DOI:10.16410/j.issn1000-8365.2023.2352

K403 合金高压导向叶片的组织及热疲劳机理分析

周中波[1,2],杨明波[1],张建中[2],韦皓博[1]
(1. 重庆理工大学 材料科学与工程学院,重庆 400054; 2. 重庆三耐科技有限责任公司,重庆 401135)

摘　要:为了加快验证新工艺制造的 K403 合金高压导向叶片的可靠性,采用热冲击试验模拟叶片实际服役环境,分析了热冲击前后叶片的微观组织及热疲劳裂纹的萌生及扩展机理。研究结果表明,高压导向叶片经过 781 次热冲击后,枝晶的二次枝晶间距明显增加,γ 基体通道变宽,γ′相含量由 53%降低至 45.1%。疲劳裂纹不仅从叶片表面应力集中部位萌生,叶身内部大块碳化物由于冷热循环作用而破裂也可形成裂纹源。疲劳裂纹扩展速率在热冲击中前期由于热应力得到释放从而逐渐减慢,在热冲击试验的中后期由于 γ′强化相逐渐减少,使得裂纹扩展阻力减少,裂纹扩展速率加快。

关键词:K403 合金;高压导向叶片;热冲击;组织;热疲劳裂纹
中图分类号: TG132.3+2　　**文献标识码**:A　　**文章编号**:1000-8365(2023)03-0246-06

Microstructure and Thermal Fatigue Mechanism of K403 Alloy High Pressure Guide-Vane

ZHOU Zhongbo[1,2], YANG Mingbo[1], ZHANG Jianzhong[2], WEI Haobo[1]
(1. Materials Science and Engineering College, Chongqing University of Technology, Chongqing 400054, China; 2. Chongqing Sannai Technology Co., Ltd., Chongqing 401135, China)

Abstract: To speed up the verification of the reliability of the K403 alloy high pressure guide vane manufactured by the new process, a thermal shock test was used to simulate the actual service environment of the blade. The microstructure of the blade before and after thermal shock and the initiation and propagation mechanism of thermal fatigue cracks were also analysed. The results show that the secondary dendrite spacing increases significantly, the γ-matrix becomes wider, and the γ′ phase content decreases from 53% to 45.1%. Fatigue cracks not only originate from the stress concentration part of the blade surface, but also form the source of cracks when the large carbides inside the blade body are ruptured due to the action of cold and heat cycles. The fatigue crack growth rate gradually slows down due to the release of thermal stress in the early stage of the thermal shock test, and the γ′ strengthening phase tends to decrease in the middle and late stages of the thermal shock test, which reduces the resistance to crack growth and accelerates the crack growth rate.

Key words: K403 alloy; high pressure guide-vane; thermal shock; microstructure; thermal fatigue crack

航空发动机和燃气轮机的高压导向叶片以及涡轮叶片是将燃烧室中的高温高压气体的一部分能量转化为机械能的核心部件,以带动风扇和压气机高速转动。由于直接面对燃烧室的高温高压气体,高压涡轮及导向叶片承担着最高的燃气温度、频繁剧烈的热冲击、震动和燃气压力不稳定、流量脉动造成的高度非稳定负荷, 是发动机中工作环境最恶劣的零部件[1-2]。高压导向及涡轮叶片制造工艺复杂,

收稿日期:2022-12-10
基金项目:重庆市技术创新与应用发展专项(cstc2019jscx-mbdxX0031,cstc2020jscx-msxmX0215);微纳米材料工程与技术重庆市高校重点实验室开放基金(KFJJ2003)
作者简介:周中波,1983 年生,博士,高级工程师.研究方向:稀有金属材料及凝固成型研究.电话:02362563176, Email: bopie@163.com
通讯作者:杨明波,1971 年生,博士,教授.研究方向:镁合金材料及其精确热成形技术研究.电话:02362563176, Email: yangmingbo@cqut.edu.cn
引用格式:周中波,杨明波, 张建中,等.K403 合金高压导向叶片的组织及热疲劳机理分析[J].铸造技术,2023,44(3): 246-251.
ZHOU Z B, YANG M B,ZHANG J Z, et al. Microstructure and thermal fatigue mechanism of K403 alloy high pressure guide-vane[J]. Foundry Technology, 2023, 44(3): 246-251.

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

一般采用精密铸造技术形成尺寸精度高、冶金质量好的毛坯，然后通过精密机械加工、表面处理等数十道工序才能进行装机使用，对工艺控制及质量要求极为严格[3-6]。新设计的叶片或者经过工艺改进的叶片往往需要大量的试验验证及装机考核才能最终装机，而装机考核是一个最重要的环节，这个环节的时间及经济成本十分高昂。热冲击试验可以最大限度地模拟叶片在涡轮发动机中的实际服役环境[7-8]，采用热冲击试验得到的如叶片热疲劳性能等试验数据可以用于评估叶片的使用性能，可以加速新设计及新工艺的验证进程。

K403合金是一种钴含量较少的沉淀硬化型镍基高温合金，具有较高的高温强度及良好的铸造性能，广泛用于制造1 000 ℃以下工作的涡轮导向叶片和900 ℃以下工作的涡轮转子叶片[9-11]。然而，目前对于K403合金叶片使用后的组织性能变化方面的研究较少，特别是在频繁的热冲击下叶片裂纹的形成机理及生长动力学研究比较少[12-14]，不利于新叶片设计及新工艺验证，也不利于叶片的剩余寿命预测。本文通过热冲击试验最大限度的模拟K403合金高压导向叶片实际服役环境，研究叶片使用前后的组织演变特征，分析裂纹萌生机理及裂纹扩展动力学。

1　实验材料与方法

实验用K403合金高压导向叶片组件由重庆三耐科技有限责任公司生产，所有叶片组件均为合格产品，检测叶片化学成分如表1所示。

为提高叶片的高温耐腐蚀性能，将经过精密机械加工和装配焊接后的叶片组件进行化学气相沉积渗铝处理，渗铝温度960 ℃、保温时间6 h后随炉冷却。渗铝后的涂层组织致密，形貌规则，厚度较为均匀，整体涂层厚度分布在25.29~34.19 μm之间，如图1所示。

热冲击试验在多功能试验器上进行，试验温度载荷采用梯形波循环。试验循环过程中燃气参数按照图2进行控制。图2中，T_g为高温状态燃气温度，T_c为通冷气的燃气温度，T_0是低温状态燃气温度；t_1指的是燃气升温时间，要求小于30 s；t_2和t_4指的是燃气稳定时间，其中t_2在65~70 s之间，t_4要求大于45 s；

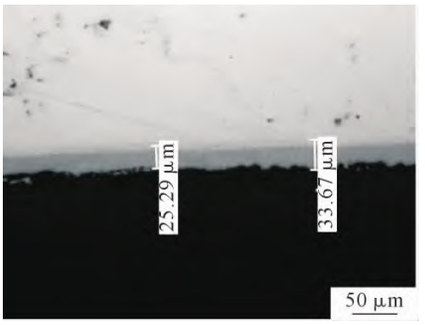

图1 K403合金高压导向叶片渗铝层金相检测照片

Fig.1 Metallographic inspection photo of the aluminized layer of the K403 alloy high pressure turbine guide-vane

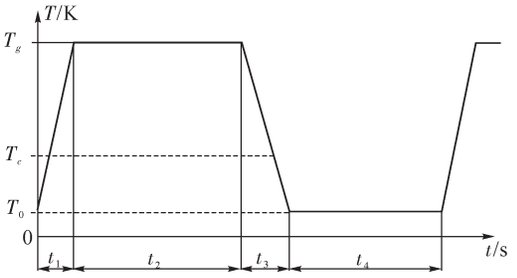

图2 试验燃气温度自动循环曲线

Fig.2 Automatic cycle curve of gas temperature during test

t_3指的是燃气降温时间，要求小于25 s。叶片高温保持阶段燃气和冷气参数：燃气流量(0.95±0.1) Kg/s，燃气进口平均温度(1 273±20) K，燃气进口最高温度1 373 K，上腔冷气流量 (30±3) g/s，上腔冷气温度(713±10) K，下腔冷气流量(48±3) g/s，下腔冷气温度(563±10) K。叶片低温保持阶段燃气参数：燃气流量≮0.95 g/s，燃气进口平均温度(573±10) K，燃气进口最高温度633 K。

在热冲击试验前记录叶片表面状态，在总循环次数达到100次、200次、300次、400次、500次、600次、700次、781次后用5~10倍放大镜对叶片和渗层进行检查，记录渗层表面状况。在781次总循环后，采用线切割切取产生裂纹的部位进行裂纹及组织观察，对金相及扫描电镜观察的样品进行化学腐蚀，腐蚀剂成分为：100 mL HCl+20 g $CuSO_4$+100 mL H_2O，在ICX41M金相显微镜及Zeiss Gemini SEM 450扫描电子显微镜上观察高倍组织。

2　实验结果及讨论

2.1　K403叶片热冲击试验后组织演变特征分析

热冲击前后的K403合金高压导向叶片金相组

表1 K403合金高压导向叶片化学成分

Tab.1 Chemical composition of the K403 alloy high pressure turbine guide-vane

元素	C	Cr	W	Mo	Ti	Co	Al	B
含量 w/%	0.16	11.07	5.05	4.35	2.69	5.38	5.49	0.015
元素	S	P	Si	Ce	Zr	Mn	Fe	Sn
含量 w/%	0.001 6	0.003 2	0.074	0.001 4	0.048	0.024	0.094	<0.000 5

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

织如图 3 所示。图 3(a~b)均来源于叶片尾缘部位，从图中可以看出，该部位的晶粒呈等轴状，晶粒尺寸为 180~400 μm，根据 HB 20057《铸造高温合金晶粒度评定方法》，该部位晶粒度达到 1 级晶粒度。这是由于该部位叶片厚度为 1.3~2.0 mm，本身冷却条件较好，而且在制壳的过程中在型壳表面添加了铝酸钴晶粒细化剂，使得铸件晶粒达到标准中最细小的晶粒度等级。对比图 3(a)与图 3(b)可以发现，热冲击前后叶片的晶粒度基本不发生改变，但是二次枝晶臂明显增大，由热冲击前平均 18 μm 增大至热冲击后的 22 μm。在热冲击过程中，叶片需要承受平均 1 273 K 的燃气冲击，在高温保持阶段，铸态下枝晶间的成分不均匀性通过溶质扩散作用得到改善，元素固溶度得到一定提高，部分枝晶长大变粗。

图 4(a)、(c)为热冲击前后 K403 合金高压导向叶片的背散射成像照片，从图中可以看出，叶片组织主要由 γ 固溶体、γ′强化相、(γ+γ′)共晶相和碳化物组成，与文献[15]一致。γ′强化相含量较高，枝晶间可见颗粒状及短棒状弥散分布的 M_6C 型碳化物，基体内可见块状或短棒状碳化物，块状碳化物由心部灰色的 MC 型碳化物和边部白亮色的 M_6C 型碳化物组成。由图 4(b)、(d)可以看出，热冲击前后 K403 合金的 γ′相主要呈块状弥散分布在 γ 基体上，但形状并不规则，边缘圆钝，含量较高，这是由于该型叶片铸造后不用经固溶处理，γ′相主要是在凝固冷却过程中形成的。通过对图 4(b)、(d)中 γ′相尺寸、含量进行测定及统计，γ′相宽度在热冲击前平均为 1.128 μm，热冲击后宽度平均为 0.936 μm，γ′相尺寸明显变小，而 γ 基体通道变宽。γ′相含量由热冲击前的 53.5%降低到 45.1%，没有发现二次析出特征，叶片的组织稳定性相对较好。

2.2 K403 叶片热疲劳机理分析

K403 合金高压导向叶片每经历 100 次热冲击循环试验后检查表面裂纹情况。试验发现，叶片在经历了 200 次叶热冲击循环后在叶片前缘靠近下缘板气膜孔出现了一条 0.8 mm 的裂纹，如图 5(b)所示，该裂纹垂直于叶片前缘。这是由于该部位是高温燃

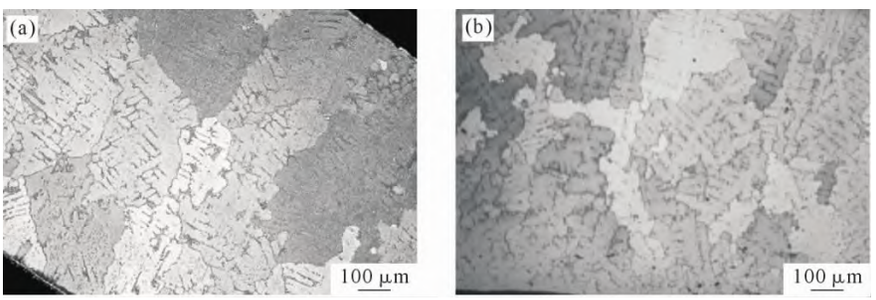

图 3 K403 合金高压导向叶片热冲击前后金相组织：(a) 热冲击前，(b) 781 次热循环后

Fig.3 Metallographic structure of the K403 alloy high pressure turbine guide-vane before and after thermal shock: (a) before thermal shock, (b) after 781 thermal cycles

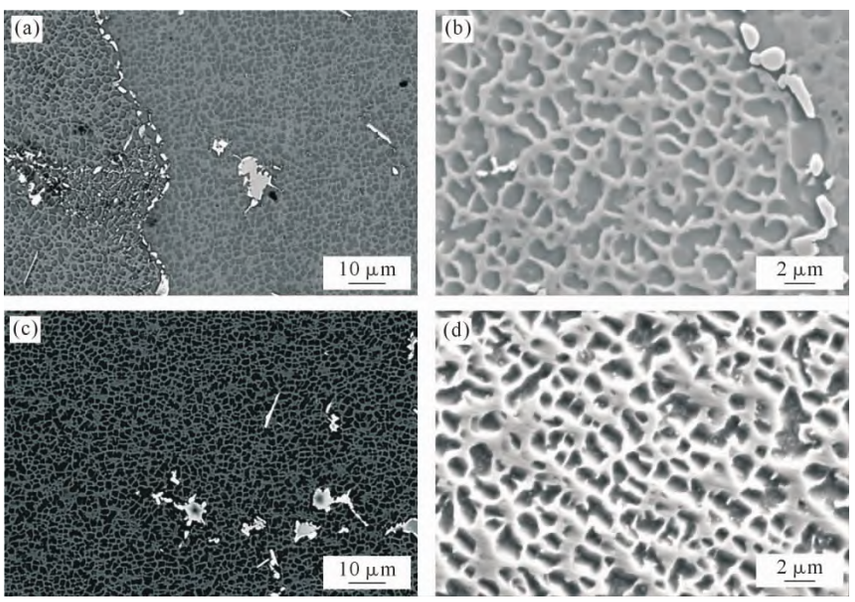

图 4 热冲击前后 K403 合金高压导向叶片相组成及形貌：(a~b) 热冲击前，(c~d) 781 次热循环后

Fig.4 Phase composition and morphology of the K403 alloy high pressure turbine guide-vane before and after thermal shock: (a~b) before thermal shock, (c~d) after 781 thermal cycles

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

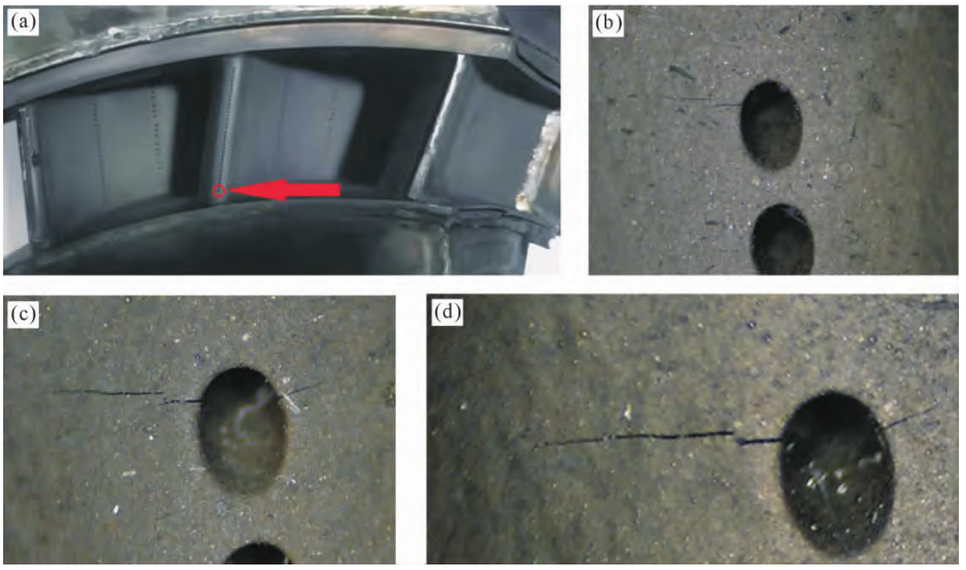

图5 热冲击过程中K403合金高压导向叶片表面裂纹：(a) 裂纹位置，(b) 200次热循环，(c) 300次热循环，(d) 781次热循环
Fig.5 Surface cracks in the K403 alloy high pressure turbine guide-vane during thermal shock: (a) crack location, (b) after 200 thermal cycles, (c) after 300 thermal cycles, (d) after 781 thermal cycles

气的进口，进口气流角为90°，且有冷却气体从气膜孔喷出，承受着最大的热冲击，同时，气膜孔部位也是应力集中部位，随着燃气高低温冷却循环及冷却气体的作用，使得该部位成为裂纹优先萌生的位置。当叶片经历了300次叶热冲击循环后，先前萌生的裂纹发生扩展，长度达到1.4 mm，在该气膜孔处产生一条新裂纹，与原裂纹基本呈180°分布，如图5(c)所示。叶片经历781次热冲击循环后，如图5(d)，最开始萌生的主裂纹长度达到4.8 mm，而后产生的裂纹没有较大的扩展。对叶片进行了荧光检测，其他部位没有发现裂纹。

为确定裂纹是否仅在表面渗铝层中萌生并扩展，对气膜孔边沿的主裂纹进行纵剖，采用扫描电镜观察了裂纹深度。如图6(a)所示，裂纹已穿过表面渗铝层，向叶身内部大幅扩展，裂纹深度达到1.14 mm，而且在叶身内部发现一条没有发展到叶片表面的内裂纹，且该条裂纹与主裂纹平行，未发生交叉。这说明在热冲击循环过程中，裂纹除了在气膜孔等应力集中部位萌生，也可在叶片内部萌生。进一步观察裂纹尖端，如图6(b)所示，裂纹直接切过块状碳化物向前扩展。这可能是由于碳化物在持续的热冲击循环中首先破裂，当主裂纹向前扩展时直接穿过有裂纹的碳化物而显示出切过碳化物。这个现象可以从图6(b)主裂纹尖端上部的碳化物中得到印证，该碳化物中存在一条与主裂纹平行的裂纹，这也可以说明叶片内部的裂纹是由块状碳化物处萌生而扩展的。

图7为热冲击过程热疲劳裂纹长度a与热循环周次N的之间拟合曲线，将图7(a)中的曲线求导，做出如图7(b)所示的da/dN~N曲线。可以看出，随着冲击循环次数的增加，裂纹长度逐渐增长，裂纹扩展速率呈现先减小后增加趋势。从图5及图6(a)可以发现，裂纹最初的扩展路径比较曲折，在这个过程中热应力得到释放，使得热疲劳裂纹扩展速度减慢。但经过400周次热循环后，裂纹向铸件内部及向前扩展的路径十分平直，且从图4(b)、(d)中可以发现，随着热冲击循环周次的增加，γ′强化相有逐渐减少的趋势，使得裂纹扩展阻力减少，裂纹扩展速度加快。

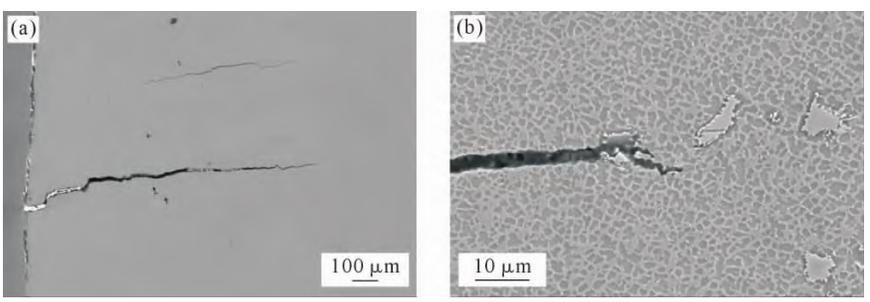

图6 K403合金高压导向叶片裂纹纵向形貌：(a) 总体形貌，(b) 裂纹尖端
Fig.6 Longitudinal crack morphology of K403 alloy high pressure guide-vanes: (a) full view, (b) crack tip

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

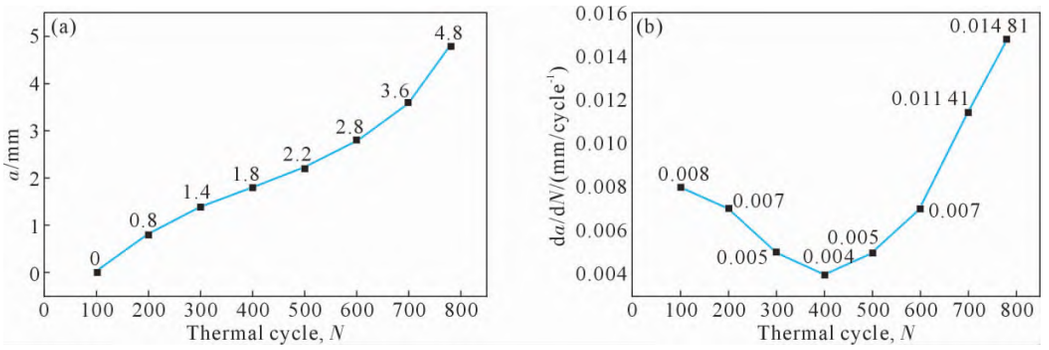

图 7 热疲劳试验数据的拟合曲线:(a) 裂纹长度与热循环周次关系曲线,(b) 裂纹扩展速度与热循环周次关系曲线

Fig.7 Fitting curves of thermal fatigue test results: (a) relationship between crack length and thermal cycles, (b) relationship between crack growth rate and thermal cycles

3 结论

(1)K403 合金高压导向叶片经过 781 次热冲击循环后,枝晶间的成分不均匀性在高温保持阶段通过溶质扩散作用得到改善,使得二次枝晶臂由热冲击前平均 18 μm 增大至热冲击后的 22 μm,部分枝晶长大变粗;热冲击后 γ 基体通道变宽,γ′相宽度由 1.128 μm 减小至 0.936 μm,γ′相含量由 53%降低至 45.1%,未发现二次析出特征,叶片的组织稳定性相对较好。

(2)由于高压导向叶片气膜孔部位承受着高温燃气及冷却气体的强烈冲击,同时也是应力集中部位,使得该部位成为裂纹优先萌生的位置;叶身中大块碳化物在持续的热冲击循环中会发生破裂,也是裂纹易于萌生的部位。

(3)随着热冲击循环次数的增加,裂纹长度逐渐增长,由于热应力逐渐得到释放以及 γ′相逐渐减少等因素的联合作用,裂纹扩展速率呈现先减小后增加趋势。

参考文献:

[1] 韩世进,常城.发动机高压涡轮叶片的氧化损伤分析[J]. 航空维修与工程,2022(3): 26-28.
HAN S J, CHANG C. Oxidation Damage analysis of high-pressure turbine blades of engine[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2022(3):26-28.

[2] 毛建波,付黎,徐锐. 航空发动机涡轮叶片疲劳性能检验方法研究[J]. 铸造技术,2014, 35(6): 1366-1369.
MAO J B, FU L, XU R. Study of fatigue performance test method of aero-engine turbine blade[J]. Foundry Technology, 2014, 35(6): 1366-1369.

[3] 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.
CUI H R, FENG X R, REN J W. Research status and technology development trend of gas turbine cast turbine blade[J]. Foundry, 2022, 71(2): 143-150.

[4] 薛鑫,谢秋峰,吴亚夫,等. 带冠整体叶盘精密铸造工艺研究[J]. 铸造技术,2020, 41(12): 1170-1172.
XUE X, XIE Q F, WU Y F, et al. Study on the investment casting process of turbine blisk with whole integral shroud[J]. Foundry Technology, 2020, 41(12): 1170-1172.

[5] 郭会明,刘志远,田伟,等. 带热障涂层单晶合金叶片模拟热冲击服役环境试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2021, 34(2): 33-38.
GUO H M, LIU Z Y, TIAN W, et al. Simulated thermal shock service environmental tests of single crystal superalloy turbine blade with thermal barrier coating[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2021, 34(2): 33-38.

[6] 孔祥灿,张子卿,朱俊强,等. 航空发动机气冷涡轮叶片冷却结构研究进展[J]. 推进技术,2022, 43(5): 6-28.
KONG X C, ZHANG Z Q, ZHU J Q, et al. Research progress on cooling structure of aeroengine air-cooled turbine blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 6-28.

[7] 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.
WANG X M, WANG H B, LU Y Z, et al. Study of thermal shock fatigue behavior on the single crystal turbine blades of a certain type aero-engine[J]. Foundry, 2018, 67(4): 308-311.

[8] 关鹏,艾延廷,王志,等. 涡轮导向叶片热冲击数值模拟研究[J]. 推进技术,2016, 37(10): 1938-1945.
GUAN P, AI Y T, WANG Z, et al. Numerical simulation of nozzle guide vane subjected to thermal shock load[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(10): 1938-1945.

[9] 刘君,杨合,孙志超,等. K403 镍基高温合金的高温拉伸断裂行为[J]. 兵器材料科学与工程,2014, 37(6): 25-28.
LIU J, YANG H, SUN Z C, et al. High temperature tensile fracture behavior of K403 Ni based superalloy[J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2014, 37(6): 25-28.

[10] 尹庆玲. K403 合金涡轮导向器的精密铸造工艺[J].铸造技术, 2014, 35(3): 602-603.
YIN Q L. Precision casting technology for K403 alloy turbine guide castings[J]. Foundry Technology, 2014, 35(3): 602-603.

[11] 刘君,孙志超,唐文亭. K403 镍基铸造合金热暴露后的微观组织与性能[J]. 铸造,2013, 62(7): 612-615.
LIU J, SUN Z C, TANG W T. Microstructure and properties of K403 Nickel based alloy after thermal exposure[J]. Foundry, 2013, 62(7): 612-615.

[12] 裴海清. 镍基单晶合金高温氧化及热疲劳行为研究 [D]. 西北工

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

业大学,2019.
PEI H Q. The high-temperature oxidation and thermal fatigue behaviors of Nickel-based single crystal superalloy[D]. Northwestern Polytechnical University, 2019.

[13] 王华,张凌峰,孙智军. 高压涡轮导向叶片裂纹定性分析[J]. 特种铸造及有色合金,2007, 27(7): 536-537, 490.
WANG H, ZHANG L F, SUN Z J. Quantitative analysis of crack in guide blade of high pressure turbine[J]. Special casting & Non-ferrous Alloys, 2007, 27(7): 536-537, 490.

[14] 王洪斌,杜少辉,张树林. 航空发动机高压涡轮工作叶片热疲劳试验研究[J]. 航空发动机,2005, 31(4): 25-29.
WANG H B, DU S H, ZHANG S L. Thermal fatigue investigation of HPT blade in a typical aeroengine[J]. Aeroengine, 2005, 31(4): 25-29.

[15] WANG L, YANG X G, QI H Y, et al. Microstructural evolution and restoration of creep property for a damaged K403 alloy after rejuvenation heat treatments[J]. Rare Metals, 2021, 40(7): 1865-1871.

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net