表面质量无折叠、拉伸、裂纹、未充满等缺陷,得到符合终锻设计要求的终锻件;

步骤16、表面清理,使用钢砂抛丸,使用GH120目的钢砂介质,时间为30min,对预锻件进行表面清理使其表面清洁,达到去除预锻件表面的氧化皮;

步骤17、切边,使用满足功率要求的激光切边机,按照终锻件切边工艺要求对终锻件进

行切边操作,切边后叶身进排气边位置距成品叶片的余量为3mm,检查得到满足要求的切边后的终锻件;

步骤18、预化铣,将步骤17中的终锻件进行预化铣,按工艺要求放入配置好的预化铣槽液中,通过对槽液腐蚀速率的控制,将终锻件的型面单面厚度减薄0.10mm,达到去除终锻件表面氧化的硬质 α 层的目的;

步骤19、振动光饰,将终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为6h,频率设置为50Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤20、扭弯校正,在电感量仪的实时测量下,在室温下使用精锻叶片校正扳手对步骤19中的终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸进行校正,校正后100%在测具上进行测量,使终锻件的型面尺寸和缘板尺寸达到所需工艺要求;

步骤21、酸腐蚀终锻件的表面,腐蚀工艺为常规工艺;

步骤22、退火处理,将终锻件放入真空热处理炉中,升温,加热温度为 $700 \pm 10^{\circ}\text{C}$,保温时间150 min,充氩气冷至 60°C 以下,然后空冷至室温;

步骤23、振动光饰,将热处理后的终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为6h,频率设置为50Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤24、化铣,先利用电感量仪及厚度分组测具对终锻件的型面厚度进行快速检查,以型面厚度相差0.05mm作为分组依据对终锻件进行厚度分组,再将分组后的终锻件分别放入不同腐蚀速率的化铣槽液中进行化铣,使终锻件型面厚度尺寸满足最终成品叶片的厚度要求;

步骤25、终检,使用10倍放大镜对锻件进行100%检查,检查锻件表面无裂纹、折叠、划伤、磕伤、凹坑、麻点等目视缺陷,检查锻件缘板、弯曲、扭角、轮廓、厚度等尺寸符合成品叶片图纸要求,完成锻造加工。

[0030] 本实施例采用上述工艺步骤成功生产出Ti-6Al-4V材料的航空发动机低压压气机四级静子叶片锻件,经100%目视检查,锻件外形完整,表面无裂纹、折叠机压伤等缺陷;从中随机抽取锻件及机械性能试棒进行金相组织以及机械性能检测,结果如下:

低倍组织、流线分布形貌见图3,表面未见裂纹、空洞、分层、偏析性亮带、金属及非金属夹杂等缺陷,金属流线连续,无穿流和严重涡流。

[0031] 高倍组织形貌见图4,其高倍组织形貌合格,晶粒均匀,无拉长、连续的 α 层,满足客户锻件规范。

[0032] 力学性能见表1,明显优于设计要求。

[0033] 本发明生产的钛合金叶片,其叶型尺寸、表面完整性、力学性能、金相组织完全满足航空发动机压气机叶片设计要求。

[0034] 表1 本发明前2个实施例制得的叶片的力学性能

力学性能	实验温度 ℃	抗拉强度 Mpa	屈服强度 Rp0.2 Mpa	延伸率 %	断面收缩率 %
实施例1	23	1040	950	16.5	51
实施例2	23	1036	958	16.0	50.0
要求	23	≥1000	≥860	≥10	≥18

实施例3

一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其包括以下步骤:

步骤1、下料,钛合金材料选用TC8M-1材料,下料棒料直径 $\Phi 18 \pm 0.1\text{mm}$,重量 $67 \pm 2\text{g}$;

步骤2、表面清理,使用振动光饰和酸腐蚀,振动光饰时,将棒料放入振动光饰机中,光饰时间为2小时,频率设置为45Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;酸腐蚀时,将光饰后的棒料,按工艺要求放入配置好的腐蚀液中,通过化学腐蚀的原理清理棒料表面,除去表面残留污渍,提高棒料表面平整度,酸腐蚀工艺为常规工艺;

步骤3、喷涂玻璃润滑剂,将步骤2中的棒料放入加热箱中,加热温度为 150°C ,加热时间60min,然后从加热箱中取出棒料,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在棒料表面,喷枪距棒料32cm,涂层厚度控制在0.07mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的棒料;

步骤4、棒料加热,将步骤3中的棒料装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 40°C ,保温时间20 min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^\circ\text{C}$;

步骤5、挤压,使用液压机设备,挤压比4.4,按照挤压工艺的尺寸要求调试挤压模具的错移和模具闭合高度,挤压模具调试到位后,用钳子将步骤4中的棒料快速从转炉中取出放入已装在液压机上的挤压阴模内,转移时间不得超过7秒,快速按下液压机按钮进行打击,待顶料机构将挤压件顶出后,冷却后测量挤压件的杆部尺寸和头部高度,检查表面质量,得到符合挤压设计要求的挤压件;

步骤6、表面清理,使用钢砂抛丸,GH120目的钢砂介质,时间为30min,对挤压件进行表面清理使其表面清洁,达到去除挤压件表面的氧化皮、提高挤压件表面粗糙度;

步骤7、浸涂玻璃润滑剂,将步骤6中的挤压件放入加热箱中,加热温度为 150°C ,加热时间60min,然后从加热箱中取出挤压件,使用工具钳夹持挤压件放入配制好的玻璃润滑剂溶液中,匀速转动,使玻璃润滑剂涂料均匀覆盖在挤压件表面,涂层厚度0.07mm,检查挤压件表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,浸涂后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的挤压件;

步骤8、预锻加热,将步骤7中的挤压件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 40°C ,保温时间15min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^\circ\text{C}$;

步骤9、预锻,使用电动螺旋压力机设备,按照预锻工艺的尺寸要求调试预锻模具的错移和模具闭合高度,预锻模具调试到位后,将步骤8中的挤压件快速从转炉中取出,放在已装在电动螺旋压力机上的预锻模具下模内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得预锻件,预锻时叶根变形量为17%,叶身变形量为63%,待顶料机构将预锻件顶出后,冷却后测量叶身相应位置截面的厚度尺寸,检查表面质量,得到符合预锻设计要求的预锻件;

步骤10、表面清理,使用钢砂抛丸,使用GH120目的钢砂介质,时间为30min,对预锻件进行表面清理使其表面清洁,达到去除预锻件表面的氧化皮、提高其表面粗糙度;

步骤11、喷涂玻璃润滑剂,将步骤10中的预锻件放入加热箱中,加热温度为150℃,加热时间60min,然后从加热箱中取出预锻件,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在预锻件表面,喷枪距预锻件32cm,涂层厚度控制在0.07mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的预锻件;

步骤12、终锻加热,将步骤11中的预锻件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下40℃,保温时间15min;

步骤13、终锻,使用电动螺旋压力机设备,按照终锻工艺的尺寸要求调试终锻模具的错移和模具闭合高度,终锻模具调试到位后,将步骤12中的预锻件快速从转炉中取出,放入已装在电动螺旋压力机上的终锻模下模定位凸台内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得终锻件,终锻时叶根变形量为16%,叶身变形量为49%,待顶料机构将终锻件顶出并冷却后,使用三坐标测量机测量终锻件的叶身型面尺寸参数,包含型线厚度、轮廓、扭角、弯曲等特征值,其中叶身型面厚度单边留出0.17mm的化铣量,检查表面质量无折叠、拉伸、裂纹、未充满等缺陷,得到符合终锻设计要求的终锻件;

步骤14、表面清理,使用钢砂抛丸,使用GH120目的钢砂介质,时间为30min,对预锻件进行表面清理使其表面清洁,达到去除预锻件表面的氧化皮;

步骤15、切边,使用满足功率要求的激光切边机,按照终锻件切边工艺要求对终锻件进行切边操作,切边后叶身进排气边位置距成品叶片的余量为2mm,检查得到满足要求的切边后的终锻件;

步骤16、预化铣,将步骤15中的终锻件进行预化铣,按工艺要求放入配置好的预化铣槽液中,通过对槽液腐蚀速率的控制,将终锻件的型面单面厚度减薄0.08mm,达到去除终锻件表面氧化的硬质 α 层的目的;

步骤17、振动光饰,将终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为2h,频率设置为45Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤18、一次退火:将上述终锻件放入真空热处理炉中,升温,加热温度为 $930 \pm 10^\circ\text{C}$,保温时间60 min,充氩气冷至60℃以下,然后空冷至室温;

步骤19、扭弯校正,在电感量仪的实时测量下,在室温下使用精锻叶片校正扳手对步骤18中的终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸进行校正,校正后100%在测具上进行测量,使终锻件的型面尺寸和缘板尺寸达到所需工艺要求;

步骤20、酸腐蚀终锻件的表面,腐蚀工艺为常规工艺;

步骤21、二次退火:将上述终锻件放入热处理炉中,升温,加热温度为 $580 \pm 10^\circ\text{C}$,保温时间60 min,充氩气冷至60℃以下,然后空冷至室温;

步骤22、振动光饰,将热处理后的终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为10h,频率设置为45Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤23、化铣,先利用电感量仪及厚度分组测具对终锻件的型面厚度进行快速检查,以

型面厚度相差0.03mm作为分组依据对终锻件进行厚度分组,再将分组后的终锻件分别放入不同腐蚀速率的化铣槽液中进行化铣,使终锻件型面厚度尺寸满足最终成品叶片的厚度要求;

步骤25、终检,使用10倍放大镜对锻件进行100%检查,检查锻件表面无裂纹、折叠、划伤、磕伤、凹坑、麻点等目视缺陷,检查锻件缘板、弯曲、扭角、轮廓、厚度等尺寸符合成品叶片图纸要求,完成锻造加工。

[0035] 本实施例采用上述工艺步骤成功生产出TC8M-1材料的航空发动机高压压气机零级转子叶片锻件,经100%目视检查,锻件外形完整,表面无裂纹、折叠机压伤等缺陷;从中随机抽取锻件及机械性能试棒进行金相组织以及机械性能检测,结果如下:

低倍组织、流线分布形貌见图5,表面未见裂纹、空洞、分层、偏析性亮带、金属及非金属夹杂、烧伤等缺陷,流线沿截面外形规则分布,无穿流和严重涡流。

[0036] 高倍组织形貌见图6,其高倍组织形貌合格,晶粒均匀,无拉长、连续的 α 层,满足客户锻件规范。

[0037] 力学性能见表2,符合力学性能要求。

[0038] 本发明生产的钛合金叶片,其叶型尺寸、表面完整性、力学性能、金相组织完全满足航空发动机压气机叶片设计要求。

[0039] 实施例4

一种基于钛合金的航空发动机叶片的锻造工艺,其包括以下步骤:

步骤1、下料,钛合金材料选用TC8M-1材料,下料棒料直径 $\Phi 18 \pm 0.1\text{mm}$,重量 $67 \pm 2\text{g}$;

步骤2、表面清理,使用振动光饰和酸腐蚀,振动光饰时,将棒料放入振动光饰机中,光饰时间为2小时,频率设置为40Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;酸腐蚀时,将光饰后的棒料,按工艺要求放入配置好的腐蚀液中,通过化学腐蚀的原理清理棒料表面,除去表面残留污渍,提高棒料表面光整度,酸腐蚀工艺为常规工艺;

步骤3、喷涂玻璃润滑剂,将步骤2中的棒料放入加热箱中,加热温度为 150°C ,加热时间60min,然后从加热箱中取出棒料,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在棒料表面,喷枪距棒料32cm,涂层厚度控制在0.07mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的棒料;

步骤4、棒料加热,将步骤3中的棒料装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下 40°C ,保温时间20 min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤5、挤压,使用液压机设备,挤压比11,按照挤压工艺的尺寸要求调试挤压模具的错移和模具闭合高度,挤压模具调试到位后,用钳子将步骤4中的棒料快速从转炉中取出放入已装在液压机上的挤压阴模内,转移时间不得超过7秒,快速按下液压机按钮进行打击,待顶料机构将挤压件顶出后,冷却后测量挤压件的杆部尺寸和头部高度,检查表面质量,得到符合挤压设计要求的挤压件;

步骤6、表面清理,使用钢砂抛丸,GH120目的钢砂介质,时间为30min,对挤压件进行表面清理使其表面清洁,达到去除挤压件表面的氧化皮、提高挤压件表面粗糙度;

步骤7、浸涂玻璃润滑剂,将步骤6中的挤压件放入加热箱中,加热温度为 150°C ,加热时间60min,然后从加热箱中取出挤压件,使用工具钳夹持挤压件放入配制好的玻璃润滑剂溶

液中,匀速转动,使玻璃润滑剂涂料均匀覆盖在挤压件表面,涂层厚度0.07mm,检查挤压件表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,浸涂后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的挤压件;

步骤8、预锻加热,将步骤7中的挤压件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下40℃,保温时间15min,转炉温度精度满足行业标准3类炉,炉膛温度均匀性要求 $\pm 10^{\circ}\text{C}$;

步骤9、预锻,使用电动螺旋压力机设备,按照预锻工艺的尺寸要求调试预锻模具的错移和模具闭合高度,预锻模具调试到位后,将步骤8中的挤压件快速从转炉中取出,放在已装在电动螺旋压力机上的预锻模具下模内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得预锻件,预锻时叶根变形量为20%,叶身变形量为70%,待顶料机构将预锻件顶出后,冷却后测量叶身相应位置截面的厚度尺寸,检查表面质量,得到符合预锻设计要求的预锻件;

步骤10、表面清理,使用钢砂抛丸,使用GH120目的钢砂介质,时间为30min,对预锻件进行表面清理使其表面清洁,达到去除预锻件表面的氧化皮、提高其表面粗糙度;

步骤11、喷涂玻璃润滑剂,将步骤10中的预锻件放入加热箱中,加热温度为150℃,加热时间60min,然后从加热箱中取出预锻件,将配制好的玻璃润滑剂溶液使用喷枪均匀地喷敷在预锻件表面,喷枪距预锻件32cm,涂层厚度控制在0.08mm,检查表面涂料颜色均匀、无金属原色外漏,喷好后室温通风处放置1小时以上,得到玻璃润滑剂厚度和表面满足要求的预锻件;

步骤12、终锻加热,将步骤11中的预锻件装入转炉进行加热,加热温度为材料 β 相变温度下40℃,保温时间15min;

步骤13、终锻,使用电动螺旋压力机设备,按照终锻工艺的尺寸要求调试终锻模具的错移和模具闭合高度,终锻模具调试到位后,将步骤12中的预锻件快速从转炉中取出,放入已装在电动螺旋压力机上的终锻模下模定位凸台内,转移时间不得超过7秒,快速按下电动螺旋压力机按钮进行打击获得终锻件,终锻时叶根变形量为10%,叶身变形量为30%,待顶料机构将终锻件顶出并冷却后,使用三坐标测量机测量终锻件的叶身型面尺寸参数,包含型线厚度、轮廓、扭角、弯曲等特征值,其中叶身型面厚度单边留出0.17mm的化铣量,检查表面质量无折叠、拉伸、裂纹、未充满等缺陷,得到符合终锻设计要求的终锻件;

步骤14、表面清理,使用钢砂抛丸,使用GH120目的钢砂介质,时间为30min,对预锻件进行表面清理使其表面清洁,达到去除预锻件表面的氧化皮;

步骤15、切边,使用满足功率要求的激光切边机,按照终锻件切边工艺要求对终锻件进行切边操作,切边后叶身进排气边位置距成品叶片的余量为2mm,检查得到满足要求的切边后的终锻件;

步骤16、预化铣,将步骤15中的终锻件进行预化铣,按工艺要求放入配置好的预化铣槽液中,通过对槽液腐蚀速率的控制,将终锻件的型面单面厚度减薄0.08mm,达到去除终锻件表面氧化的硬质 α 层的目的;

步骤17、振动光饰,将终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为2h,频率设置为45Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤18、一次退火:将上述终锻件放入真空热处理炉中,升温,加热温度为 $930 \pm 10^{\circ}\text{C}$,

保温时间70 min,充氩气冷至60℃以下,然后空冷至室温;步骤19、扭弯校正,在电感量仪的实时测量下,在室温下使用精锻叶片校正扳手对步骤18中的终锻件的叶型弯曲、扭角和缘板尺寸进行校正,校正后100%在测具上进行测量,使终锻件的型面尺寸和缘板尺寸达到所需工艺要求;

步骤20、酸腐蚀终锻件的表面,腐蚀工艺为常规工艺;

步骤21、二次退火:将上述终锻件放入热处理炉中,升温,加热温度为 $580 \pm 10^\circ\text{C}$,保温时间70 min,充氩气冷至60℃以下,然后空冷至室温;

步骤22、振动光饰,将热处理后的终锻件放入振动光饰机中,光饰时间为2h,频率设置为45Hz,磨料介质高度不低于光饰机容器边缘以下10cm,光饰磨料介质选择陶瓷介质,光饰结束后使用水清洗零件,去除残余在零件表面的光饰液;

步骤23、化铣,先利用电感量仪及厚度分组测具对终锻件的型面厚度进行快速检查,以型面厚度相差0.03mm作为分组依据对终锻件进行厚度分组,再将分组后的终锻件分别放入不同腐蚀速率的化铣槽液中进行化铣,使终锻件型面厚度尺寸满足最终成品叶片的厚度要求;

步骤25、终检,使用10倍放大镜对锻件进行100%检查,检查锻件表面无裂纹、折叠、划伤、磕伤、凹坑、麻点等目视缺陷,检查锻件缘板、弯曲、扭角、轮廓、厚度等尺寸符合符合成品叶片图纸要求,完成锻造加工。

[0040] 本实施例采用上述工艺步骤成功生产出TC8M-1材料的航空发动机高压压气机零级转子叶片锻件,经100%目视检查,锻件外形完整,表面无裂纹、折叠机压伤等缺陷;从中随机抽取锻件及机械性能试棒进行金相组织以及机械性能检测,结果如下:

低倍组织、流线分布形貌见图7,表面未见裂纹、空洞、分层、偏析性亮带、金属及非金属夹杂、烧伤等缺陷,流线沿截面外形规则分布,无穿流和严重涡流。

[0041] 高倍组织形貌见图8,其高倍组织形貌合格,晶粒均匀,无拉长、连续的 α 层,满足客户锻件规范。

[0042] 力学性能见表2,符合力学性能要求。

[0043] 本发明生产的钛合金叶片,其叶型尺寸、表面完整性、力学性能、金相组织完全满足航空发动机压气机叶片设计要求。

[0044] 表2 本发明后2个实施例制得的叶片的力学性能

力学性能	实验温度 ℃	抗拉强度 Mpa	冲击韧性 J/cm ²	断后伸长率 %	断面收缩率 %
实施例3	23	1088	44	16.5	57
实施例4	23	1111	48	17.5	53
要求	23	980~1180	≥24	≥11	≥28

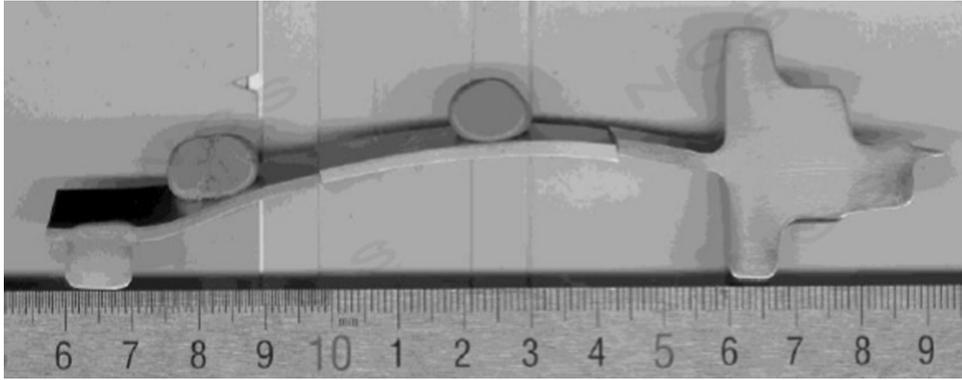


图1

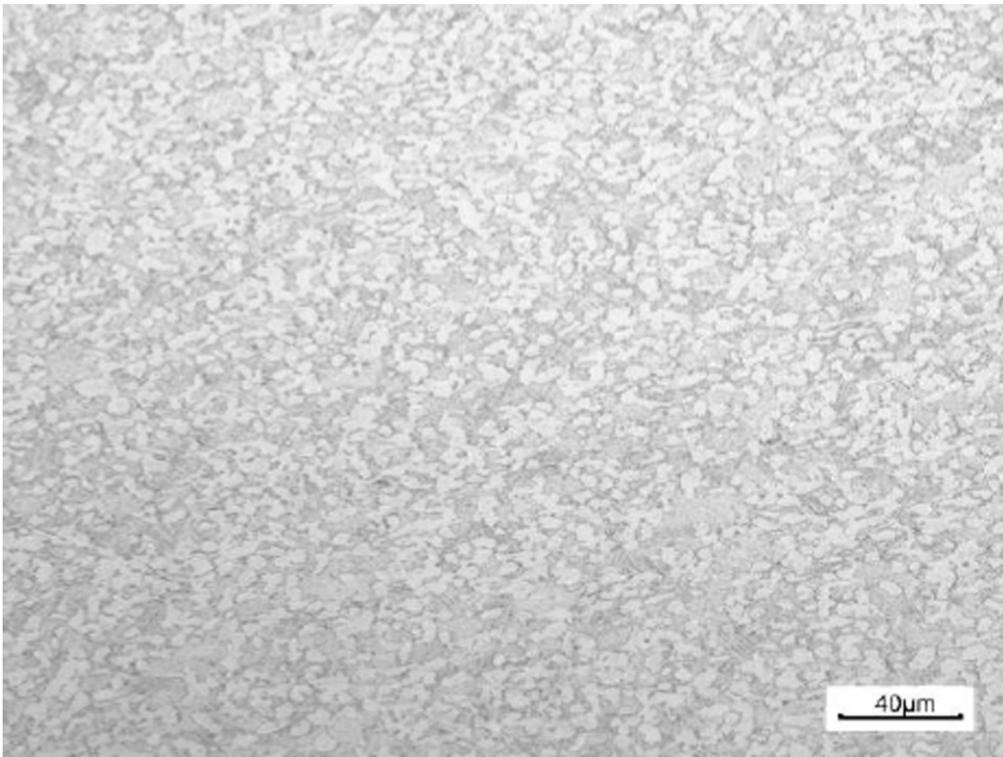


图2



图3

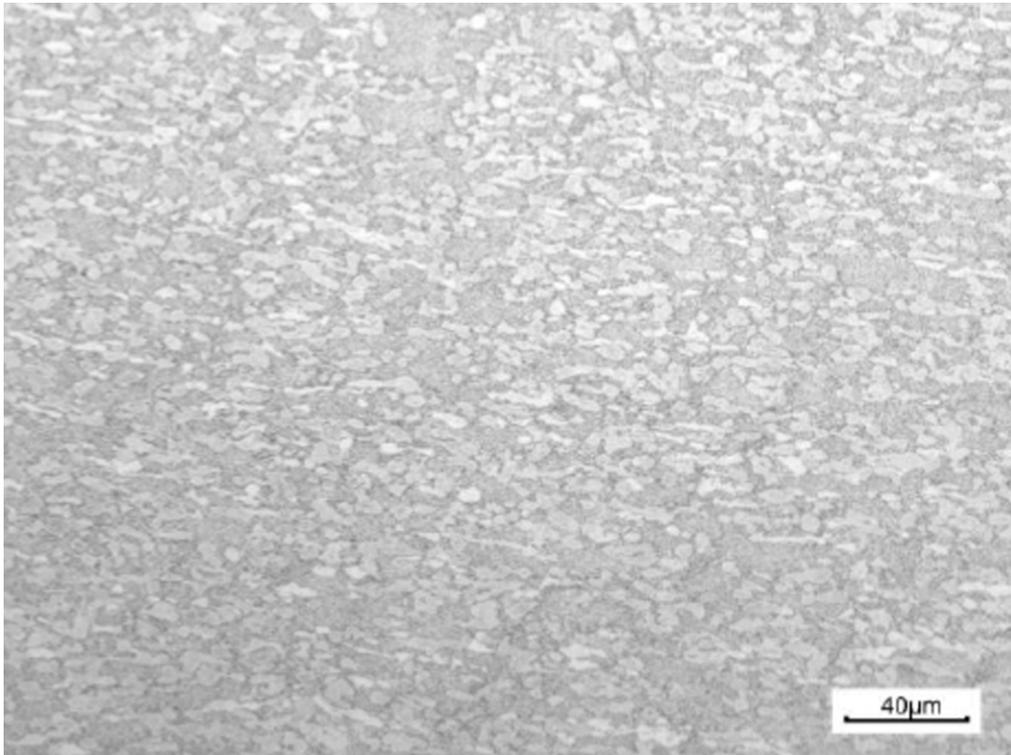


图4

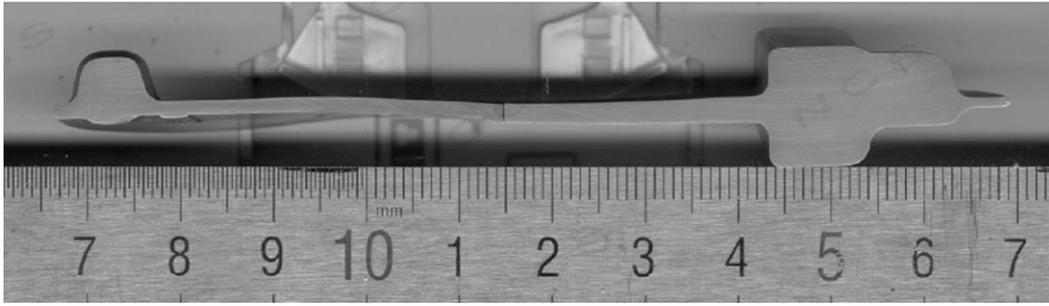


图5

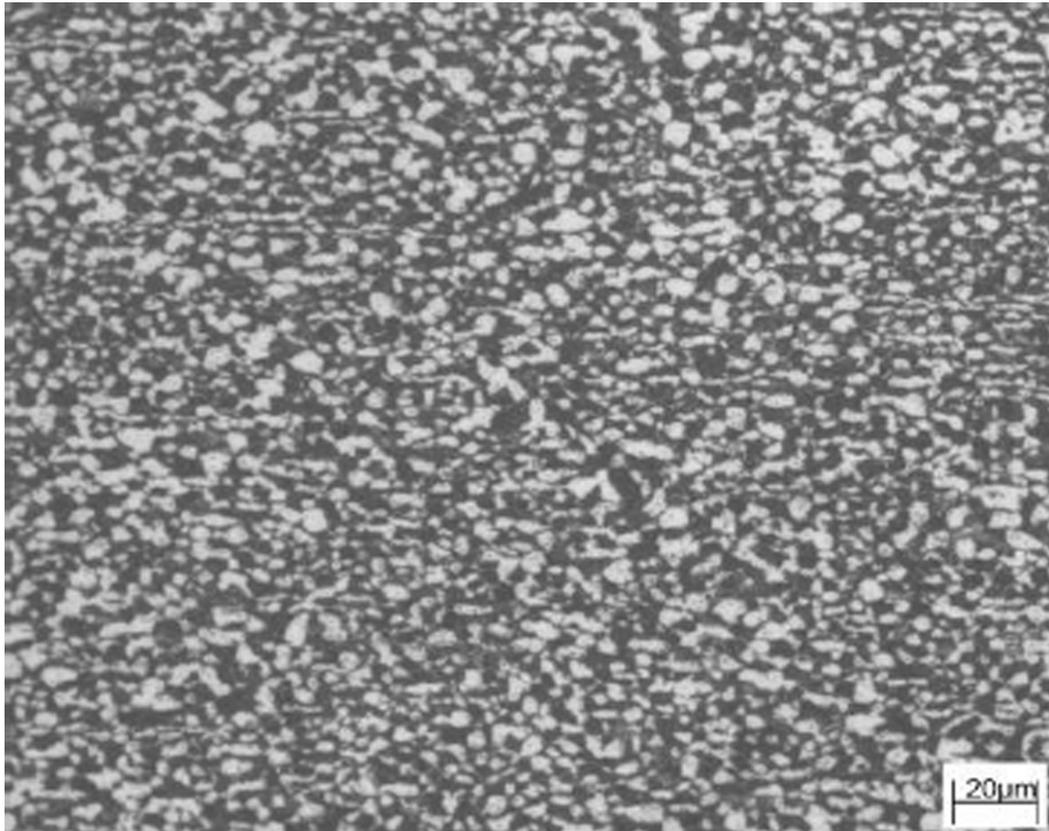


图6

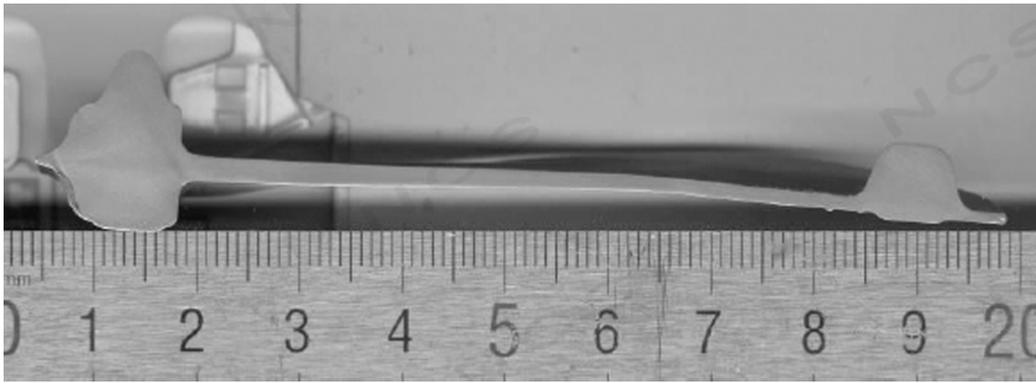


图7

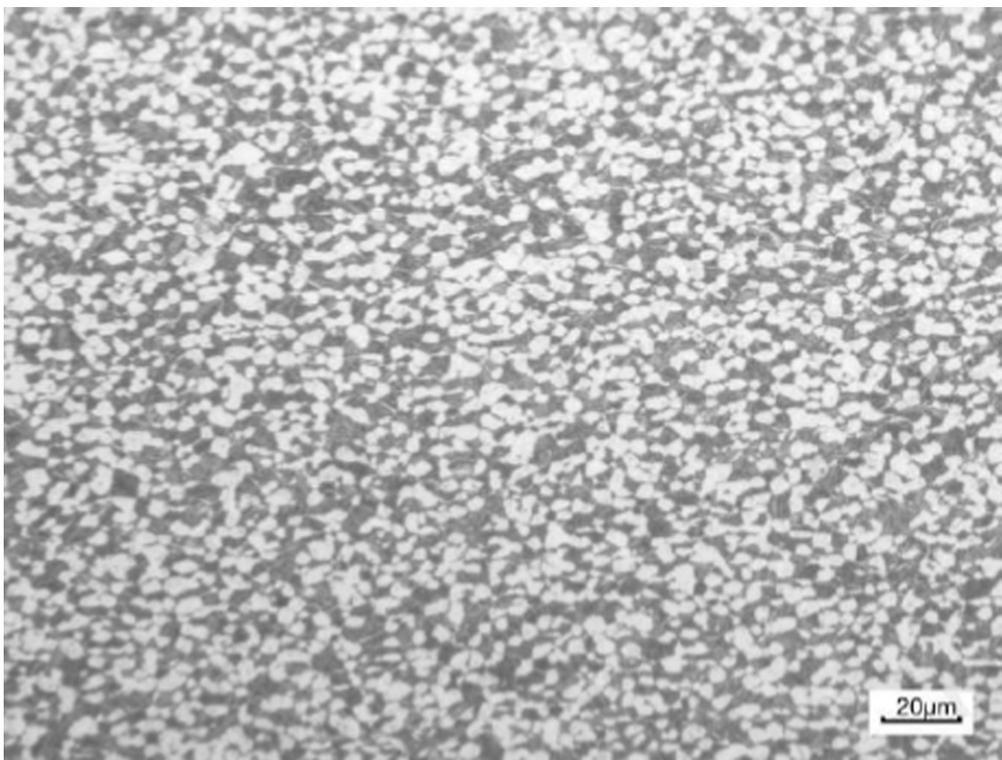


图8