



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118166300 A

(43) 申请公布日 2024.06.11

(21) 申请号 202211583569.6

C22C 14/00 (2006.01)

(22) 申请日 2022.12.09

C22F 3/00 (2006.01)

(71) 申请人 中国航发商用航空发动机有限责任公司

地址 200241 上海市闵行区莲花南路3998号

申请人 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司

(72) 发明人 杨超 芦晨 李继保 张旭
佟春雷

(74) 专利代理机构 上海专利商标事务所有限公司 31100

专利代理师 喻学兵

(51) Int. Cl.

C22F 1/18 (2006.01)

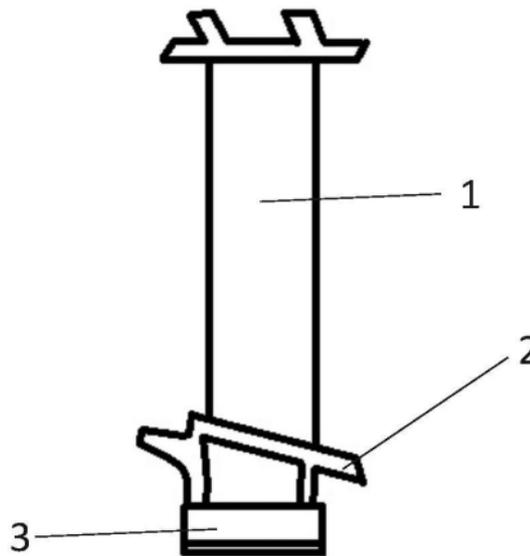
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种TiAl合金复合强化方法

(57) 摘要

一种TiAl合金复合强化方法包括以下步骤：首先，对待加工的TiAl合金制件表面施加冲击载荷，在 $100\ \mu\text{m}$ - $200\ \mu\text{m}$ 的深度范围内形成平均 700MPa - 950MPa 的残余压应力；接下来，将待加工的工件放入振动光饰机进行振动光饰加工至表面粗糙度 $\leq\text{Ra}0.2$ 。通过上述方法，能够在不造成TiAl合金制件表面开裂的情况下引入残余压应力，同时改善表面粗糙度，有效提高TiAl合金制件的强度、疲劳寿命以及各力学性能的一致性。



1. 一种TiAl合金复合强化方法,其特征在于,包括以下步骤:
对待加工的TiAl合金制件表面施加冲击载荷,在100 μ m-200 μ m的深度范围内形成平均700MPa-950MPa的残余压应力;
对所述待加工的工件进行振动光饰加工至表面粗糙度 \leq Ra0.2。
2. 根据权利要求1所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,所述振动光饰加工的转速为1200rpm-1500rpm。
3. 根据权利要求1或2所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,所述振动光饰加工时间为2h-6h。
4. 根据权利要求1或2所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,振动光饰加工采用RCP06/10ZS作为研磨材料。
5. 根据权利要求4所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,振动光饰加工还采用RSP508研磨膏。
6. 根据权利要求1或2所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,所述施加冲击载荷的方法包括陶瓷喷丸加工。
7. 根据权利要求6所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,所述陶瓷喷丸加工采用氧化锆陶瓷喷丸。
8. 根据权利要求6所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,所述陶瓷喷丸加工的喷丸强度弧高值为0.25N-0.4N,覆盖率为100%-200%。
9. 根据权利要求1或2所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,所述施加冲击载荷的方法包括激光冲击加工。
10. 根据权利要求9所述的TiAl合金复合强化方法,其特征在于,所述激光冲击加工的激光脉冲能量为6J-16J,光斑有效直径3mm-6mm,搭接率为10%-35%。

一种TiAl合金复合强化方法

技术领域

[0001] 本发明属于金属加工领域,具体涉及一种TiAl合金复合强化方法。

背景技术

[0002] TiAl合金以Ti、Al金属间化合物为主要成分,在高温下具有较高的比强度和比模量,其密度仅为镍基高温合金的一半,因此在航空发动机领域有着良好的应用前景。TiAl合金本身脆性高,因此制造低压涡轮叶片毛坯通常采用带余量精密铸造工艺、叶身无余量精密铸造工艺、模锻工艺、增材制造工艺或热等静压近净成形工艺等,但各工艺路线都不可避免地需要进行一定程度的机械加工才能最终达到设计要求,而对于TiAl合金这样的脆性材料而言,机械加工后的表面状态对零件长期高温服役条件下的耐久寿命及力学性能产生很大的影响,经过机械加工的表面位置在长期高温服役时容易萌生裂纹导致零件的强度与寿命损失。而TiAl合金的表面处理面临两个主要困难:一方面,TiAl合金属于脆性材料,常规表面强化处理加工方式容易导致合金制件表面萌生裂纹,降低疲劳寿命;另一方面,表面加工工艺同时也会导致金属表面粗糙度提高,粗糙的表面容易萌生裂纹。这些不规则的裂纹萌生容易导致同一规格的零件失效行为存在较大差异,不利于零件设计优化和可靠性预测。因此,提供一种能够提高TiAl合金制件力学性能一致性的复合加工方法具有较高的实用价值。

发明内容

[0003] 本发明的目的在于提供一种TiAl合金复合强化方法,能够提高TiAl合金制件力学性能的一致性。

[0004] 根据本发明的实施例,提供一种TiAl合金复合强化方法,包括以下步骤:首先,对待加工的TiAl合金制件表面施加冲击载荷,在 $100\mu\text{m}$ - $200\mu\text{m}$ 的深度范围内形成 700MPa - 950MPa 的残余压应力;接下来,对所述待加工的工件进行振动光饰加工至表面粗糙度 $\leq \text{Ra}0.2$ 。

[0005] 由于TiAl合金的脆性高,通常难以通过在其表面引入残余应力的方式

[0006] 进行表面处理。发明人经过大量研究实践后认识到,在对残余应力的大小及深度范围进行严格控制的情况下,避免TiAl合金表面因变形程度过大或

[0007] 不同深度的合金组织应变无法协调造成开裂,能够在TiAl合金表面形成残余应力层达到提高TiAl合金制件疲劳寿命与力学性能的效果。而TiAl合金经过表面加工粗糙度提高,容易诱发裂纹萌生,常规表面抛光与打磨工

[0008] 艺又会导致TiAl合金表面的残余应力层显著损失。采用振动光饰加工将表面粗糙度降低至 $\text{Ra}0.2$ 以下时仅在TiAl合金制件表面减少厚度不超过 $10\mu\text{m}$ 的材料,能够在降低TiAl合金制件表面粗糙度的同时维持表面的残余应力分布,同时避免造成TiAl合金表面的腐蚀与污染。上述处理消除了TiAl合金制件表面由机械加工带来的组织不均匀性,降低了局部过早萌生裂纹的风险,有效提高了TiAl合金制件力学性能的一致性。

- [0009] 5进一步地,所述振动光饰加工的转速为1200rpm-1500rpm。TiAl合金
- [0010] 制件表面硬度较高,振动光饰加工转速过低时无法达到降低表面粗糙度的效果,而转速过高时则会导致残余应力层发生一定程度的损失。根据发明人的实践,在1200rpm-1500rpm的转速之间能够在降低表面粗糙度的同时维持表面残余应力的分布。
- [0011] 0进一步地,所述振动光饰加工时间为2h-6h。振动光饰加工时间小于2h时表面粗糙度降低效果不明显,加工时间超过6h后随时间延长表面粗糙度的变化幅度已经十分微弱。
- [0012] 进一步地,振动光饰加工采用RCP06/10ZS作为研磨材料。RCP06/10ZS
- [0013] 为塑料材质磨料,能够有效避免陶瓷磨料或金属磨料造成的TiAl合金表面5污染。
- [0014] 进一步地,振动光饰加工还采用RSP508研磨膏。利用RSP508研磨膏辅助振动光饰以获得更好地降低表面粗糙度的效果。
- [0015] 进一步地,所述施加冲击载荷的方法包括陶瓷喷丸加工。在常用喷丸加工工艺中,玻璃喷丸会导致表面破损和毛刺,而钢质喷丸会引入Fe元素污染。
- [0016] 进一步地,陶瓷喷丸加工采用氧化锆陶瓷喷丸。
- [0017] 进一步地,所述陶瓷喷丸加工的喷丸强度弧高值为0.25N-0.4N,覆盖率为100%-200%。喷丸加工的强度需要进行精确控制,在引入表面残余压应力的同时避免TiAl合金制件表面开裂。
- [0018] 进一步地,所述施加冲击载荷的方法包括激光冲击加工。激光冲击设备操作简单,可以灵活地调整加工参数,无需频繁更换喷丸、磨料等耗材。
- [0019] 进一步地,所述激光冲击加工的激光脉冲能量为6J-16J,光斑有效直径3mm-6mm,搭接率为15%-35%。激光冲击加工的参数需要进行精确控制,避免TiAl合金表面烧蚀或开裂。

附图说明

- [0020] 图1为一实施例中待加工的TiAl合金涡轮叶片结构示意图;
- [0021] 图2为一实施例中不同加工转速下工件表面粗糙度示意图;
- [0022] 图3为一实施例中不同加工时间下工件表面粗糙度示意图。
- [0023] 上述附图的目的在于对本发明作出详细描述以便本领域技术人员能够理解本发明的技术构思,而非旨在限制本发明。为了表达简洁,上述附图仅示意性地画出了与本发明技术特征有关的结构,并未严格按照实际比例画出完整零件和全部细节。

具体实施方式

- [0024] 下面通过具体实施例结合附图对本发明作出进一步的详细说明。
- [0025] 航空发动机涡轮叶片服役工况恶劣,环境温度高,冲击载荷强,循环周期长,由脆性材料制造的涡轮叶片一旦断裂失效容易造成严重的后果。在一个实施例中,涡轮叶片结构如图1所示,叶片整体由TiAl-4522XD合金制造,具体成分为Ti-45Al-2.0Nb-2.0Mn-0.8B(at.%)。叶身1采用无余量精密铸造工艺制造,缘板2、榫头3等结构经进一步磨削加工成型。其中叶身1具有气动结构,在涡轮发动机工作时叶身1的表面与高温燃气直接相互作用;榫头3嵌入安装在涡轮叶盘上,以将叶片整体固定在涡轮发动机转子上。叶身1受到高温燃

气的轴向冲击传导至榫头3产生较高的力矩,这对榫头3区域的力学性能提出了很高的要求。榫头3本身具有一定的曲面结构,同时磨削加工过程中刀头对材料的磨削作用并不均匀,使材料表面产生了较为粗糙的形貌和复杂的残余应力分布,TiAl-4522XD合金本身易Ti-Al两相金属间化合物为主要成分,塑性低脆性强有较高的开裂倾向,在长期高温高周服役条件下,榫头3区域很容易萌生裂纹导致叶片失效。同时,对不同的叶片,加工过程中磨削路径存在一定差异,导致榫头3区域应力集中和磨削加工痕迹的分布也不完全一致,使得同样的工件在力学性能上表现出较大的差异。这不利于零件设计的优化和对零件可靠性进行准确预测。对于常规金属材料,可以采用表面喷砂等方式进行强化,然而一方面TiAl-4522XD合金本身呈现脆性,喷砂处理过程中容易开裂,同时会导致榫头3表面粗糙度进一步增大,导致裂纹萌生的风险进一步提高。

[0026] 为了解决上述问题,发明人经过大量实践,提出了一种TiAl合金复合强化方法,能够在改善TiAl合金制件力学性能的同时提高其力学性能的一致性。

[0027] 该方法包括以下步骤:首先,对待加工的叶片表面施加均匀的冲击载荷,在 $100\mu\text{m}$ - $200\mu\text{m}$ 的深度范围内形成平均 700MPa - 950MPa 的残余压应力;接下来,将叶片放入振动光饰机进行振动光饰加工,直至叶片表面粗糙度 $\leq\text{Ra}0.2$ 。经过上述加工,表面残余压应力能够抑制叶片表面裂纹的萌生,这一残余应力的深度范围和强度在TiAl合金金属间化合物微弱的塑性所能承受的范围,使局部微变形能够通过两相金属间化合物晶粒间的小幅度塑性变形协调吸收,避免合金表面发生开裂。而表面粗糙度的改善能够消除磨削加工在叶片表面形成的加工痕迹,减少潜在裂纹源,提高不同叶片表面状态的一致性。

[0028] 在一个实施例中,待加工叶片结构如图1所示,其缘板2及榫头3为加工强化区域。首先对叶片进行喷丸加工,提供合适的工装对叶片进行夹持,根据叶片的结构和设备特点规划喷丸加工路径。以氧化锆Z300喷丸为截至,以 0.29N (弧高值)的喷丸强度对选定区域进行喷丸强化,覆盖率 100% 。经X射线衍射检测,在喷丸处理后,叶片表面形成了厚度为 $130\mu\text{m}$ 的残余应力层,在残余应力层中平均残余压应力为 825MPa 。经测量,叶片表面粗糙度为 $\text{Ra}0.5$ 左右。接下来,将叶片放入振动光饰机,采用RCP06/10ZS作为研磨材料,RSP508研磨膏作为助剂,以 1500rpm 转速进行4h的振动光饰处理,随后对叶片进行清洗。经X射线衍射检测,在振动光饰处理后,叶片表面的残余应力层没有显著变化。经测量,叶片表面粗糙度优化至 $\leq\text{Ra}0.2$ 。对喷丸加工后的叶片和振动光饰后的叶片分别切取5-10个样品进行拉伸测试,喷丸处理后的样品拉伸强度变化幅值为 50MPa ,经振动光饰处理后幅值降低至 20MPa ,样品力学性能的一致性显著提高。

[0029] 在另一个实施例中,待加工叶片结构如图1所示,以其缘板2和榫头3作为加工强化区域。以氧化锆Z300喷丸为介质,以 0.25 (弧高值)的喷丸强度对选定区域进行喷丸强化,覆盖率 200% 。经X射线衍射检测,在喷丸处理后,叶片表面形成了厚度为 $130\mu\text{m}$ 的残余应力层,在残余应力层中平均残余压应力为 750MPa 。经测量,叶片表面粗糙度为 $\text{Ra}0.8$ 左右。接下来,将叶片放入振动光饰机,采用RCP06/10ZS作为研磨材料,RSP508研磨膏作为助剂,以 1500rpm 转速进行4h的振动光饰处理,随后对叶片进行清洗。经X射线衍射检测,在振动光饰处理后,叶片表面的残余应力层没有显著变化。经测量,叶片表面粗糙度优化至 $\leq\text{Ra}0.2$ 。作为对比,对实施例中的叶片分别在 900rpm 、 1200rpm 、 1500rpm 和 1800rpm 的转速下进行振动光饰加工,并对其表面粗糙度进行测量,其结果如图2所示。在 900rpm 转速下,样品表面粗糙

度较差,有较为显著的磨削加工痕迹残留;在1200rpm转速以上,样品表面粗糙度能够达到Ra0.2以下,其中1500rpm与1800rpm转速的表面粗糙度已无显著差异。经显微硬度测试,900rpm转速、1200rpm转速、1500rpm转速加工的样品表面硬度接近,而1800rpm转速加工的样品表面硬度出现较为明显的下降,说明表面残余应力层受到了一定程度的破坏。

[0030] 在又一个实施例中,待加工叶片结构如图1所示,其缘板2及榫头3为加工强化区域。首先对叶片进行激光冲击加工,提供合适的工装对叶片进行夹持,根据叶片的结构规划激光加工路径。设置激光光斑有效直径为3mm,搭接率为10%,单个脉冲的能量为6J,对加工强化区域进行激光冲击加工。经X射线衍射检测,在激光冲击加工后,叶片表面形成了厚度为150 μ m的残余应力层,在残余应力层中平均残余压应力为750MPa。经测量,叶片表面粗糙度为Ra3.5左右。接下来,将叶片放入振动光饰机,采用RCP06/10ZS作为研磨材料,RSP508研磨膏作为助剂,以1500rpm转速进行4h的振动光饰处理,随后对叶片进行清洗。经X射线衍射检测,在振动光饰处理后,叶片表面的残余应力层没有显著变化。经测量,叶片表面粗糙度优化至 \leq Ra0.2。对喷丸加工后的叶片和振动光饰后的叶片分别切取5-10个样品进行拉伸测试,喷丸处理后的样品拉伸强度变化幅值为100MPa,经振动光饰处理后幅值降低至30MPa,样品力学性能的一致性显著提高。

[0031] 在再一个实施例中,待加工叶片结构如图1所示,其缘板2及榫头3为加工强化区域。首先对叶片进行激光冲击加工,提供合适的工装对叶片进行夹持,根据叶片的结构规划激光加工路径。设置激光光斑有效直径为6mm,搭接率为30%,单个脉冲的能量为16J,对加工强化区域进行激光冲击加工。经X射线衍射检测,在激光冲击加工后,叶片表面形成了厚度为150 μ m的残余应力层,在残余应力层中平均残余压应力为950MPa。经测量,叶片表面粗糙度为Ra1.5左右。接下来,将叶片放入振动光饰机,采用RCP06/10ZS作为研磨材料,RSP508研磨膏作为助剂,以1500rpm转速进行4h的振动光饰处理,随后对叶片进行清洗。经X射线衍射检测,在振动光饰处理后,叶片表面的残余应力层没有显著变化。经测量,叶片表面粗糙度优化至 \leq Ra0.2。作为对比,对实施例中的样品进行持续的振动光饰加工,并在不同的时间点对表面粗糙度进行测量,结果如图3所示。经2h振动光饰加工,样品表面粗糙度达到Ra0.2左右,初步达到强化标准;在4h-6h的加工时间,样品的表面粗糙度进一步降低;当加工时间长于6h后,随加工时间延长,样品表面粗糙度不再发生显著变化。

[0032] 上述实施例中所提供的TiAl合金复合强化方法并不仅限于航空发动机涡轮叶片的强化加工,其他采用TiAl合金的工件如涡轮叶盘或整体叶轮等同样可以采用本方法进行强化加工。这一复合强化方法一方面能够对脆性的TiAl合金制件表面进行综合强化,在提供均匀的残余压应力的同时改善表面粗糙度消除机加工导致的不均匀性,减少潜在裂纹源抑制裂纹萌生,有效改善零件的强度、疲劳寿命以及各项力学性能的一致性,减少随机失效风险,有利于零件结构设计优化和可靠性分析预测。

[0033] 上述实施例的目的在于结合附图对本发明作出进一步的详细说明,以便本领域技术人员能够理解本发明的技术构思。在本发明权利要求的范围内,对所涉及的方法步骤进行优化或等效替换,以及在不发生结构与原理冲突的前提下对不同实施例中的实施方式相结合,均落入本发明的保护范围。

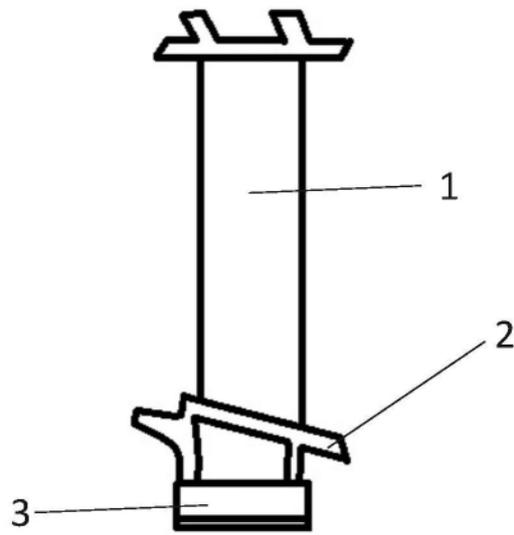


图1

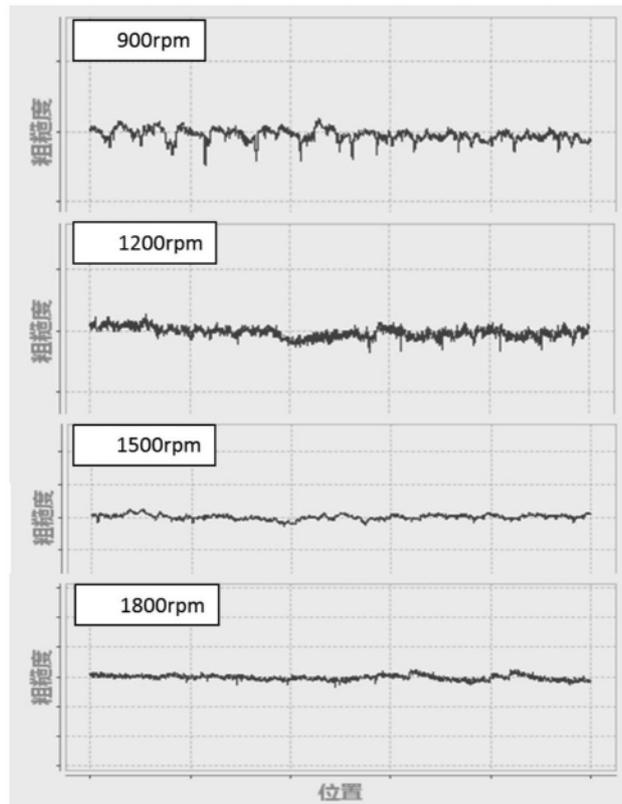


图2

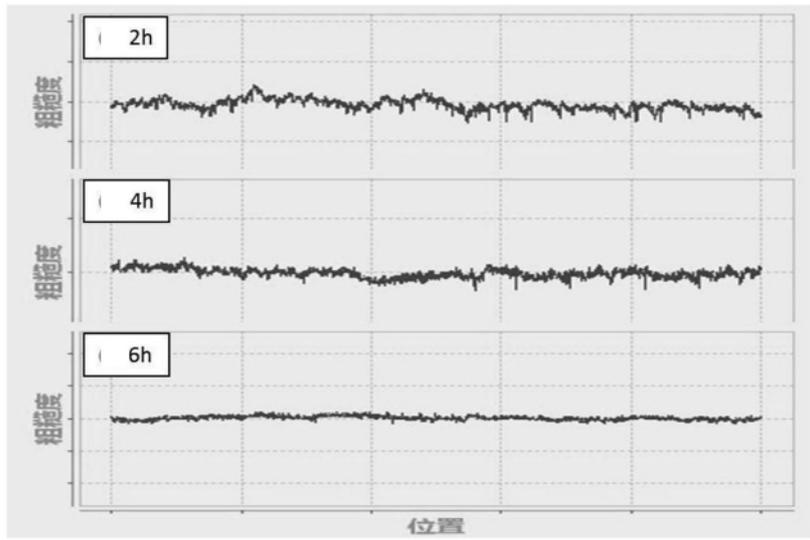


图3