

一种 Ni₃Al 基高温合金冷热疲劳性能研究

孙宝才¹, 孙颖², 张长日¹, 孙长波¹, 王健楠¹, 胡业媛³,
柴爽¹, 衣红¹, 裴睿欣¹, 吕丰洋¹, 许庆彦³

(1. 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 辽宁沈阳 110043; 2. 空军装备部驻沈阳地区第二军事代表室, 辽宁沈阳 110043; 3. 清华大学材料学院先进成形制造教育部重点实验室, 北京 100084)

摘要: 航空发动机叶片在服役时会经历反复升至高温又冷却的过程, 这对于叶片材料Ni₃Al基高温合金的抗冷热疲劳性能提出了较高的要求。本文对一种Ni₃Al基高温合金进行了不同温度区间以及不同热循环次数对于裂纹产生及扩展的影响, 并进行了不同周次的冷热循环试验。结果表明: 冷热疲劳过程中, 该Ni₃Al基高温合金裂纹沿着共晶组织扩展, 共晶含量的多少直接影响合金的抗冷热疲劳能力。在25 °C⇌100 °C下的抗冷热疲劳能力优于合金在25 °C⇌150 °C下的抗冷热疲劳能力。在25 °C⇌100 °C冷热疲劳裂纹长度与热循环次数是近似线性关系, 其表达式为 $a = -1.22 + 0.233N$ 。

关键词: Ni₃Al基; 高温合金; 冷热疲劳

Ni₃Al基高温合金由于其优异的高温力学性能以及稳定性被广泛用作航空发动机叶片材料^[1-3]。由于在单晶高温合金的气膜孔附近产生的冷热疲劳裂纹是叶片失效的主要机制之一, 因此研究Ni₃Al基高温合金冷热疲劳裂纹的产生与扩展对于提高叶片寿命有较大的帮助。刘源^[4]等人研究了3种不同镍基高温合金在不同的热循环温度下的热疲劳性能, 主要探究了不同合金中裂纹扩展的方式和特点。王铁利^[5]等人研究了母合金和几种不同返回次数返回料的冷热疲劳性能, 发现随着返回次数的增加合金中气体及夹杂物质量分数随之增加, 枝晶组织越来越发达。

尽管已有较多研究对于Ni₃Al基高温合金冷热疲劳性能进行了探究, 但对于Ni₃Al基等轴晶构件裂纹的长度变化规律进行定量研究的报道却较少。本文对一种Ni₃Al基高温合金在不同温度区间以及不同热循环次数下裂纹产生及扩展的影响因素进行了探究。

1 试验材料及方法

试验用合金化学成分见表1。

表1 一种试验用Ni₃Al基高温合金成分
Table 1 Chemical compositions of the experimental Ni₃Al based superalloy $w_B/\%$

C	Cr	W	Mo	Al	Ti	Hf	B
0.06~0.2	7.4~8.2	1.5~2.5	3~5	7.6~8.5	0.6~1.3	0.3~0.7	≤0.05

参照《金属板材热疲劳试验方法》的相关标准, 对该Ni₃Al基高温合金进行了冷热疲劳试验, 试验温度25 °C⇌150 °C和25 °C⇌100 °C, 试样的尺寸如图1所示。将该Ni₃Al基高温合金试样置于马弗炉恒温区, 到温后开始计时, 加热保温1 min, 随后, 试样出炉迅速进入25 °C冷却水中冷却, 此为一个循环周期。循环5、10、15、20周次后测量冷热疲劳裂纹长度。温度循环波形见图2。

试验方案有两种: 规定循环次数, 测定裂纹长度; 规定裂纹长度(一般为

作者简介:

孙宝才(1985-), 男, 高级工程师, 主要从事熔模精密铸造工艺设计工作。

E-mail: sunbaocai111@163.com

通讯作者:

孙长波, 男, 研究员级高级工程师。E-mail: sunchangbo@126.com

中图分类号: TG132.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4977(2023)11-1399-05

收稿日期:

2023-03-23 收到初稿,
2023-05-10 收到修订稿。

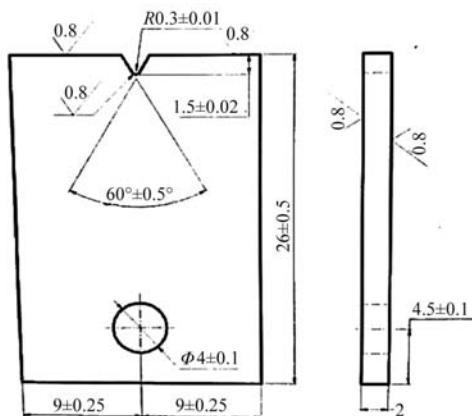


图1 一种Ni₃Al基高温合金冷热疲劳标准试样图
Fig. 1 Standard specimen diagram for thermal and cold fatigue of a Ni₃Al-based superalloy

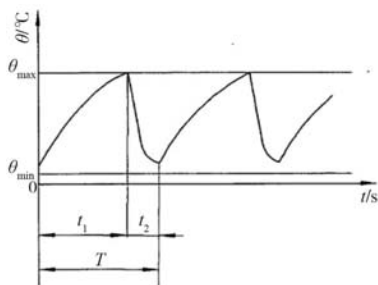


图2 热循环波形图
Fig. 2 Waveform of thermal cycle

0.5 mm)，测定达到规定裂纹长度的循环次数。一般每组需要3~5片试样。本试验采用第一种方案，每组测试3片试样。

裂纹长度的测量可采用两种方法，一种是从试样断口上测量，一般用于最终测量；另一种是从试样表面测量，一般用于试验过程中测量。本试验采用第二种方案。在工具显微镜下测量表面裂纹出长度，如果不清晰允许用砂纸打磨。测量裂纹时，应测量缺口底部最长的裂纹。不同形态的裂纹其长度的测量方法见图3所示。

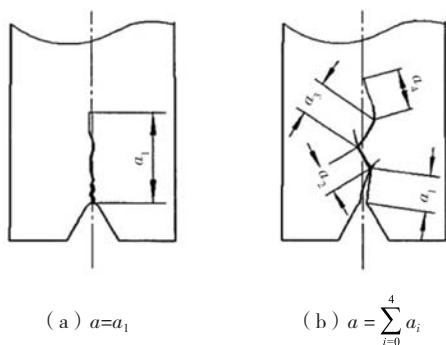


图3 不同形态表面裂纹测量方法
Fig. 3 Schematic diagram of different morphological surface crack measurement methods

2 结果与讨论

2.1 25 °C ⇌ 1 150 °C下合金冷热疲劳性能

研究了不同成分合金在25 °C⇌1 150 °C温度下的冷热疲劳性能。选取实验用Ni₃Al基高温合金，根据合金成分中的Al元素的细微差别，分为1#中上限合金与2#中下限合金，其中1#中上限合金的Cr、Hf元素含量略低，2#中下限合金的Al、Ti元素含量略低。

该Ni₃Al基高温合金25 °C⇌1 150 °C冷热疲劳裂纹长度与热循环次数关系如图4所示。标准试样经冷热循环5周次后，1#中上限合金缺口处裂纹长度为2.47 mm，2#中下限合金裂纹长度为0.08 mm，因此，1#中上限合金相对于2#中下限合金热疲劳裂纹萌生抗力较差。随着循环周次的递增，冷热循环裂纹长度不断增大，当循环周次增至20周次时，1#中上限合金裂纹延伸至6.45 mm，2#中下限合金裂纹变为3.12 mm，1#中上限合金裂纹长度比2#中下限合金长。标准试样经冷热循环5周次，10周次，15周次和20周次后的试样表面裂纹形貌如图5所示。从图中可以看出，1#中上限合金冷热疲劳裂纹萌生抗力较差，2#中下限合金较好。

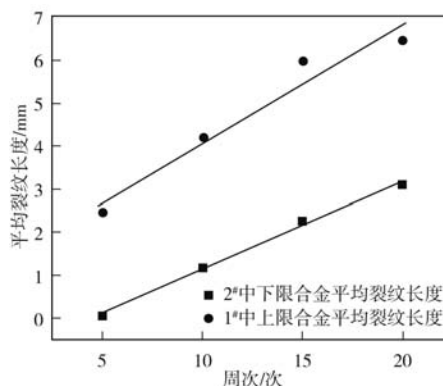


图4 一种Ni₃Al基高温合金25 °C⇌1 150 °C冷热疲劳裂纹长度与热循环次数关系
Fig. 4 Relationship between thermal and cold (25 °C ⇌ 1 150 °C) fatigue crack length and thermal cycle times in a Ni₃Al based superalloy

为了揭示冷热疲劳裂纹与微观组织的关系，对冷热循环20周次后的试样进行研磨机械抛光与化学腐蚀处理，然后，对裂纹部位的微观组织进行了相关分析。如图6所示，裂纹在V型缺口处萌生后，多呈弯曲态扩展并不断萌生二次裂纹，扩展方向基本穿过一次枝晶轴，沿着枝晶间方向延伸。在观察二次裂纹扩展区域时发现，裂纹多沿着(γ+γ')共晶组织扩展。随着Al元素含量的增加，合金中的共晶含量也随即急剧增加，因此，当合金中Al元素成分在中上限时，共晶含量会增多，裂纹沿着共晶组织扩展，从而降低了合金的抗裂纹能力。相反，合金中Al元素成分取在中下限时，该Ni₃Al基高温合金具有良好的综合力学性能，

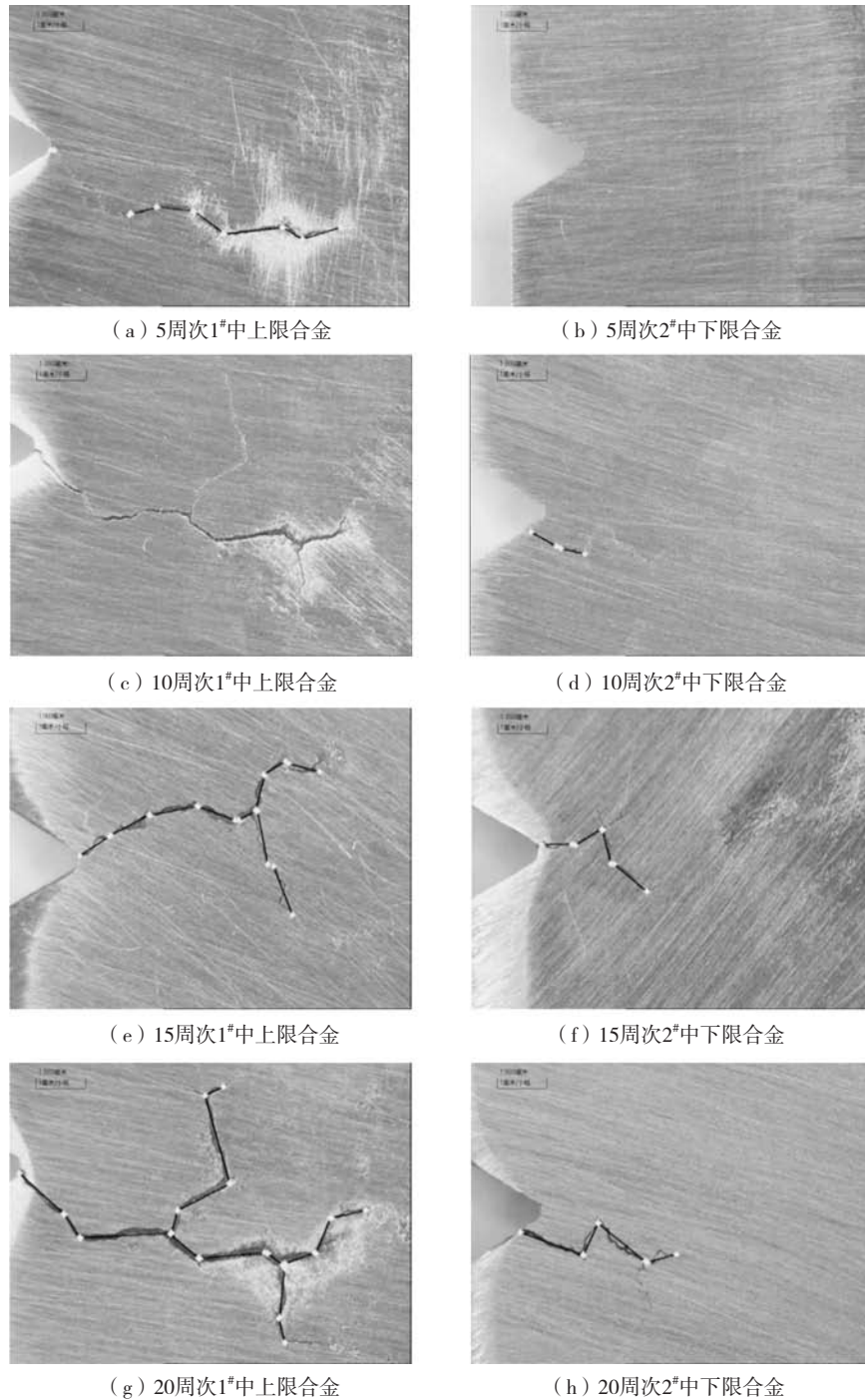


图5 25 °C ⇌ 1 150 °C 冷热循环试样表面裂纹形貌

Fig. 5 Surface cracks morphologies of thermal and cold cycling (25 °C ⇌ 1 150 °C) samples after various numbers of cycles

这就是2#中下限合金冷热疲劳裂纹萌生抗力较好的原因所在。因此，建议该合金的Al元素成分限范围取中下限为宜。

2.2 25 °C ⇌ 1 100 °C 下合金冷热疲劳试验

通过不同周次的冷热循环试验，研究了一种Ni₃Al基高温合金（2#中下限合金）在25 °C ⇌ 1 100 °C 下的

冷热疲劳性能。图7为该Ni₃Al基高温合金在25 °C ⇌ 1 100 °C 下不同循环次数的裂纹长度。由图可以看出，随着循环周次的增加，合金的裂纹长度逐渐增长，在5周次以内合金的裂纹长度很小，扩展十分缓慢，裂纹长度为0.15 mm，循环周次增加到25周次时，裂纹长度达到4.99 mm，在冷热循环周次超过10周次后裂纹扩展加速，平均每增加5周次，裂纹扩展长度增加约1 mm。

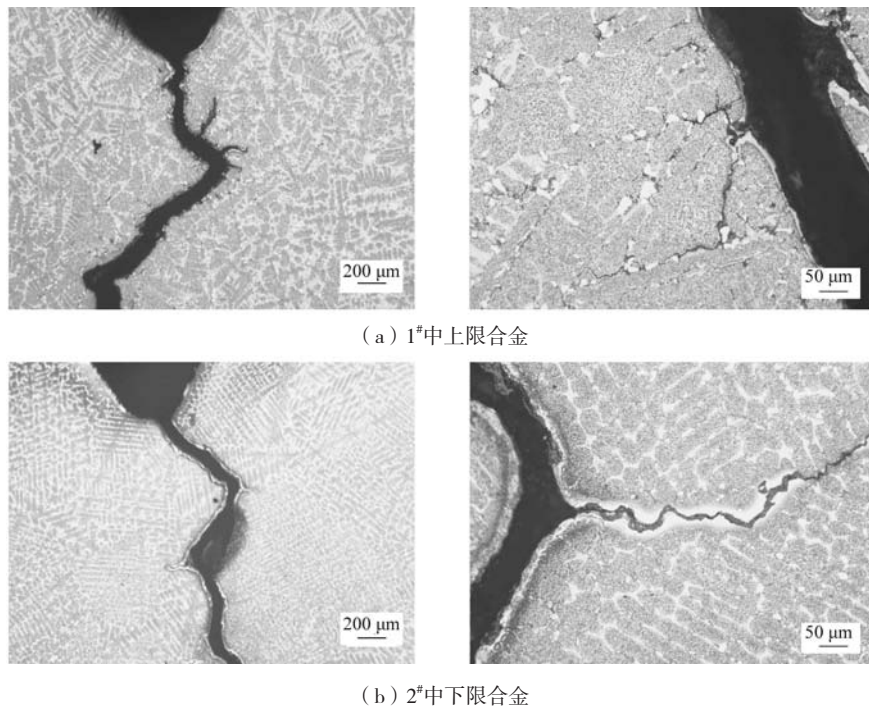
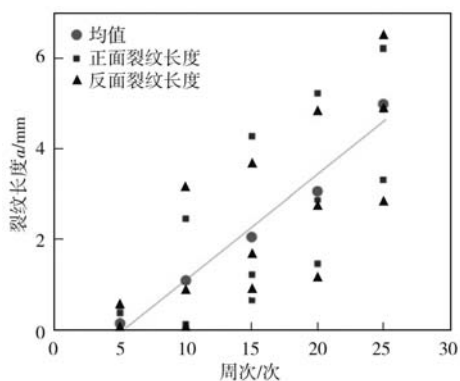


图6 25 °C ⇌ 1 150 °C 冷热循环20周热疲劳裂纹OM形貌

Fig. 6 OM morphology of thermal and cold (25 °C ⇌ 1 150 °C) fatigue cracks after 20 cycles

图7 一种Ni₃Al基高温合金25 °C ⇌ 1 100 °C冷热疲劳裂纹长度与热循环次数关系Fig. 7 Relationship between crack length and thermal and cold (25 °C ⇌ 1 100 °C) cycle number for a Ni₃Al based superalloy

此外，试样的初始表面状态及试验的相关设施也会影响试样裂纹的扩展速度。

通过分析试验测定的裂纹长度与冷热循环次数之间的关系，在直角坐标系上绘制出 $a-N$ 散点图，然后用最小二乘法进行线性回归计算，可以得到裂纹长度与冷热循环次数的关系式：

$$a=C_1+C_2N \quad (1)$$

式中： a 为裂纹长度，mm； N 为热循环次数； C_1 为截距，mm； C_2 为斜率。

最后，得到该Ni₃Al基高温合金在25 °C ⇌ 1 100 °C 下冷热疲劳裂纹长度与热循环次数关系的关系式为：

$$a=-1.22+0.233 N \quad (2)$$

3 结论

(1) 冷热疲劳过程中，该Ni₃Al基高温合金裂纹沿着共晶组织扩展，共晶含量的多少直接影响合金的抗冷热疲劳能力。由于该合金在中上限时的共晶含量远远大于合金在中下限的共晶含量，因此，合金在中上限的抗冷热疲劳能力要低于合金在中下限的抗冷热疲劳能力。

(2) 该Ni₃Al基高温合金在25 °C ⇌ 1 100 °C 温度下的抗冷热疲劳能力优于合金在25 °C ⇌ 1 150 °C 温度下的抗冷热疲劳能力。

(3) 该Ni₃Al基高温合金在25 °C ⇌ 1 100 °C 冷热疲劳裂纹长度与热循环次数是近似线性关系，其表达式为 $a=-1.22+0.233 N$ 。

参考文献:

- [1] POLLOCK T M, ARGON A S. Directional coarsening in nickel-base single crystals with high volume fractions of coherent precipitates [J]. *Acta Metallurgica et Materialia.*, 1994, 42: 1859–1874.
- [2] REED R C. *The superalloys: fundamentals and applications* [M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2006.
- [3] 郭建亭, 李辉, 孙超, 等. Zr, Cr和B对Ni₃Al合金组织和力学性能的影响 [J]. *金属学报*, 1989 (6): 22–29.
- [4] 刘源, 于金江, 徐岩, 等. 单晶高温合金的冷热疲劳裂纹生长行为研究 [J]. *稀有金属材料与工程*, 2009, 38 (1): 59–63.
- [5] 王铁利, 崔彤, 杨洪才, 等. 返回次数对一种钴基高温合金组织及冷热疲劳性能的影响 [J]. *东北大学学报 (自然科学版)*, 2003, 24 (6): 580–582.

Study on the Thermal and Cold Fatigue Properties of a Ni₃Al-Based Superalloy

SUN Bao-cai¹, SUN Ying², ZHANG Chang-ri¹, SUN Chang-bo¹, WANG Jian-nan¹, HU Ye-yuan³, CHAI Shuang¹, YI Hong¹, PEI Rui-xin¹, LÜ Feng-yang¹, XU Qing-yan³

(1. AECC Shenyang Liming Aero-Engine Co., Ltd., Shenyang 110043, Liaoning, China; 2. Second Military Representative Office of Air Force Equipment Department in Shenyang, Shenyang 110043, Liaoning, China; 3. Key Laboratory for Advanced Materials Processing Technology (MOE), School of Materials Science and Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract:

Aeroengine blades will experience repeated heating to high temperature and cooling during service, which puts forward higher requirements on the thermal fatigue resistance of the Ni₃Al-based superalloy of the blade material. In this paper, the effects of different temperature ranges and different thermal cycle times on the crack generation and propagation of a Ni₃Al-based superalloy were investigated. Different cycles of cold and heat cycle tests were carried out on the alloy. The results show that during the process of cold and hot fatigue, cracks in the Ni₃Al-based superalloy propagate along the eutectic structure, and the eutectic content directly affects the alloy's ability to resist cold and hot fatigue. The thermal fatigue resistance at 25 °C ⇌ 1 100 °C is better than that of the alloy at 25 °C ⇌ 1 150 °C, and the thermal fatigue crack length and thermal cycle times are approximately linear at 25 °C ⇌ 1 100 °C, its expression is $a = -1.22 + 0.233N$.

Key words:

Ni₃Al-based; superalloy; thermal and cold fatigue
