

文章编号:1674-8190(2017)04-486-05

# IC10 单晶高温合金室温和 750 °C 高周疲劳行为

张帅奇,王帅,宗巍,陈升平,张强,谭永宁

(北京航空材料研究院 先进高温结构材料国防科技重点实验室,北京 100095)

**摘要:**在涡轮叶片服役过程中,疲劳是其失效的重要原因之一,而已有研究主要针对不同应变速率下 IC10 合金 1 100 °C 低周疲劳性能展开,本文研究定向凝固 IC10 单晶高温合金静态空气介质环境下室温和 750 °C 高周疲劳性能。在应力比  $R=-1$ 、 $f\approx 83.3$  Hz 条件下,进行高周疲劳试验,并利用扫描电镜对疲劳断口进行观察;基于试验观测结果,讨论室温和 750 °C 下 IC10 单晶高温合金高周疲劳性能差异的内在机制。结果表明:IC10 单晶室温疲劳强度为 288 MPa,750 °C 疲劳强度为 416 MPa;裂纹萌生于试样表面或近表面缺陷处,断口主要由裂纹萌生区、稳态扩展区和组成。

**关键词:** IC10 单晶合金;高周疲劳性能;疲劳裂纹;疲劳强度

**中图分类号:** TG132.3<sup>+</sup>2

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.04.018

## High Cycle Fatigue Behavior of IC10 Single Crystal Superalloy at Room Temperature and 750 °C

Zhang Shuaiqi, Wang Shuai, Zong Cui, Chen Shengping, Zhang Qiang, Tan Yongning

(The Key Laboratory of Advanced High Temperature Structural Materials, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

**Abstract:** Fatigue is one of the important reason for losing efficacy during the process of turbine blade service, but current study aims at IC10 alloy and low cycle fatigue behavior at different strain rate. The high cycle fatigue properties of single crystal IC10 super-alloy are investigated at room temperature and 750 °C in ambient atmosphere in this paper. The high cycle fatigue experiments are tested with ratio of stress  $R=-1$  and  $f\approx 83.3$  Hz. The fatigue fracture surface morphology is observed by SEM (scanning electron microscope). The internal mechanism of the high cycle fatigue properties of IC10 single crystal super-alloy at room temperature and 750 °C is discussed based on the observation. The result shows that the fatigue strength of single crystal IC10 is 288 MPa at room temperature and 416 MPa at 750 °C. The fatigue cracks mainly originate from defects on surface or subsurface of specimen. The fatigue fractures are composed of fatigue source, steady state extension region and transient fracture zone.

**Key words:** IC10 single crystal super alloy; high cycle fatigue property; fatigue crack; fatigue strength

## 0 引言

镍基高温合金因良好的组织稳定性、抗蠕变性和抗氧化等优点,被广泛用于制造航空发动机涡轮叶片<sup>[1]</sup>。IC10 合金是一种 Ni<sub>3</sub>Al 基铸造镍基高温

合金,具有优良的抗高温氧化性能、耐腐蚀性能,同时铸造性能突出,可作为 1 100 °C 使用的涡轮导向叶片材料<sup>[2]</sup>。目前,在 IC10 力学性能测试方面的研究主要体现在以下方面:IC10 定向凝固高温合金 450~990 °C 时的热/机械疲劳裂纹扩展行为<sup>[3]</sup>; IC10 合金在室温及高温下的单向拉伸性能<sup>[4]</sup>; IC10 合金在高温下的蠕变机理<sup>[5]</sup>;热障涂层对 IC10 合金力学性能的影响<sup>[6]</sup>;不同加载路径时,双向拉伸状态下的 IC10 合金的屈服行为<sup>[7]</sup>。

收稿日期:2017-07-25; 修回日期:2017-09-18

通信作者:张帅奇,zhang2309508@163.com

在涡轮叶片服役过程中,疲劳是其失效的重要原因之一。为此,研究高温合金的疲劳行为,对合金设计及叶片寿命预测都具有重要的意义。在 IC10 合金疲劳性能研究方面,已有研究主要针对不同应变速率下 IC10 合金 1 100 °C 低周疲劳性能展开<sup>[8]</sup>。与低周疲劳相比,该合金的高周疲劳研究尚未有报道。为此,从工程应用的角度,有必要对 IC10 合金在不同服役温度下的高周疲劳性能进行研究,以利于其在发动机关键部件中更合理、有效地应用。

本文采用升降法计算 IC10 单晶试样在室温和 750 °C 下的疲劳极限,得到试样的 S-N 曲线;通过断口形貌分析,探讨不同温度下疲劳断裂差异的机制。

### 1 试验材料与方法

试验用 IC10 母合金在 500 kg 真空感应炉中熔炼,浇注成  $\phi 80$  mm 的合金锭,合金成分如表 1 所示。采用快速凝固法在真空感应炉中将母合金通过螺旋选晶法浇铸成单晶试棒。采用 EBSD 技术测定其晶体取向,将晶体取向偏离( $\langle 0\ 0\ 1 \rangle$ 取向) $10^\circ$ 以内的试棒通过固溶和时效处理。固溶处理工艺为:1 180 °C  $\times$  2 h + 1 265 °C  $\times$  2 h,空冷。时效处理制度为:1 050 °C  $\times$  4 h,空冷。将热处理后的 IC10 单晶试棒制成旋转弯曲疲劳试样,其形状尺寸如图 1 所示。

表 1 IC10 合金的化学成分  
Table 1 Chemical composition of IC10

成分	质量分数	成分	质量分数
Co	11.5~12.5	Ta	6.5~7.5
Cr	6.5~7.5	C	0.07~0.12
Mo	1.0~2.0	Hf	1.0~2.0
W	4.7~5.2	B	0.01~0.02
Al	5.6~6.2	Ni	Bal

单位:mm

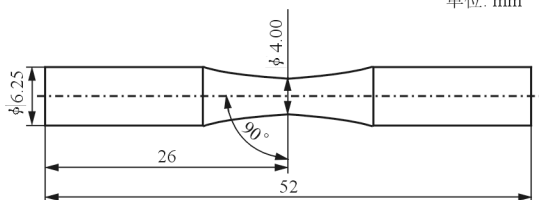


图 1 高周疲劳试样示意图

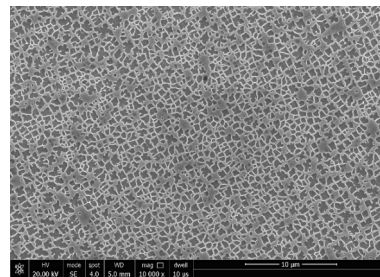
Fig. 1 Schematic diagram of high cycle fatigue specimen

在高频疲劳试验机上进行载荷控制的疲劳试验。试验温度分别为室温和 750 °C,试验条件为应力比  $R = -1$ 、频率  $f \approx 83.3$  Hz,根据试验结果绘制合金的高周疲劳 S-N 曲线,并确定疲劳循环次数  $N_f = 10^7$  时的疲劳强度。使用扫描电镜(SEM)观察疲劳断裂后试样的疲劳断口,分析其疲劳断裂机制。

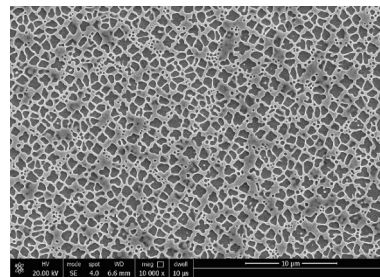
### 2 试验结果与讨论

#### 2.1 合金的显微组织

IC10 单晶铸态显微组织如图 2 所示,照片显示 IC10 单晶铸态组织以  $\gamma'$  相和  $\gamma + \gamma'$  共晶相为主,并含有少量鱼骨状碳化物析出相, $\gamma'$  相尺寸不规则,枝晶干  $\gamma'$  相平均尺寸在 0.2~0.4  $\mu\text{m}$ ,如图 2(a)所示。经热处理后, $\gamma + \gamma'$  相残余共晶基本消除(如图 2(b)所示),体积分数小于 5%, $\gamma'$  相为较为规则的方形,枝晶干  $\gamma'$  相平均尺寸在 0.6~0.9  $\mu\text{m}$ ,并有更细小的  $\gamma''$  相析出。



(a) 单晶铸态组织



(b) 单晶热处理态组织

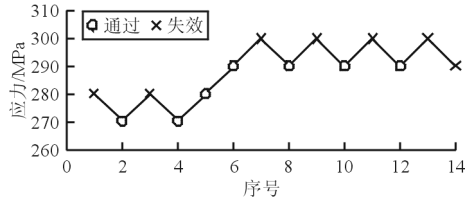
图 2 IC10 热处理前后显微组织

Fig. 2 Microstructure of IC10 single crystal before and after treatment

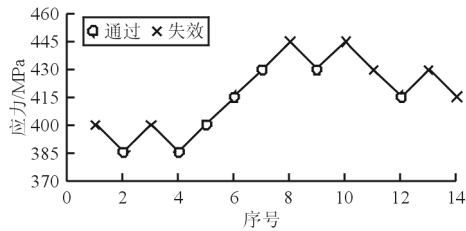
#### 2.2 疲劳性能分析

在室温和 750 °C 下,IC10 合金旋转弯曲疲劳

$10^7$  疲劳极限升降图如图 3 所示。可以看出:按照升降图求得两个温度下  $10^7$  疲劳极限分别为: 288 MPa( $\sigma_{25^\circ\text{C}}$ )和 416 MPa( $\sigma_{750^\circ\text{C}}$ );750 °C 下 IC10 合金旋转弯曲疲劳极限较室温下高约 128 MPa,表明 750 °C 的疲劳性能优于室温疲劳性能。



(a) 室温



(b) 750 °C

图 3 旋转弯曲疲劳  $10^7$  疲劳极限升降图

Fig. 3 Rotating-bending fatigue  $10^7$  up-down figure

疲劳试验 S-N 曲线如图 4 所示。

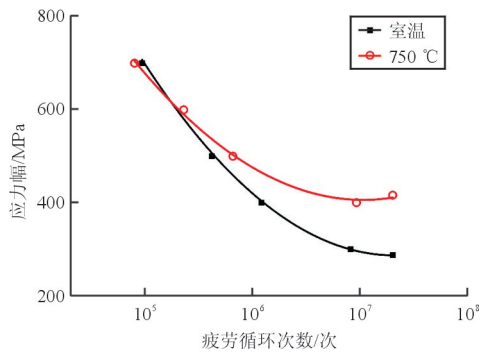


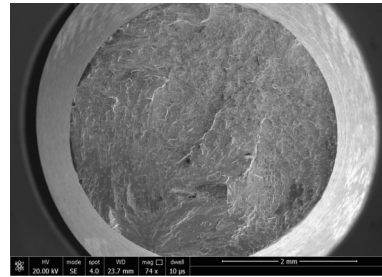
图 4 旋转弯曲疲劳试验的 S-N 曲线

Fig. 4 S-N curves of rotating-bending fatigue

从图 4 可以看出:与大多数镍基高温合金相同,IC10 单晶合金的疲劳寿命随应力的减小而增大;750 °C 旋转弯曲 S-N 曲线维持在 425 MPa 左右,曲线斜率变化明显变缓;室温疲劳曲线的平缓段不明显;750 °C 疲劳曲线明显在室温疲劳曲线的上方,表明合金 750 °C 时的旋转弯曲疲劳性能要好于室温时的疲劳性能。

### 2.3 高周疲劳断口形貌

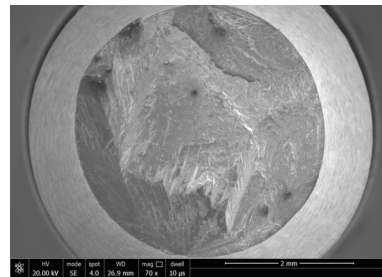
疲劳断口 SEM 照片如图 5 所示。



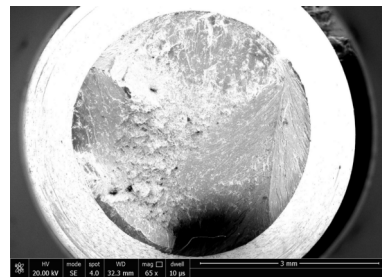
(a)  $T=25^\circ\text{C}$ ,  $\sigma_a=700$  MPa,  $N_f=89\,500$



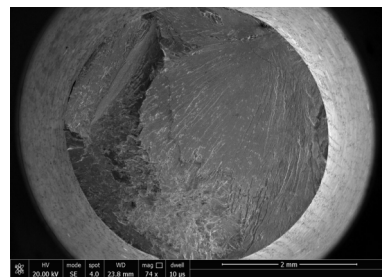
(b)  $T=25^\circ\text{C}$ ,  $\sigma_a=500$  MPa,  $N_f=369\,000$



(c)  $T=25^\circ\text{C}$ ,  $\sigma_a=400$  MPa,  $N_f=786\,000$

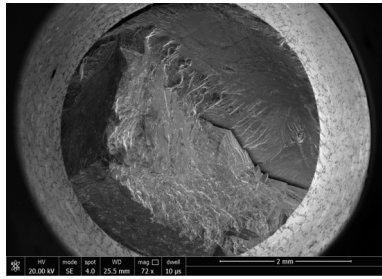


(d)  $T=750^\circ\text{C}$ ,  $\sigma_a=700$  MPa,  $N_f=48\,000$



(e)  $T=750^\circ\text{C}$ ,  $\sigma_a=500$  MPa,  $N_f=638\,000$





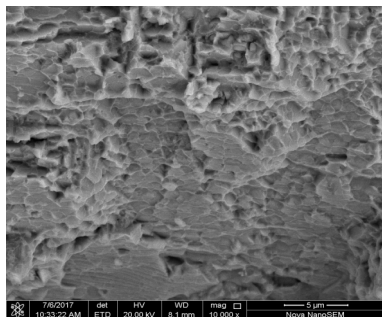
(f)  $T=750\text{ }^{\circ}\text{C}, \sigma_a=400\text{ MPa}, N_f=15\text{ }900\text{ }000$

图 5 IC10 合金疲劳断口形貌

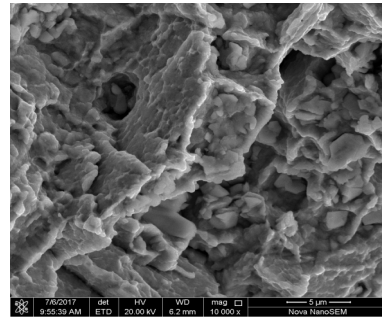
Fig. 5 Morphologies of fatigue fracture surface of IC10

从图 5 可以看出:IC10 单晶合金的室温、中温旋转弯曲疲劳断口均是由裂纹萌生区、稳态扩展区和失稳瞬断区三个部分组成;合金在各种条件下的高周旋转弯曲疲劳断口中无一例外出现了放射状条纹特征,表面无论应力大小,疲劳裂纹均起源于试样表面和近表面。其根本原因在于试件受到交变载荷的作用,合金发生滑移形成滑移带,滑移到试棒表面时,在上面形成“挤出”或“侵入”,经过一定循环周次后,在表面薄弱区域产生足够的应力集中或孔洞,随即在试样表面产生疲劳裂纹源<sup>[9]</sup>。

疲劳裂纹形成后沿易滑移面进行扩展,由于单晶高温合金为面心立方结构,中温下的变形机制为八面体滑移<sup>[10]</sup>,可知扩展平面与试样中心轴的夹角约为  $50^{\circ}$ ,表明断裂平面为  $\langle 1\ 1\ 1 \rangle$  面。疲劳裂纹的稳态扩展区比较平整,它是由于疲劳裂纹扩展过程中,已经开裂表面在循环应力作用下不断发展磨损造成的。IC10 单晶合金的旋转弯曲疲劳断口的瞬断区呈现出典型的枝晶间断裂和韧窝断裂,如图 6 所示。疲劳裂纹的扩展使得横截面积不断减小,作用在试样上的应力逐渐增大。当应力强度因子超过合金的断裂韧度时,试样在拉应力作用下发生失稳断裂。



(a)  $T=25\text{ }^{\circ}\text{C}, \sigma_a=500\text{ MPa}, N_f=369\text{ }000$



(b)  $T=25\text{ }^{\circ}\text{C}, \sigma_a=500\text{ MPa}, N_f=638\text{ }000$

图 6 瞬断区示意图

Fig. 6 Illustration of the last period of propagation

此外,从图 5 可以看出:在相同温度下,较高应力状态下的稳态扩展区面积小于较低应力状态。造成上述现象的原因在于:在裂纹快速扩展阶段,开动的滑移系数多,除了在  $\langle 1\ 1\ 1 \rangle$  滑移面内进行滑移外,位错可以离开原来的滑移面继续运动;在高应力状态下,滑移方式的转变更为剧烈,滑移速度快,在两者的综合作用下,导致其稳态扩展区较小。

同时,从图 5 可以看出:在相同应力下,750 °C 试样的稳态扩展区面积要大于 25 °C 的试样。这是由于温度升高,应力强度因子范围较高,滑移系易于开动,裂纹扩展开始沿多个滑移系统同时或交替进行,从而增大了稳态扩展区面积。

### 3 结 论

(1) 在应力比  $R=-1$ , 频率  $f \approx 83.3\text{ Hz}$  和实验室静态空气介质环境下,测得 IC10 单晶高温合金室温下合金的疲劳强度  $\sigma_{25\text{ }^{\circ}\text{C}}=288\text{ MPa}$ , 750 °C 下疲劳强度  $\sigma_{750\text{ }^{\circ}\text{C}}=416\text{ MPa}$ 。

(2) IC10 单晶高温合金高周疲劳断口由裂纹萌生区、稳态扩展区和瞬时断裂区三部分组成。疲劳裂纹起源于试样表层或亚表层处,在交变载荷作用下,疲劳裂纹沿易滑移面进行扩展,最后发生韧性断裂。

### 参考文献

[1] 韩国明, 张振兴, 李金国, 等. DD98M 镍基单晶高温合金 900 °C 高周疲劳行为[J]. 金属学报, 2012, 48(2): 170-175.  
Han Guoming, Zhang Zhenxing, Li Jinguo, et al. High cycle fatigue behavior of a nickel-based single crystal superal-

- loy DD98M at 900 °C[J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 2012, 48(2): 170-175. (in Chinese)
- [2] 赵希宏, 黄朝晖, 谭永宁, 等. 新型 Ni<sub>3</sub>Al 基定向高温合金 IC10[J]. *航空材料学报*, 2006, 26(3): 20-24.  
Zhao Xihong, Huang Zhaohui, Tan Yongning, et al. New Ni<sub>3</sub>Al based directionally solidified superalloy IC10 [J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2006, 26(3): 20-24. (in Chinese)
- [3] 何玉怀, 刘绍伦. Ni<sub>3</sub>Al 合金热/机械疲劳裂纹扩展行为研究[J]. *材料工程*, 2000(11): 13-14.  
He Yuhuai, Liu Shaolun. Thermal-mechanical fatigue crack growth behavior in Ni<sub>3</sub>Al superalloy[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2000(11): 13-14. (in Chinese)
- [4] 张宏建, 温卫东, 崔海涛, 等. 不同温度下 IC10 合金的本构关系[J]. *航空学报*, 2008, 29(2): 499-504.  
Zhang Hongjian, Wen Weidong, Cui Haitao, et al. Constitutive analysis of alloy IC10 at different temperatures[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(2): 499-504. (in Chinese)
- [5] 赵希宏, 孙跃军, 黄朝晖, 等. 定向凝固 Ni<sub>3</sub>Al 基高温合金 IC10 的 760 °C 蠕变机理[J]. *材料工程*, 2009(1): 1-3.  
Zhao Xihong, Sun Yuejun, Huang Zhaohui, et al. Creep deformation mechanism of directionally solidified Ni<sub>3</sub>Al-base superalloy IC10 at 760 °C[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2009(1): 1-3. (in Chinese)
- [6] 吴小梅, 贺世美, 李建平, 等. EB-PVD 热障涂层对 IC10 合金力学性能的影响[J]. *航空材料学报*, 2009, 9(6): 77-80.  
Wu Xiaomei, He Shimei, Li Jianping, et al. Effect of EB-PVD thermal barrier coating on mechanical properties of IC10 alloy[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2009, 9(6): 77-80. (in Chinese)
- [7] 陈雷, 温卫东, 崔海涛. 双向应力状态下 IC10 高温合金的屈服行为研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(1): 77-84.  
Chen Lei, Wen Weidong, Cui Haitao. Measurement and analysis of yield locus of superalloy IC10 under biaxial tension[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(1): 77-84. (in Chinese)
- [8] 张国栋, 何玉怀, 苏彬, 等. 应变速率对 IC10 合金 1 100 °C 低周疲劳性能的影响[J]. *失效分析与预防*, 2009, 4(4): 196-199.  
Zhang Guodong, He Yuhuai, Su Bin, et al. Strain rate effects on low cycle fatigue performance of superalloy IC10 in 1 100 °C[J]. *Failure Analysis and Prevention*, 2009, 4(4): 196-199. (in Chinese)
- [9] 史振学, 王效光, 刘世忠, 等. DD9 单晶高温合金在 800 °C 的高周旋弯疲劳性能[J]. *机械工程材料*, 2016, 40(1): 16-19, 24.  
Shi Zhenxue, Wang Xiaoguang, Liu Shizhong, et al. Rotary bending high cycle fatigue properties of DD9 single crystal superalloy at 800 °C[J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2016, 40(1): 16-19, 24. (in Chinese)
- [10] Wan J S, Yue Z F. A low-cycle fatigue life model of nickel-based single crystal superalloys under multiaxial stress state [J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2005, 392(1): 145-149.

#### 作者简介:

张帅奇(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:高温合金精密铸造。

王 帅(1982—),女,博士,工程师。主要研究方向:高温合金精密铸造。

宗 巍(1985—),男,博士,工程师。主要研究方向:高温合金精密铸造。

陈升平(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:高温合金精密铸造。

张 强(1970—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:高温合金精密铸造。

谭永宁(1966—),男,硕士,研究员。主要研究方向:高温合金精密铸造。

(编辑:赵毓梅)