

铸造高温合金涡轮叶片热冲击疲劳行为研究

陈竹兵, 安中彦, 吕 颂, 葛宏志, 刘伟茁

(中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁沈阳 110015)

摘要: 为了研究不同材料涡轮叶片热冲击疲劳性能, 采用感应加热热冲击试验装置对三种铸造高温合金涡轮叶片进行了试验研究。利用光学相机、视频显微镜和扫描电子显微镜对叶片表面裂纹形貌、叶片横截面和断口形貌进行观察。结果表明: 单晶涡轮叶片热冲击疲劳寿命长于定向晶涡轮叶片热冲击疲劳寿命。定向晶涡轮叶片中添加Re元素延长了热冲击疲劳寿命。热冲击疲劳导致裂纹萌生于叶片中截面考核区并沿叶高方向扩展。裂纹的扩展方式与叶片合金成分及铸造工艺有关。

关键词: 铸造高温合金; 涡轮叶片; 热冲击疲劳; 裂纹萌生与扩展

发动机在运转过程中, 启动、停车、突然加减速等操作使得涡轮叶片遭受较大的温度变化即热冲击, 反复的温度变化导致涡轮叶片承受热冲击疲劳, 严重缩短了涡轮叶片的使用寿命, 制约着发动机安全运转^[1]。因此对涡轮叶片进行热冲击疲劳考核具有非常重要的意义。通常涡轮叶片热冲击试验在高温叶栅中进行, 通过高温燃气对叶片进行加热, 利用喷水或吹气对叶片进行降温^[2], 但是高温叶栅试验需要叶片资源多、试验过程耗费大量的资源及人力成本等^[3], 因此对涡轮叶片进行燃气热冲击疲劳试验研究报道较少。感应加热热疲劳试验技术由于其设备投入少、消耗低等优点, 广泛用于材料及构件的热疲劳试验^[4-6]。

随着燃气涡轮发动机应用到舰船动力和发电机组^[7-10], 海洋环境的盐分及工业燃料中硫元素的影响已成为发动机选材设计中不可忽视的因素^[11], 航空发动机涡轮叶片材料已不能满足使用需求^[12-13], 对涡轮叶片材料的抗热腐蚀性要求越来越高^[11]。MCrAlY及Pt改性铝化物涂层已广泛应用于高温合金材料抗高温氧化及热腐蚀并得到了大量研究^[14-15], 然而涂层的引入使得材料系统变得更为复杂, 为此, 广大高温合金材料研究人员积极开发了抗热腐蚀高温合金材料, 如美国IN738, 国内科研人员也积极研制了某定向凝固高温合金(以下简称2Re定向晶)和某单晶高温合金(以下简称单晶)。

本研究选用2Re定向晶和单晶涡轮叶片作为试验样品, 以国内成熟的某定向凝固高温合金(以下简称0Re定向晶)涡轮叶片作为目标样品, 通过感应加热热冲击疲劳试验装置对这三种材料涡轮叶片进行热冲击疲劳试验, 研究它们的热冲击疲劳寿命、裂纹萌生及扩展机制。

1 试验材料及方法

以0Re定向晶、2Re定向晶和单晶等三种材料铸造涡轮叶片为研究对象, 三种高温合金主要化学成分见表1。所有试验叶片均符合叶片相关技术条件要求。试验前, 在涡轮叶片榫头处焊接集气装置, 试验过程中在集气装置中按要求通入适量冷气。

热冲击疲劳试验在热冲击试验装置上进行, 利用感应线圈对涡轮叶片进行加热, 冷却方式为压缩空气吹向涡轮叶片考核截面, 通过夹持集气装置固定涡轮叶片, 如图1所示。采用三角波加载, 每个周期为55 s, 升温和降温各27.5 s。涡轮叶

作者简介:

陈竹兵(1983-), 男, 博士, 高级工程师, 主要从事高温合金热强度试验研究。电话: 024-24283342, E-mail: chenzhb731@163.com

中图分类号: TG132.3⁺²;
V216.4⁺³

文献标识码: A
文章编号: 1001-4977(2023)
02-0120-05

基金项目:

基础性稳定支持项目。

收稿日期:

2022-09-18 收到初稿,
2022-10-29 收到修订稿。

表1 三种高温合金化学成分
Table 1 Chemical compositions of three kinds of superalloys

合金	C	B	Cr+Co	Al+Ti	W+Mo+Ta	Hf	Re	Ni
0Re定向晶	0.1~0.3	0.01~0.02	16~20	6~8	11~13	1~2		余量
2Re定向晶	0.05~0.1	0.01~0.02	20~22	5~7	10~12		2	余量
单晶	0.03~0.08	0.004~0.008	15~20	7~9	9~13			余量

片的考核截面为中截面，最高温度点位于叶片前缘部分，温度达到960℃。正式试验前选取一个涡轮叶片作为调试件，在调试件的考核截面选取6个典型位置布置热电偶，通过调节感应线圈形状和通入的冷气量来调节叶片表面温度场，以此模拟涡轮叶片高温状态下的温度场。温度场满足要求后记录调试件具体位置和调试状态参数并拆下调试件。为保证正式试验件与调试件试验状态一致，三种材料涡轮叶片均按调试件的位置安装，同时按调试状态参数施加相同温度载荷，然后通过监控设备观察叶片表面状态，若有必要进入试验现场对其详细观察，当叶片裂纹超过5 mm时，终止试验并记录循环周次。

采用光学相机记录试验后叶片表面裂纹位置及形状，然后用视频显微镜、扫描电子显微镜（SEM）对裂纹表面、叶片横截面和断口形貌进行观察和分析，以确定疲劳裂纹的萌生和扩展机制。

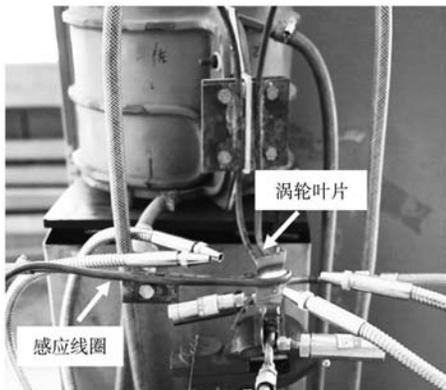


图1 涡轮叶片热冲击疲劳试验装置图

Fig. 1 Image of thermal shock fatigue equipment for the turbine blade

2 试验结果及分析

2.1 三种高温合金涡轮叶片热冲击疲劳寿命

表2为相同试验条件下三种涡轮叶片的热冲击疲劳寿命。从表中可以看出，单晶涡轮叶片的热冲击疲劳寿命最长，0Re定向晶涡轮叶片的热冲击疲劳寿命最短。分析可知，在热应力作用下，定向晶叶片由于晶界变形不协调，容易产生裂纹，同时晶界的去除延缓了单晶叶片裂纹的萌生，因此定向晶叶片的热疲劳寿命明显短于单晶叶片，单晶的优异性能在蠕变性能试验中也得到体现^[16]。从表中还可以看出，2Re定向晶涡轮叶片的热冲击疲劳寿命长于0Re定向晶涡轮叶片。Re元素的加入，明显提高了合金基体和晶界强度，进而延长了热冲击疲劳寿命。除此之外，Re还能提高合金的高温应力持久、蠕变断裂等高温性能^[17-18]。

2.2 三种高温合金涡轮叶片在热冲击疲劳作用下裂纹萌生位置

图2为相同试验条件下三种涡轮叶片经热冲击疲劳后的宏观形貌。从图中可以看出，三种涡轮叶片表面均呈现明显的分区现象，中截面为热冲击考核区，紧邻中截面上下区域为过渡区，其旁边是无变化区域。基于试验过程观察可知，裂纹均萌生于叶背中截面热冲击考核区域，再分别向两侧扩展，即沿叶高方向扩

表2 三种高温合金涡轮叶片热冲击疲劳寿命
Table 2 Thermal shock fatigue life of the turbine blades casted by three kinds of superalloys 循环周次

0Re定向晶	2Re定向晶	单晶
2 200	3 800	4 460



(a) 0Re定向晶涡轮叶片

(b) 2Re定向晶涡轮叶片

(c) 单晶涡轮叶片

图2 涡轮叶片热冲击疲劳后宏观形貌

Fig. 2 Macroscopic morphologies of the turbine blades after thermal shock fatigue

展形成纵向裂纹。

对涡轮叶片在电磁感应作用下应力状态进行仿真分析,结果如图3所示。从图中可以看出,叶片尾缘区域应力最大,其次是叶背区域,再次是叶片前缘区域。试验过程中,由于叶片尾缘壁厚最薄,在电磁感应集肤效应作用下^[4, 19],尾缘温度最高同时最早出现裂纹,与仿真分析结果吻合,但考虑到裂纹由感应热冲击疲劳试验方法所致,本次试验未将该类裂纹纳入考核范围。其次出现裂纹区域为叶背部分,对应了仿真分析的应力次大区域,进一步说明裂纹由热应力所致。

2.3 三种高温合金涡轮叶片在热冲击疲劳作用下裂纹扩展机制

为了深入分析叶片裂纹萌生与扩展行为,将纵向

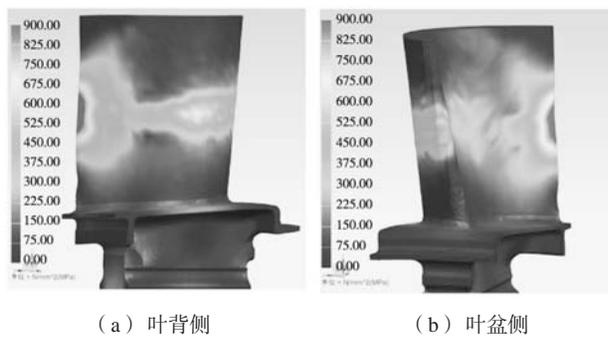


图3 高温状态下涡轮叶片应力分析

Fig. 3 Stress analysis of the turbine blade under high temperature condition

裂纹横切成两段,对裂纹表面、叶片横截面、裂纹断口形貌等进行视频显微镜和SEM观察分析,如图4~6所示。

图4为0Re定向晶涡轮叶片热冲击疲劳作用后的视频显微镜和SEM形貌。从表面形貌可以观察到,裂纹并未沿定向晶晶界扩展(图4a),表明裂纹为穿晶扩展;截面形貌显示叶片内表面裂纹宽度大于叶片外表面裂纹宽度(图4b),由此认为裂纹应从叶片内表面萌生向外表面扩展,裂纹断口(图4c)出现氧元素且内表面的氧元素含量(12.15%)高于外表面氧元素含量(10.81%),进一步证明裂纹从叶片内表面萌生且断口经历高温氧化作用;同时从断口形貌还可以观察到,断口内表面主要呈现放射棱线特征,靠近外表面区域呈现枝晶形貌,表明裂纹由穿晶扩展转为沿晶扩展。对放射棱线区域进一步放大观察,可见疲劳条带(图4d),说明裂纹由热疲劳所致。

图5为2Re定向晶涡轮叶片热冲击疲劳作用后的视频显微镜和SEM形貌。从表面形貌观察到,裂纹沿着定向晶晶界扩展(图5a),此裂纹为沿晶扩展;截面形貌观察到裂纹从叶片外表面萌生向叶片内部扩展(图5b),裂纹未贯穿叶片壁厚方向;裂纹断口形貌观察到明显的枝晶组织(图5c),进一步说明裂纹为沿晶扩展;对断口放大观察发现,带氧化颗粒的疲劳辉纹(图5d),证明了热疲劳导致了叶片裂纹的萌生。

图6为单晶涡轮叶片热冲击疲劳作用后的视频显微镜和SEM形貌。从表面形貌观察(图6a),裂纹呈

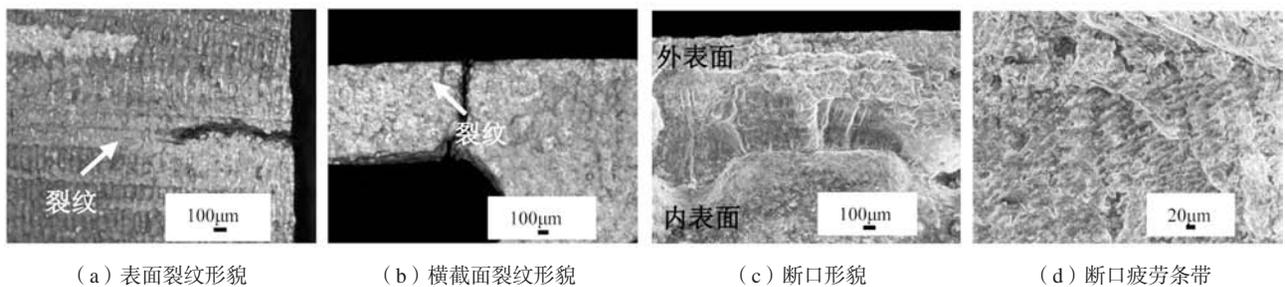


图4 0Re定向晶涡轮叶片热冲击疲劳失效后形貌

Fig. 4 Morphologies of the failed turbine blade casted by directionally solidified superalloy without Re under thermal shock fatigue

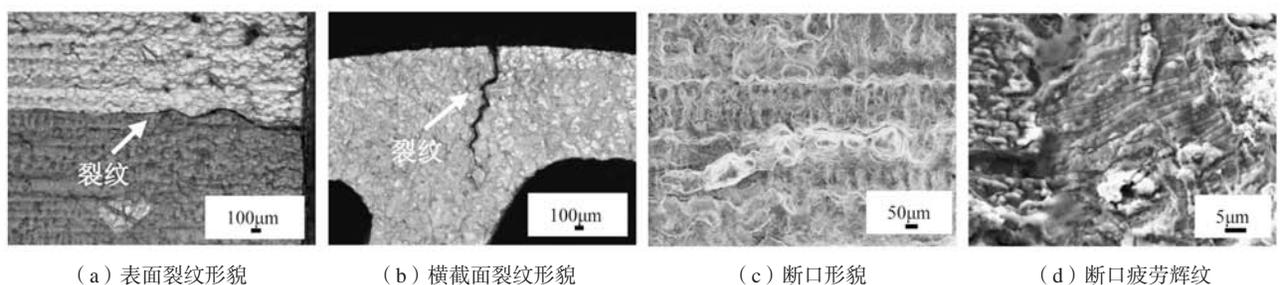


图5 2Re定向晶涡轮叶片热冲击疲劳失效后形貌

Fig. 5 Morphologies of the failed turbine blade casted by directionally solidified superalloy with 2Re under thermal shock fatigue

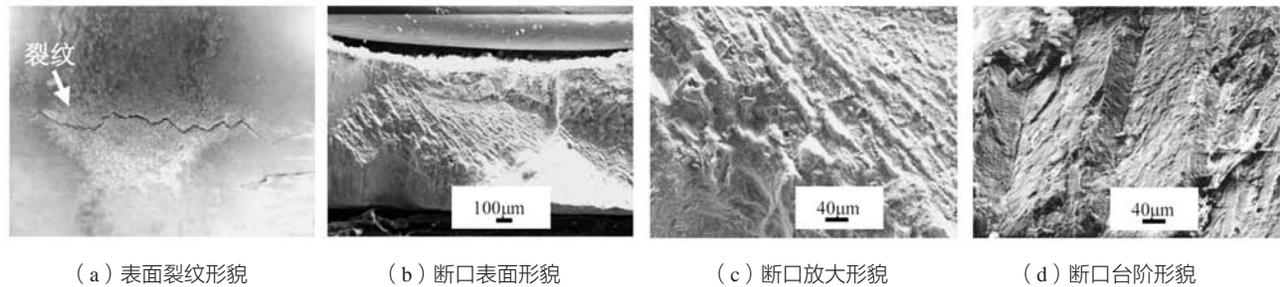


图6 单晶涡轮叶片热冲击疲劳失效后形貌

Fig. 6 Morphologies of the failed turbine blade casted by single crystal superalloy under thermal shock fatigue

现不规则锯齿状，即裂纹跳跃式扩展，裂纹应为沿枝晶间扩展；同时还观察到叶片经过高温作用后的金属光泽。叶片除了遭受热应力作用，在高温循环时，叶片表面还发生氧化，形成脆性氧化膜，氧化膜在热应力作用下发生开裂并剥落，漏出新的基体表面，接着再发生氧化，形成新的氧化膜，然后开裂剥落，以此下去，叶片中截面基体合金元素析出导致局部强度降低同时叶片壁厚减小，那么在叶片中截面表面就形成了裂纹并向叶身内部扩展。在裂纹断口图上（图6b）看见叶片表面呈现近似凹面，分析认为，由于叶片中截面表面氧化膜反复剥落，导致中截面壁厚较其他区域减小。对裂纹断口进一步放大（图6c），发现断口表面被氧化物覆盖，说明断口经历长时间高温氧化作用。在断口区域还观察到准解理断裂的台阶面（图6d），这与DD8单晶试样在反相位热机械疲劳作用下最终瞬断区形貌

一致^[20]，认为叶片可能在低温状态下受到较大的拉应力所致。

3 结论

（1）相同的试验条件下，单晶涡轮叶片热冲击疲劳寿命长于定向晶涡轮叶片热冲击疲劳寿命；定向晶涡轮叶片中添加Re元素延长了热冲击疲劳寿命。

（2）热冲击疲劳导致裂纹萌生于叶片中截面考核区，裂纹源可能出现在叶片外表面，也可能出现在叶片内表面，裂纹均沿着叶高方向扩展。

（3）热冲击疲劳作用下，裂纹在0Re定向晶涡轮叶片中主要表现为穿晶扩展，部分转为沿晶扩展；在2Re定向晶涡轮叶片中裂纹表现为沿晶扩展；裂纹在单晶涡轮叶片中为跳跃式扩展，断口呈现准解理断裂特征。

参考文献:

- [1] ANCELET O, CHAPULIOT S, HENAFF G, et al. Development of a test for the analysis of the harmfulness of a 3D thermal fatigue loading in tubes [J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29 (3): 549-564.
- [2] 王小蒙, 王洪斌, 卢玉章, 等. 某型航空发动机单晶涡轮叶片热冲击疲劳行为研究 [J]. 铸造, 2018, 67 (4): 308-311.
- [3] 刘佳, 田玉坤, 宫永辉, 等. 涡轮叶片辐射热冲击疲劳试验控制技术研究及实现 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33 (2): 20-24, 43.
- [4] 王洪斌. 涡轮叶片热/机械复合疲劳试验方法研究 [J]. 航空发动机, 2007, 33 (2): 7-11.
- [5] 李勇强, 赵添常, 庞国强. 感应加热技术在热疲劳试验上的应用 [J]. 金属加工 (热加工), 2013 (S1): 160-163.
- [6] 夏鹏成, 韩冠朋, 谢鲲, 等. 高温合金热疲劳实验机的研制及实验研究 [J]. 材料导报, 2013, 27 (12): 20-22, 35.
- [7] 周鑫磊, 王世安, 王大伟. 高温合金材料在大型现代化舰船动力的应用 [J]. 材料开发与应用, 2012 (1): 72-74, 83.
- [8] 杨素玲, 郑运荣. 电厂燃气涡轮用单晶高温合金的进展 [J]. 机械工程材料, 2002, 26 (4): 6-10.
- [9] 张健, 楼琅洪, 李辉. 重型燃气轮机定向结晶叶片材料与制造工艺 [J]. 中国材料进展, 2013, 32 (1): 12-23.
- [10] 崔慧然, 冯相如, 任建伟. 燃气轮机涡轮叶片制造工艺现状及发展方向 [J]. 铸造, 2022, 71 (2): 143-150.
- [11] 赵德孜. 海洋环境下燃气轮机涡轮叶片的热腐蚀与防护 [J]. 装备环境与工程, 2011, 8 (5): 100-103.
- [12] 何玉怀, 苏彬. 中国航空发动机涡轮叶片用材料力学性能状况分析 [J]. 航空发动机, 2005, 31 (2): 51-54, 58.
- [13] 董志国, 王鸣, 李晓欣, 等. 航空发动机涡轮叶片材料的应用与发展 [J]. 钢铁研究学报, 2011, 23 (2): 455-457.
- [14] 余竹焕, 刘蓓蕾, 王盼航, 等. 热腐蚀对高温合金力学性能的影响以及防护措施的研究进展 [J]. 铸造, 2019, 68 (6): 550-557.
- [15] 卢旭东, 杨诚, 郭策安. 溅射CoNiCrAlTaY涂层对镍基合金高温氧化行为的影响 [J]. 铸造, 2021, 70 (10): 1204-1210.
- [16] 胡霖, 佟文伟, 高志坤, 等. DD6镍基单晶涡轮转子叶片失效分析 [J]. 航空发动机, 2016, 42 (4): 81-86.

- [17] 骆宇时, 李嘉荣, 刘世忠, 等. Re对单晶高温合金高温高应力持久性能的影响 [J]. 中国有色金属学报, 2005, 15 (11): 1655-1659.
- [18] 李嘉荣, 唐定中, 刘世忠, 等. Re对一种单晶高温合金蠕变断裂寿命的影响 [J]. 材料工程, 1999 (3): 3-7.
- [19] 张卫正, 魏春源, 郭良平, 等. 发动机受热件热疲劳台架的感应加热特征 [J]. 北京理工大学学报, 2001, 21 (3): 314-317.
- [20] 王跃臣, 李守新, 艾素华, 等. DD8单晶镍基高温合金的热机械疲劳 [J]. 金属学报, 2003, 39 (9): 903-907.

Study on Thermal Shock Fatigue Behavior of Cast Superalloy Turbine Blade

CHEN Zhu-bing, AN Zhong-yan, LYV Song, GE Hong-zhi, LIU Wei-zhuo
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, Liaoning, China)

Abstract:

In order to investigate the thermal shock fatigue property of turbine blades with different materials, thermal shock fatigue behavior of the turbine blades cast by three kinds of superalloys was investigated by the thermal shock fatigue equipment with induction heating. Crack morphologies of blade surface, cross section morphologies and fractographs were observed by optical camera, video microscopy and scanning electron microscope. The results showed that the life of the thermal shock fatigue of single crystal superalloy turbine blade was longer than that of directionally solidified superalloys. The life of the thermal shock fatigue was increased with adding Re content in the directionally solidified superalloy turbine blade. The crack initiated at the appraisal area of the turbine blade's medium section under thermal shock fatigue and propagates along blade height. The crack propagation mode was associated with alloy compositions and cast process of the blade.

Key words:

cast superalloy; turbine blade; thermal shock fatigue; crack initiation and propagation
