

文章编号:1000-8055(2013)02-0252-07

单晶涡轮叶片热机械疲劳试验技术

王荣桥, 荆甫雷, 胡殿印

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对单晶空心气冷涡轮转子叶片的热机械疲劳(TMF)试验要求,建立了涡轮叶片热机械疲劳试验系统,包括加载、加热、气冷、水冷和控制等 5 个子系统。试验结果表明:该系统能够同时模拟服役条件下单晶涡轮叶片考核截面的应力场、温度场、气冷过程以及应力/温度谱等。利用该试验系统进行了单晶涡轮叶片考核截面的热机械疲劳试验,试验结果再现了涡轮叶片在服役状态下的失效模式。基于上述试验结果可以进行涡轮叶片的寿命预测和失效分析。

关 键 词: 单晶; 涡轮叶片; 热机械疲劳; 试验技术; 感应加热

中图分类号: V216.3

文献标志码: A

Experimental setup for testing thermo-mechanical fatigue of single crystal turbine blades

WANG Rong-qiao, JING Fu-lei, HU Dian-yin

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An experimental system including 5 subsystems: the loading, heating, air cooling, water cooling and control subsystems, was constructed to satisfy the requirements of thermo-mechanical fatigue (TMF) experiments of single crystal hollow turbine blades. The TMF experimental system provided evidences that the stress distribution, temperature distribution, air cooling and stress/temperature spectrum on critical section of turbine blades under service conditions could be simulated simultaneously in a laboratory environment. And the TMF experiments were performed on the critical section. The results of the TMF experiments reproduced the failure model of the turbine blades. Based on these results, life prediction and failure analysis could be investigated.

Key words: single crystal; turbine blade; thermo-mechanical fatigue; experimental setup; induction heating

航空燃气涡轮发动机的发展与其涡轮前温度的不断提高密切相关,这导致了涡轮叶片的工作环境越来越恶劣。采用耐高温的新型高温合金以及复杂的冷却结构已成为涡轮叶片的发展趋势。用于涡轮叶片材料已经从多晶高温合金、定向凝固高温合金发展到单晶高温合金。涡轮叶片的结构形式也由实心叶片发展到具有复杂内腔、气

膜冷却孔和扰流柱等的空心气冷叶片。

涡轮叶片故障产生的原因主要有:低循环疲劳、热疲劳、高温长时间载荷作用下的蠕变变形和蠕变应力断裂、振动引起的高循环疲劳、高温燃气冲刷腐蚀和氧化以及外物打伤等^[1]。其中,低循环疲劳、热疲劳和蠕变的联合作用可以引出热机械疲劳(thermo-mechanical fatigue, TMF)。对于单

收稿日期:2012-07-12

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.252_002.html

作者简介:王荣桥(1968—),男,山东莱阳人,教授、博士生导师,博士,主要从事发动机结构强度可靠性、多学科优化设计等研究。

晶涡轮叶片,热机械疲劳为其主要的失效模式。

目前,热机械疲劳试验大多基于标准试件^[2-6]和叶片模拟件^[7-8],只有少量试验基于真实涡轮叶片^[9]。基于标准试件和叶片模拟件的热机械疲劳试验难以模拟真实涡轮叶片服役过程中所承受的多轴应力状态、温度梯度以及制造加工工艺对其疲劳寿命的影响。因此,进行真实单晶涡轮叶片的热机械疲劳试验对于涡轮叶片在设计中的定寿研究、叶片故障的分析和预防有重要意义。

本文旨在介绍一种以 DD6 单晶空心气冷涡轮叶片作为对象的热机械疲劳试验技术,包括对服役条件下涡轮叶片考核截面应力场、温度场、气冷过程以及应力/温度谱的模拟。

1 试验方案

涡轮叶片在服役条件下承受离心力、气动力以及热应力等载荷,所产生的应力场和温度场沿叶片的展向和弦向变化。在实验室条件下,难以对整个叶片的应力场和温度场进行模拟^[10]。实际上,涡轮叶片的寿命通常取决于损伤最大的部位^[9]。因此,可以采用发动机外场试验结果并结合有限元分析技术,确定涡轮叶片最易失效的部位,以此作为试验考核截面,并通过合理设计的试验装置来模拟考核截面在实际工作状态下所承受的改变应力和改变温度。

本次试验的对象为 DD6 单晶空心气冷涡轮叶片,具有复杂的冷却内腔以及大量的气膜冷却孔和扰流柱。考核截面为涡轮叶片的叶身中截面,并在考核截面上选取 6 个点作为试验测试点,用于试验过程中温度和应力的测量。涡轮叶片的考核截面及测试点位置如图 1 所示。

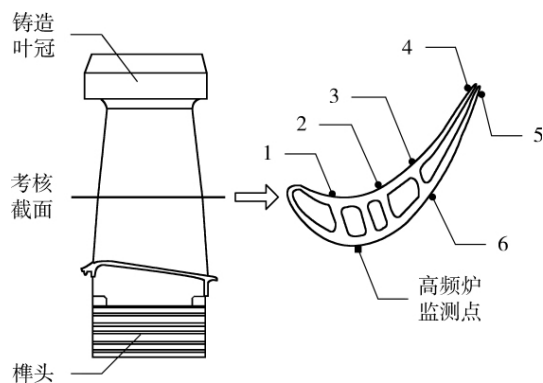


图1 涡轮叶片的考核截面与测试点

Fig.1 Critical section and test points of turbine blade

通过有限元应力分析和传热分析得到涡轮叶片的应力场和温度场,其中考核截面测试点的循环峰值应力([001]取向)和循环峰值温度如图2所示,并以此作为试验条件下工作应力场和工作温度场模拟的目标。试验载荷谱为梯形波,应力与温度同相位变化,如图3所示。

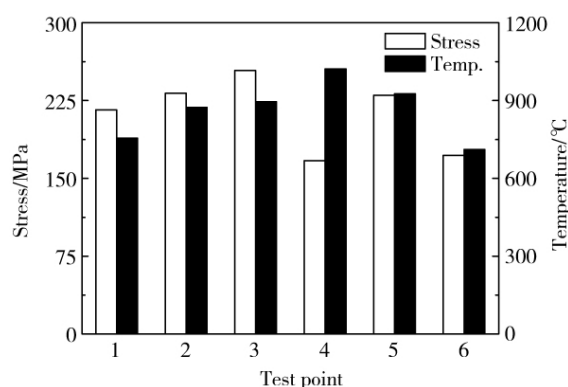


图2 试验测试点循环峰值应力与温度

Fig.2 Peak stress and temperature at test points

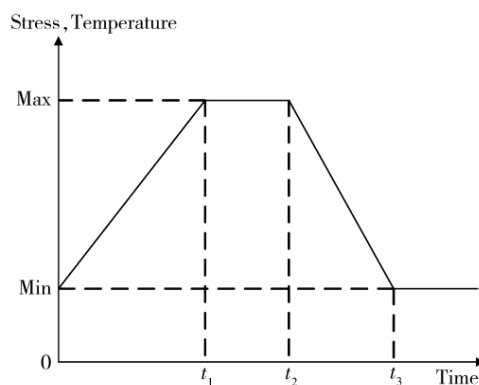


图3 热机械疲劳试验载荷谱

Fig.3 TMF experiment spectrum

涡轮叶片冷却气流的变化简化为2个阶段:内部冷却阶段(在加载和保载阶段,冷却气流全部进入叶片内腔,进行内部冷却)和外部冷却阶段(在卸载阶段,部分冷却气流直接吹到叶片前缘表面,进行外部冷却;其余冷却气流仍然进行内部冷却)。

为了满足上述试验要求,本文发展了一套针对单晶空心气冷涡轮叶片的热机械疲劳试验系统,用于在实验室条件下对涡轮叶片考核截面的服役环境进行尽可能真实的模拟。该试验系统包括加载、加热、气冷、水冷以及控制等5个子系统,如图4所示。其中,加载、加热和气冷子系统用于

提供试验所需的机械载荷、高温环境和冷却气流；
控制子系统用于对加载、加热和气冷子系统进行

同步控制；水冷子系统用于对试验设备进行冷却。

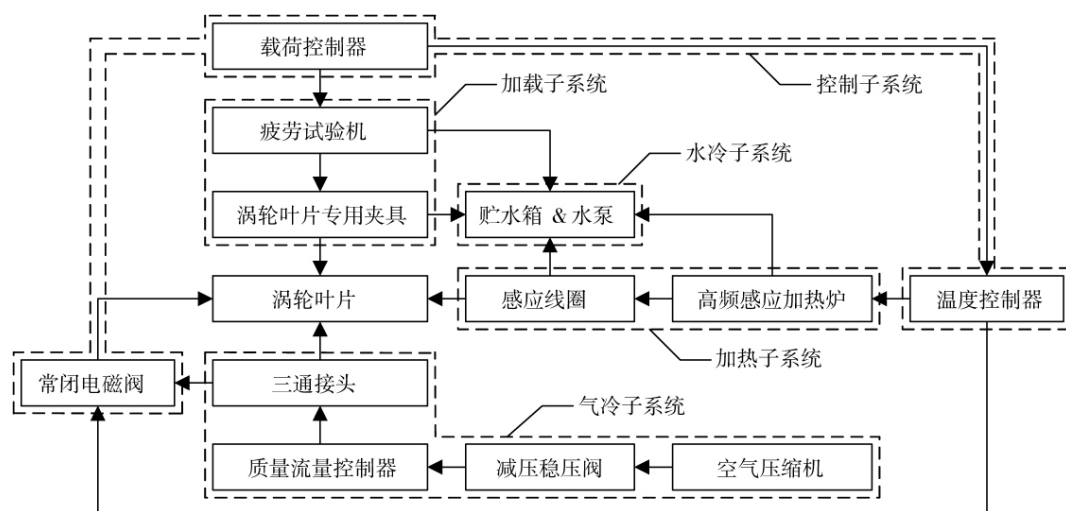


图 4 涡轮叶片热机械疲劳试验系统

Fig. 4 TMF experimental system of turbine blade

2 工作应力场的模拟

工作应力场的模拟是利用加载子系统实现的。试验所需的机械载荷由 C_{ss}-280 电液伺服疲劳试验机提供。该疲劳试验机只能提供沿主轴方向的拉伸/压缩载荷，需要采用涡轮叶片专用夹具（图 5）来固定涡轮叶片并且在考核截面产生所需的应力场。

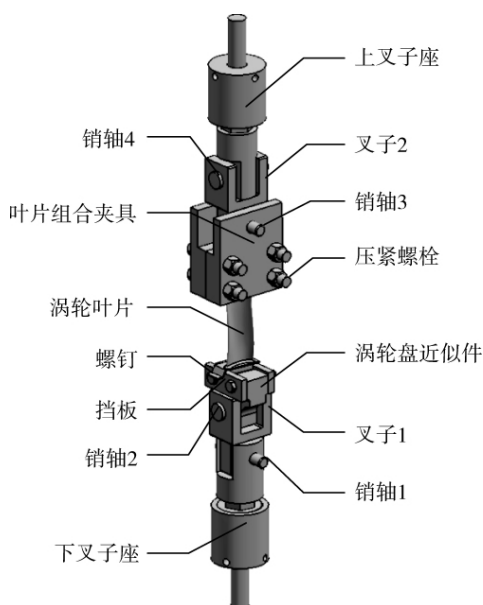


图 5 涡轮叶片专用夹具

Fig. 5 Loading device for turbine blade

涡轮叶片专用夹具的上、下叉子座分别固定在疲劳试验机的上、下夹头上。为了便于机械载荷的可靠传递，对于不带叶冠的单晶涡轮叶片，需要在叶尖部位浇铸一异形叶冠，如图 1 所示。异形叶冠与叶片组合夹具的内孔相配合，将机械载荷传递到叶身上，避免了由于采用摩擦加载方式容易出现滑脱问题^[10-11]。涡轮叶片的榫头与涡轮盘近似件的榫槽相配合，用于模拟涡轮叶片在涡轮盘上的安装条件。

在试验条件下，涡轮叶片的应力场取决于疲劳试验机提供的机械载荷的大小以及叶片与疲劳试验机主轴的夹角。通过改变各个销轴处垫片的组合（即改变间隙左右垫片的数目，如图 6 所示），

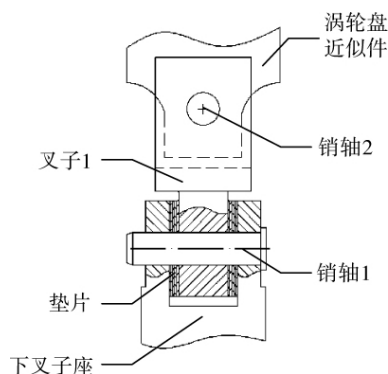


图 6 垫片组合示意图：间隙左右垫片数目为 5-5

Fig. 6 Schematic diagram of spacer combinations; 5-5

可以调整涡轮叶片与疲劳试验机主轴的夹角,实现涡轮叶片的偏心拉伸,将单轴的拉伸载荷分解出使涡轮叶片产生弯曲、扭转变形的分量.利用上述方法,同时改变疲劳试验机的拉伸载荷,可以调整涡轮叶片的应力场,实现涡轮叶片考核截面工作应力场的模拟.应力场模拟结果如图7所示.

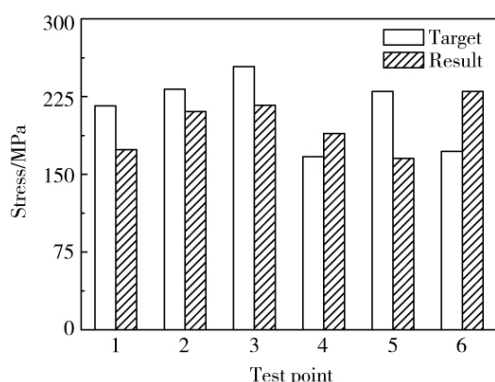


图7 应力场模拟结果

Fig. 7 Simulation of stress distribution

3 工作温度场的模拟

涡轮叶片高温环境的模拟是利用加热子系统实现的.在实验室条件下,常用的加热方式有:燃气加热、辐射加热以及感应加热等^[12].目前,燃气加热成本较高,且难以施加机械载荷^[9,13];辐射加热的加热速率较低,且无法模拟温度场分布^[14].感应加热升温速率快,并且由于集肤效应,其加热深度较浅,能够很好地模拟工作状态下涡轮叶片的表面加热状态^[15].

本次试验采用 SPG-30 高频感应加热炉对单晶空心气冷涡轮叶片进行加热.该高频感应加热炉为闭环反馈系统,需要实时监测叶片的温度,并与设定的目标温度进行比较,以确定瞬时加热功率.高频炉的温度监测可以采用热电偶或红外测温仪^[16].由于在加热过程中,叶片表面会发生明显的氧化,导致红外测温精度显著降低.为了使高频炉能够准确控制叶片表面的温度,本次试验采用热电偶进行温度监测.但是,点焊热电偶会破坏叶片表面晶体组织,并且在承受热机械疲劳载荷时焊点极易脱落;在加载时涡轮叶片专用夹具会产生变形,进而导致叶片的位置发生改变,采用兜接法^[2,16-17]难以保证热电偶在试验过程中始终与叶片保持良好接触.为了避免对涡轮叶片表面造成损伤,并保证试验过程中热电偶与叶片始终紧密接触,本次试验采用如下方法对叶片温度进行

监测:①将热电偶焊接在耐高温的金属基体(如不锈钢薄板)上;②在考核截面上选取远离测试点的一点(考核截面叶背位置,如图1所示)作为高频炉监测点;③利用耐高温的铬丝将焊有热电偶的金属基体捆绑在涡轮叶片上,并使热电偶与高频炉监测点紧密接触;④在试验过程中,当感应线圈形状和位置固定时,只要保证高频炉监测点温度以及金属基体在叶片上的位置不变,就可以得到与调试结果相同的温度场.在试验时,每经过50个循环对热电偶的位置进行校正.温度测量结果表明:试验过程中,热电偶位置偏移量小于0.5 mm,引起的涡轮叶片考核截面测试点温度变化小于1%.

涡轮叶片气冷过程的模拟是利用气冷子系统和控制子系统实现的.空气压缩机能够提供连续但压强和流量均不稳定的冷却气流;为了使冷却气流压强稳定,在空气压缩机出口加装减压稳压阀;为了使冷却气流流量稳定,在稳压阀出口加装气体质量流量控制器(mass flow controller, MFC).在MFC后,安装有三通接头:三通接头的一个出口与涡轮盘近似件的气冷通道相连,可以使冷却气流进入涡轮叶片的内腔,实现内部冷却;另一个出口处安装有常闭电磁阀,用于实现内部冷却与外部冷却之间的转换.当电磁阀打开时,可以使部分冷却气流直接吹到涡轮叶片前缘表面上,进行外部冷却,模拟发动机停车时空气对涡轮叶片的强制冷却.在进行工作温度场的模拟时,电磁阀关闭,冷却气流全部用于涡轮叶片的内部冷却.

试验条件下,在涡轮叶片保载阶段,冷却气流量恒定,涡轮叶片的温度场取决于高频炉的加热功率以及感应线圈的形状和位置.通过改变感应线圈的形状以及感应线圈与涡轮叶片表面的距离,可以在不同区域产生不同的磁漏,在涡轮叶片表面产生所需的温度梯度.采用上述方法,同时改变高频炉的加热功率(即高频炉监测点的目标温度),可以调整涡轮叶片的温度场,实现考核截面工作温度场的模拟.感应线圈采用直径为8 mm的铜管进行绕制,并在铜管内部通有冷却水.由于只需要对考核截面进行加热,本次试验所采用的线圈均为1匝.

涡轮叶片的结构以及热边界条件十分复杂,感应线圈的形状难以确定,需要采用不同形状线圈对叶片进行加热,以获得线圈的形状及其与叶片的相对位置与叶片表面温度分布规律的关系,逐步改进线圈.在温度场调整过程中发现,采

用单一铜管只能绕制出几何形状简单的线圈,难以满足温度场的要求. 为了降低线圈的绕制难度,采用新型的双管分半式线圈结构(图 8):将叶盆与叶背所对应的线圈分别进行绕制,在 2 根铜管对应叶片尾缘的部位用铜片进行连接,构成电流回路;在 2 根铜管出口用塑料水管进行连接,构成冷却水回路.

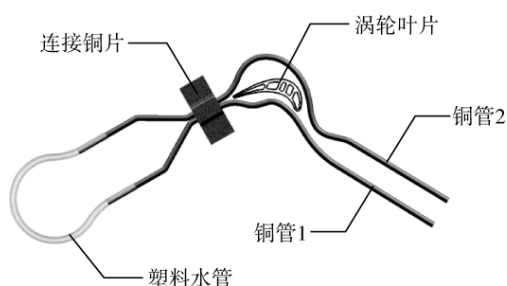


图 8 新型感应线圈

Fig. 8 New induction coil

当机械载荷变化时,涡轮叶片专用夹具产生变形,引起涡轮叶片在感应线圈中的位置产生偏移,导致考核截面温度场发生改变. 本次试验要求温度与应力为同相位,即机械载荷最大时,温度也达到最高,因此感应线圈的最终位置需要在保载时确定. 温度场模拟结果如图 9 所示.

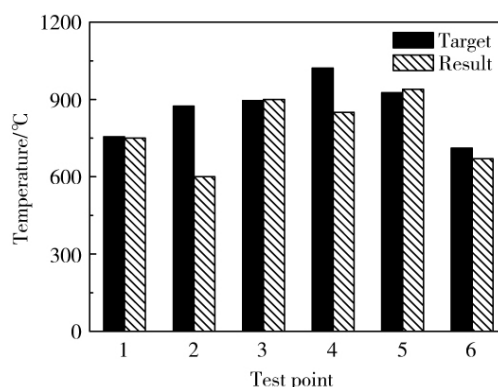


图 9 温度场模拟结果

Fig. 9 Simulation of temperature distribution

4 试验过程与结果

在依次完成工作应力场和工作温度场的模拟后,单晶涡轮叶片的热机械疲劳试验在载荷控制模式下进行,如图 10 所示.

采用控制子系统对加载、加热以及气冷子系统进行同步控制:当机械载荷增大时,高频炉开启,加热涡轮叶片,加热功率由高频炉监测点实测温度与目标温度对比确定;当机械载荷减小时,高频炉关闭,同时打开气路的常闭电磁阀对涡轮叶片进行外部冷却. 试验的热机械疲劳循环如图 11 所示.

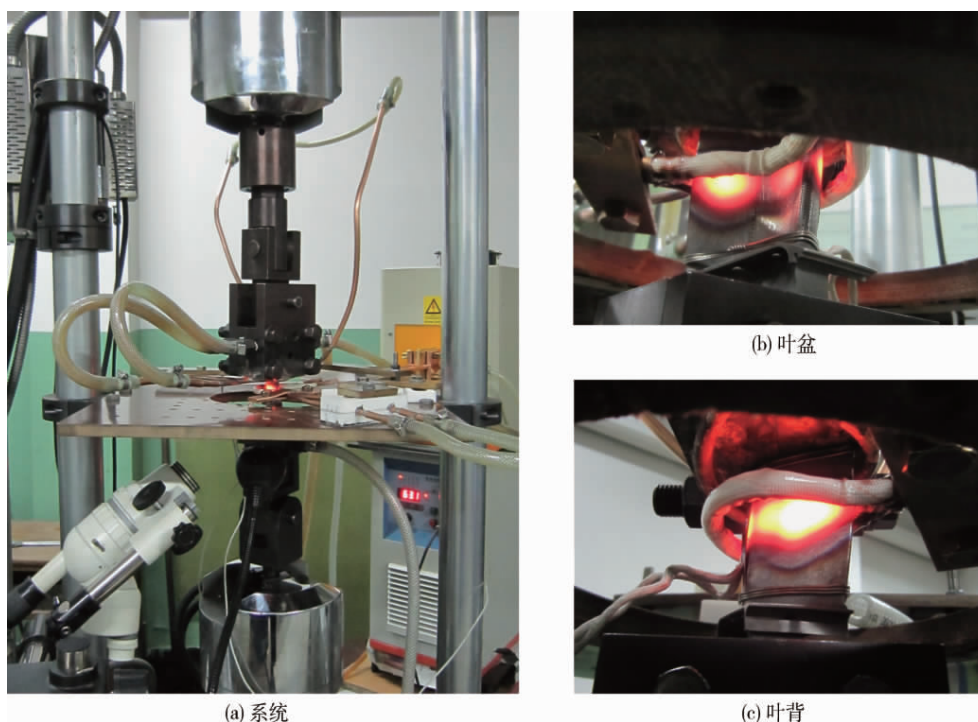


图 10 热机械疲劳试验图

Fig. 10 Images of TMF experiment

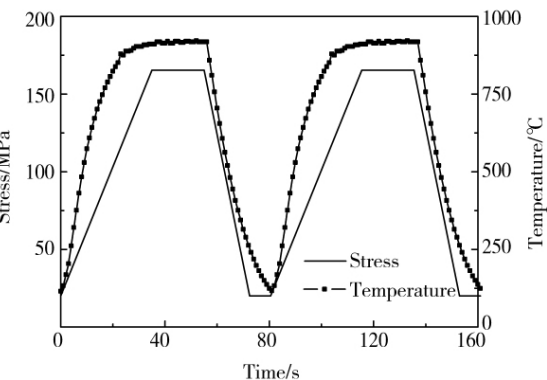


图 11 测试点 5 的热机械疲劳试验循环
Fig. 11 TMF cycles at test point 5

利用上述试验方法,结合先进的裂纹检测设备,可以对单晶涡轮叶片考核截面的破坏情况进

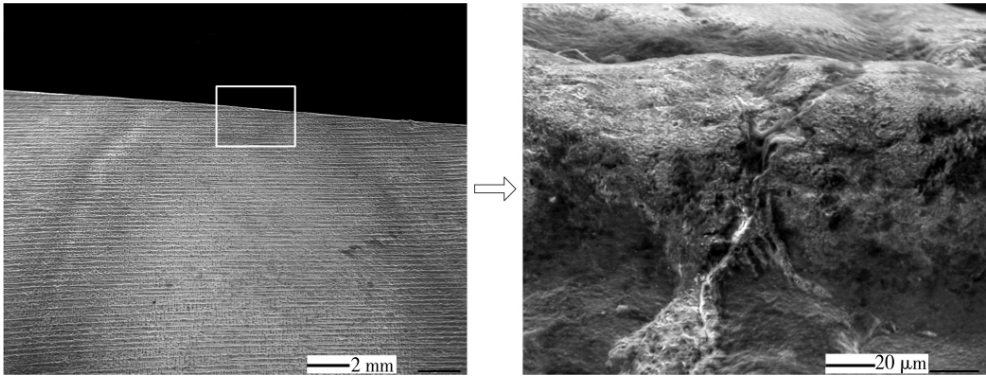


图 12 考核截面叶背尾缘的裂纹
Fig. 12 Crack at trailing edge of suction surface

5 结 论

本文发展了一种针对单晶空心气冷涡轮叶片的热机械疲劳试验方法,并进行了验证.利用该试验方法,能够同时模拟服役条件下单晶涡轮叶片考核截面的应力场、温度场、气冷过程以及应力/温度谱.在此基础上,进行了单晶涡轮叶片考核截面的热机械疲劳试验,试验结果再现了涡轮叶片在服役状态下的失效模式.基于上述试验结果可以进行单晶涡轮叶片的寿命预测和失效分析.

本文的试验方法虽然是针对涡轮叶片热机械疲劳试验所发展的,但是其加载、加热、气冷以及控制方式可以应用到其他真实构件(如涡轮静子、涡轮盘等)、特征模拟件以及试件的热机械疲劳、蠕变/疲劳、高温疲劳等试验中.

参考文献:

[1] 苏清友,孔瑞莲,陈筱雄,等.航空涡喷、涡扇发动机主要零

行监测.在试验时,采用光学显微镜对涡轮叶片考核截面进行实时观测,试验至叶片产生明显裂纹在 1 mm 左右时停止,然后在扫描电子显微镜下对考核截面进行金相检查.

单晶涡轮叶片的热机械疲劳寿命数据如表 1 所示.金相检查结果表明,所有涡轮叶片的裂纹均首先产生于考核截面的叶背尾缘,如图 12 所示.

表 1 涡轮叶片热机械疲劳寿命

Table 1 TMF life of turbine blades

叶片编号	1	2	3	4
寿命/cycles	524	466	769	295

部件定寿指南[M].北京:航空工业出版社,2004.

[2] Scholz A, Schmidt A, Walther H C, et al. Experiences in determination of TMF, LCF and creep life of CMSX-4 in four-point bending experiments[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 357-362.

[3] Xu J, Reuter S, Rothkegel W. Tensile and bending thermo-mechanical fatigue testing on cylindrical and flat specimens of CMSX-4 for design of turbine blades[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 363-371.

[4] Brendel T, Affeldt E, Hammer J, et al. Temperature gradients in TMF specimens; measurement and influence on TMF life[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 234-240.

[5] Zhou H, Harada H, Ro Y, et al. Investigations on the thermo-mechanical fatigue of two Ni-based single-crystal superalloys[J]. Materials Science and Engineering: A, 2005, 394(1/2): 161-167.

[6] Samir A, Simon A, Scholz A, et al. Service-type creep-fatigue experiments with cruciform specimens and modeling of deformation[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(5/6): 643-651.

[7] Mallet O, Kaguchi H, Ilschner B, et al. Influence of thermal

- boundary conditions on stress-strain distribution generated in blade-shaped samples[J]. International Journal of Fatigue, 1995, 17(2): 129-134.
- [8] Issler S, Roos E. Numerical and experimental investigations into life assessment of blade-disc connections of gas turbine[J]. Nuclear Engineering and Design, 2003, 226(2): 155-164.
- [9] Bychkov N G, Lukash V P, Nozhnitsky Y A, et al. Investigations of thermomechanical fatigue for optimization of design and production process solutions for gas-turbine engine parts[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 305-312.
- [10] YAN Xiaojun, NIE Jingxu. Creep-fatigue tests on full scale directionally solidified turbine blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(4): 04450. 1-04450. 5.
- [11] 胡殿印, 王荣桥, 侯贵仓, 等. 涡轮构件疲劳/蠕变寿命的试验方法[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 331-376.
HU Dianyin, WANG Rongqiao, HOU Guicang, et al. Experiment on fatigue/creep life of turbine components[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 331-376. (in Chinese)
- [12] 蔡乔芳. 加热炉[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2007.
- [13] Verrilli M, Calomino A, Robinson R C, et al. Ceramic matrix composite vane subelement testing in a gas turbine environment[R]. ASME Paper GT-2004-53970, 2004.
- [14] Wright P K. Influence of cyclic strain on life of a PVD TBC[J]. Materials Science and Engineering: A, 1998, 245(2): 191-200.
- [15] 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.
WANG Hongbin. Test methods on thermal/mechanical fatigue (TMF) of turbine blade[J]. Aeroengine, 2007, 33(2): 7-11. (in Chinese)
- [16] 韩增祥, 王海清. 热/机械疲劳试验中的温度测量[C]//第八届热疲劳学术会议论文集. 黑龙江: 中国金属学会, 2004: 125-131.
- [17] 施惠基. 高温合金材料热机械疲劳实验技术[J]. 实验力学, 1997, 12(4): 500-505.
SHI Huiji. Techniques for thermomechanical fatigue testing on high temperature alloys[J]. Journal of Experimental Mechanics, 1997, 12(4): 500-505. (in Chinese)