

# 喷射成形 GH738 合金的疲劳裂纹扩展行为

## Fatigue Crack Growth Behavior of Spray Formed GH738 Alloy

杨冬野<sup>1,2,3</sup>, 曹福洋<sup>1,2</sup>, 许文勇<sup>3</sup>,

左 欣<sup>1,2</sup>, 李 周<sup>3</sup>, 张国庆<sup>3</sup>, 孙剑飞<sup>1,2</sup>

(1 哈尔滨工业大学 材料科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2 哈尔滨工业大学 金属精密热加工国防科技重点实验室, 哈尔滨 150001;

3 北京航空材料研究院 先进高温结构材料重点实验室, 北京 100095)

YANG Dong-ye<sup>1,2,3</sup>, CAO Fu-yang<sup>1,2</sup>, XU Wen-yong<sup>3</sup>

ZUO Xin<sup>1,2</sup>, LI Zhou<sup>3</sup>, ZHANG Guo-qing<sup>3</sup>, SUN Jian-fei<sup>1,2</sup>

(1 School of Materials Science and Engineering, Harbin Institute of

Technology, Harbin 150001, China; 2 National Key Laboratory for

Precision Hot Processing of Metals, Harbin Institute of Technology,

Harbin 150001, China; 3 Science and Technology on Advanced

High Temperature Structural Materials Laboratory, Beijing Institute of

Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

**摘要:** 进行了不同温度、频率和应力比条件下喷射成形 GH738 合金紧凑拉伸(CT)试样的疲劳裂纹扩展试验, 分析了相应条件下的疲劳裂纹扩展速率及其对疲劳裂纹扩展行为的影响规律。结果表明: 随着温度的升高, 裂纹扩展速率略有加快; 加载频率降低, 疲劳裂纹扩展加速; 裂纹扩展速率  $da/dN$  随应力比  $R$  的增大而增大。疲劳断口呈现多裂纹源特征, 裂纹稳定扩展为疲劳条带机制。

**关键词:** 喷射成形; GH738; 疲劳裂纹扩展

**doi:** 10.11868/j.issn.1001-4381.2014.07.011

**中图分类号:** TG146.1    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1001-4381(2014)07-0055-05

**Abstract:** The fatigue crack growth tests of spray formed GH738 superalloy with compact tension (CT) specimens were carried out at different temperatures, loading frequency and  $R$ -ratios. The effects of temperatures, loading frequency and  $R$ -ratios on fatigue crack growth behaviors were investigated. The results show that the crack propagation rate increases with the increase of temperature; Fatigue crack propagation increases with the decrease of loading frequency; Fatigue crack growth rate  $da/dN$  is also found to increase with the larger  $R$ -ratios. The crack initiates multi-sites, and the fatigue fracture individually exhibits a series of fatigue striations mode in the crack steady growth region.

**Key words:** spray formed; GH738; fatigue crack growth

GH738 合金(Waspaloy)是一种  $\gamma$  相沉淀强化的镍基高温合金, 具有良好的高温综合性能, 作为航空发动机叶片、涡轮盘等零部件材料, 广泛应用于航天、航空等领域<sup>[1,2]</sup>。喷射成形 GH738 合金凝固过程具有快速凝固的优点, 组织细化、无宏观偏析等组织特征, 其力学性能明显提高<sup>[3,4]</sup>。国外对 Waspaloy 合金疲劳行为开展过研究工作, 但鲜有喷射成形 Waspaloy 合金疲劳特性的报道<sup>[5]</sup>。国内在镍基高温合金疲劳行

为开展了较为系统的研究<sup>[6]</sup>, 对喷射成形 GH738 合金高温低周疲劳特性进行了部分研究工作<sup>[7,8]</sup>, 但对合金的高温疲劳裂纹扩展行为研究很少。本工作对所制备的喷射成形 GH738 合金的裂纹扩展行为进行了研究, 系统分析不同温度、频率和应力比等实验条件对喷射成形 GH738 合金紧凑拉伸(CT)试样的疲劳裂纹扩展速率及扩展行为的影响规律, 为其推广应用及其寿命预测提供依据。

1 实验材料及方法

1.1 材料及试样

本研究选用镍基 GH738 合金,合金成分见表 1。GH738 合金经重熔后喷射成形,主要工艺参数:采用氮气作为雾化介质,雾化压力为 1.0MPa,沉积距离为 450mm。随后对沉积坯锭进行热等静压、环轧和热处理,热等静压工艺为 1150℃/4h/150MPa,热处理工艺为:固溶 1080℃×4h, AC,时效 840℃×24h, AC, 760℃×16h, AC,得到直径约 600mm 的环形件。在环件上制取标准紧凑拉伸(CT)试样,预制 2mm 裂纹(尺寸见图 1)。

表 1 GH738 合金化学成分(质量分数/%)

Table 1 Chemical compositions of GH738 alloy

(mass fraction/%)

Cr	Mo	Co	Ti	Al	B	Ni
19.6	4.3	13.5	3.1	1.5	0.008	Bal

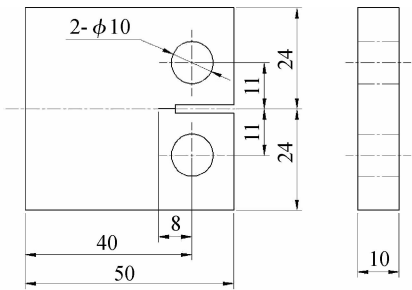


图 1 标准紧凑拉伸(CT)试样

Fig. 1 Standard compact tension (CT) specimen

1.2 实验装置与条件

实验采用载荷控制方式,在空气环境中进行,载荷波形为正弦波。实验在 MTS370-25kN 上进行,采用电阻炉加热方式,裂纹检测采用显微镜目测法,为单侧测试,测量精度 0.01mm。按照 HB 7680—2000《金属材料高温疲劳裂纹扩展速率试验方法》进行疲劳裂纹扩展速率测试,研究试样在不同温度、频率和应力比  $R$  条件下的疲劳裂纹扩展行为,具体测试条件见表 2。

表 2 实验条件

Table 2 Test conditions

Sample	Temperature/℃	Frequency/Hz	$R$ ratio
1	400	10	0.1
2	550	10	0.1
3	650	10	0.1
4	550	0.1	0.1
5	550	0.5	0.1
6	550	10	0.3
7	550	10	0.5

疲劳断裂后的微观形貌在 S-5700 扫描电子显微镜上进行。

1.3 数据处理方式

数据处理采用割线法,即在  $a-N$  曲线上,按式(1)计算连接相邻两点的直线斜率。

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{\bar{a}} = (a_{i+1} - a_i) / (N_{i+1} - N_i) \tag{1}$$

式中: $a$  为 裂 纹 长 度,mm; $\bar{a}$  为 平 均 裂 纹 长 度,mm; $N$  为 循 环 周 次,cycle; $da/dN$  为 裂 纹 扩 展 速 率,mm/cycle。 $da/dN$  是  $a_{i+1} - a_i$  线 段 上 的 平 均 速 率,故 用 平 均 裂 纹 长 度  $\bar{a}$  来 计 算 应 力 强 度 因 子 范 围  $\Delta K$ ,平 均 裂 纹 长 度  $\bar{a}$  按 式(2)计 算。

$$\bar{a} = \frac{1}{2} (a_{i+1} + a_i) \tag{2}$$

$\Delta K$  按式(3)进行计算。

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B \sqrt{W}} \cdot \frac{(2 + \alpha)}{(1 - \alpha)^{3/2}} (0.886 + 4.64\alpha - 13.32\alpha^2 + 14.72\alpha^3 - 5.6\alpha^4) \tag{3}$$

式中: $\Delta K$  为 应 力 强 度 因 子 范 围,MPa·m<sup>1/2</sup>; $\Delta P$  为 载 荷 范 围,kN; $B$  为 试 样 厚 度,mm; $W$  为 试 样 宽 度,mm; $\alpha = a/W$ , 对 于  $a/W$  大 于 或 等 于 0.2,表 达 式 有 效。

2 实验结果与讨论

图 2 为喷射成形 GH738 合金 CT 试样在不同温度下的疲劳裂纹扩展行为。可以看出,疲劳裂纹扩展速率随着温度的升高略有加快,随着强度因子  $\Delta K$  的增加,裂纹扩展速率  $da/dN$  趋于一致。

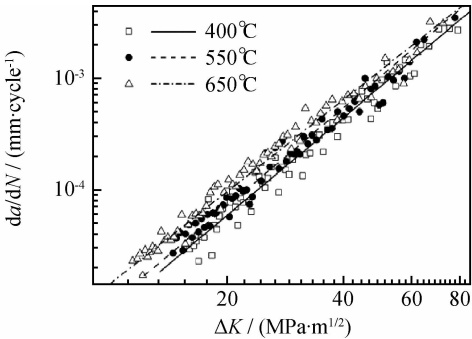


图 2 不同温度下的疲劳裂纹扩展行为

Fig. 2 Fatigue crack growth behavior at different temperatures

裂纹扩展速率与高温时材料强度和裂纹表面氧化等有关。在高温条件下,疲劳裂纹易于在晶界形核,相邻晶粒间热收缩不匹配或应变不协调会在晶界处产生应力集中,诱发裂纹形成。一般条件下,材料的耐久极限随温度的降低而增大,短寿命疲劳阻力也随温度的

降低而降低<sup>[9]</sup>。力学性能实验结果显示 GH738 合金的拉伸性能随着温度的升高而下降<sup>[3]</sup>。另外,GH738 合金高温情况下的氧化加重,也会造成裂纹扩展速率加快<sup>[10-12]</sup>。

材料在不同温度下的疲劳行为可以用 Paris 公式定量描述,具体公式如下:

$$da/dN = C(\Delta K)^m$$

(4)

式中, $C$  和  $m$  为材料参数。对式(4)两边分别取对数,可以得到:

$$\lg(da/dN) = \lg C + m \lg \Delta K$$

(5)

由式(5)可见,裂纹扩展速率  $da/dN$  与应力强度因子  $\Delta K$  在对数坐标下呈线性关系,应用式(5)对不同温度下的疲劳裂纹扩展实验数据进行回归分析,得到回归方程如表 3 所示。

表 3 不同温度下的疲劳裂纹扩展速率

Table 3 Fatigue crack growth rate at different temperatures

Temperature /℃	Crack growth rate
400	$da/dN=9.33 \times 10^{-9} \Delta K^{2.92}$
550	$da/dN=1.09 \times 10^{-8} \Delta K^{2.91}$
650	$da/dN=2.56 \times 10^{-8} \Delta K^{2.76}$

对喷射成形 GH738 合金在 550℃ 时不同频率下的  $da/dN-\Delta K$  的关系进行研究,结果如图 3 所示。

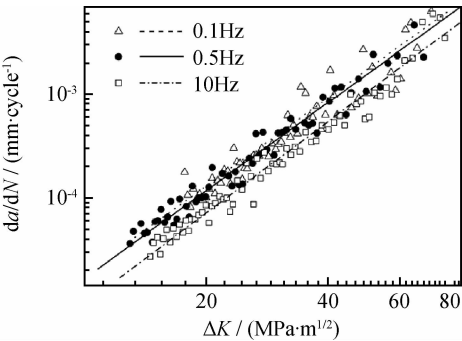


图 3 不同频率下的疲劳裂纹扩展行为

Fig. 3 Fatigue crack growth behavior under different loading frequency

由图 3 可以看出,频率在较低条件下对  $da/dN$  影响较小,0.1Hz 和 0.5Hz 相同  $\Delta K$  频率下裂纹扩展速率基本相当,频率为 10Hz 时的裂纹扩展速率比 0.1Hz 和 0.5Hz 时有较明显降低。高频载荷与低频载荷相比,可以引起材料的高密度滑移,所以裂纹尖端塑性区较小,有效屈服应力较高,较低的载荷频率有助于滑移更广泛的分布,裂纹尖端塑性区大,有效屈服应力较低。在载荷作用下,较低的有效屈服应力易于裂纹扩

展,所以低频时裂纹扩展速率较大<sup>[13,14]</sup>。  
应用 Pairs 公式对不同频率下的疲劳裂纹扩展试验数据进行回归分析,得到回归方程如表 4 所示。

表 4 不同频率下的疲劳裂纹扩展速率

Table 4 Fatigue crack growth rate under different loading frequency

Frequency /Hz	Crack growth rate
0.1	$da/dN=2.78 \times 10^{-8} \Delta K^{2.94}$
0.5	$da/dN=2.74 \times 10^{-8} \Delta K^{2.82}$
10	$da/dN=1.09 \times 10^{-8} \Delta K^{2.91}$

图 4 为 550℃ 时喷射成形 GH738 合金裂纹扩展速率  $da/dN$  与应力强度因子  $\Delta K$  之间的关系。可见,裂纹扩展速率  $da/dN$  随应力比  $R$  的增大而增大。试验过程中应力使裂纹扩展的裂纹尖端的产生一定的塑性变形。在前一次加载时,试样承受拉伸载荷,但低于材料的屈服强度,而裂纹尖端由于应力集中的作用,已达到屈服进入塑性变形状态,当循环载荷从名义应力幅卸载到零时,试样接近恢复状态,而裂纹尖端由于加载时进入屈服,产生了不可逆拉伸残余变形。但是,在整个试样弹性恢复力的作用下,迫使这个局部塑性区恢复原状,从而使裂纹尖端材料从卸载初期尚有少量的残余拉应变而随着卸载过程的继续,逐步过渡进入压缩状态。当整体的弹性恢复力达到一定值时,会使压缩变形进入屈服,结果使裂纹尖端产生了残余压应力,促使本来已张开的裂纹闭合。当第二个拉伸循环开始时,裂纹尖端的拉应力首先必须克服第一循环结束时产生的残余应力,然后才使裂纹继续张开并向前扩展。应力比  $R$  越大,产生的塑性变形越小,所需克服的残余应力越小,裂纹尖端的有效应力强度越大,裂纹扩展速率越大<sup>[15,16]</sup>。

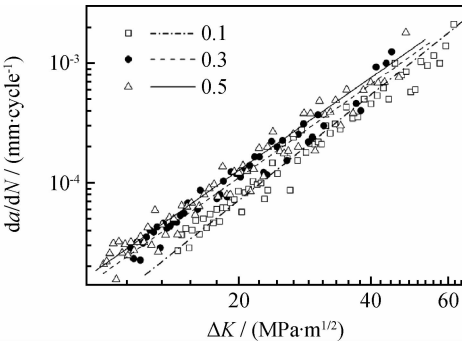


图 4 不同应力比下的疲劳裂纹扩展行为

Fig. 4 Fatigue crack growth behavior under different R ratios

对应力比为 0.1,0.3,0.5 条件下的疲劳裂纹扩展

数据进行回归分析,可得裂纹扩展方程如表 5 所示。

表 5 不同应力比下的疲劳裂纹扩展速率  
Table 5 Fatigue crack growth rate under different *R* ratios

<i>R</i> ratio	Crack growth rate
0.1	$da/dN=1.09\times10^{-8}\Delta K^{2.91}$
0.3	$da/dN=6.82\times10^{-8}\Delta K^{2.52}$
0.5	$da/dN=7.41\times10^{-8}\Delta K^{2.49}$

图 5 为喷射成形 GH738 合金高温疲劳裂纹扩展过程的典型断口形貌。从图 5 (a)中可见裂纹呈现多

裂纹源特征,裂纹稳定扩展过程中存在明显规则的疲劳条带,并且存在明显的二次疲劳裂纹,如图 5(b)所示,沿 CT 试样裂纹扩展方向,疲劳条带的间距不断增大,疲劳条带的间距与裂纹扩展速率对应(当疲劳条带方向与 CT 试样裂纹扩展方向存在夹角时需修正),图 5(c)显示裂纹稳定扩展区疲劳条带成块大面积分布,疲劳条带见有一定的方向差异。图 5(d)为疲劳裂纹扩展后期,随着应力强度因子范围  $\Delta K$  的增加,断口上出现韧窝形貌,韧窝中碳化物颗粒清晰可见。断口表面由于氧化作用存在一层氧化物,高温疲劳裂纹扩展过程中,温度越高,氧化现象越严重。

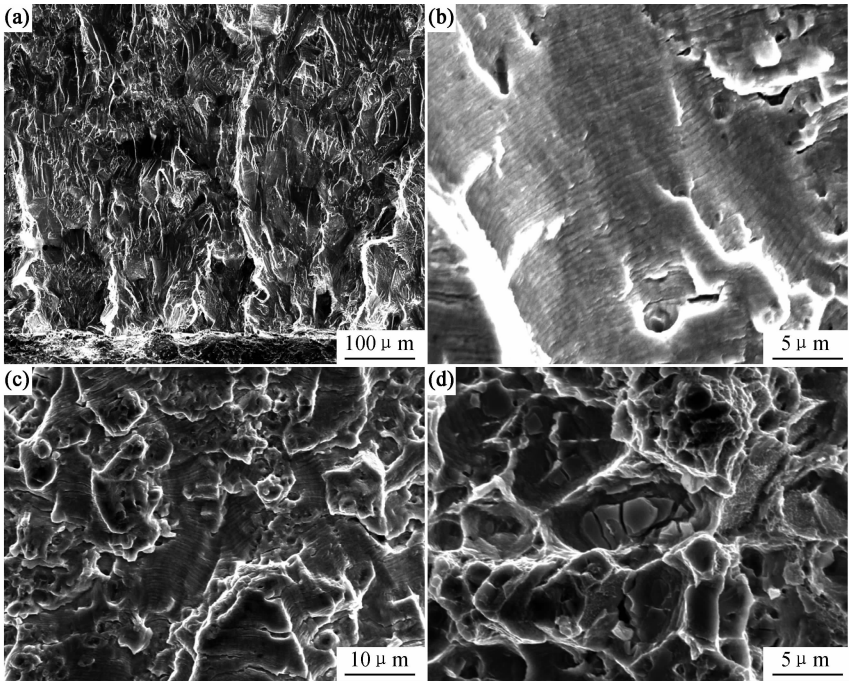


图 5 疲劳裂纹扩展 SEM 微观断口 (a)裂纹起源;(b)疲劳条带;(c)裂纹扩展区;(d)瞬断区  
Fig. 5 SEM micrographs of fracture surface (a) initiation of fatigue cracks;  
(b)fatigue striations;(c)crack propagation zone;(d)rapid fracture zone

3 结论

- (1)随着温度的升高,喷射成形 GH738 合金强度下降,裂纹表面氧化程度加剧,造成裂纹扩展速率略有加快。
- (2)低频载荷作用时裂纹尖端塑性区较大,有效屈服应力较低,裂纹扩展速率较大。0.1Hz 和 0.5Hz 频率下裂纹扩展速率基本相当,频率为 10Hz 时的裂纹扩展速率比 0.1Hz 和 0.5Hz 时有较明显降低。
- (3)由于“裂纹闭合效应”,应力比 *R* 越大,产生的塑性变形越小,所需克服的残余应力越小,裂纹尖端的有效应力强度越大,裂纹扩展速率越大。
- (4)疲劳断口呈现典型多裂纹源和疲劳条带特征,

断口表面存在明显的氧化现象,温度越高,氧化越严重,裂纹扩展速率越快。

参考文献

[1] SHEN G, SEMIATIN S L, SHIVPURI R. Modeling microstructural development during the forging of Waspaloy[J]. Metallurgical and Materials Transactions; A, 1995,26:1795—1803.

[2] LIU N, LI Z, ZHANG G Q. Hot deformation behavior and microstructure evolution of spray formed GH738 superalloy[J]. Rare Metals, 2011,30:388—391.

[3] YUAN H, LI Z, ZHANG G Q, et al. The study of microstructures and properties of spray formed superalloy GH738 ring[J]. Journal of Iron and Steel Research, 2011,23:271—273.

[4] 孙剑飞,沈军. 喷射成形镍基高温合金的研究进展[J]. 材料导报,

- 1999,13(2):10—12.
- SUN J F, SHEN J. Development of spray formed nickel base superalloys[J]. *Materials Review*, 1999,13(2):10—12.
- [5] DAVIDSON D L, TRYON R G, OJA M, et al. Fatigue crack initiation in Waspaloy at 20℃ [J]. *Metallurgical and Materials Transactions: A*, 2007,38:2214—2225.
- [6] LIU X B, MA L Z, CHANG K M, et al. Fatigue crack propagation of Ni-base superalloys[J]. *Acta Metallurgica Sinica: A*, 2005,18:55—64.
- [7] XU W Y, ZHANG G Q, LI Z. Low cycle fatigue behavior of spray formed superalloy rings[J]. *Advanced Materials Research*, 2012,399:1937—1941.
- [8] YANG D Y, XU W Y, LI Z, et al. Quantitative analysis on fatigue fracture of spray formed GH738 alloy[J]. *Materials Science Forum*, 2013,747—748:564—568.
- [9] 钟群鹏,赵子华. 断口学[M]. 北京: 高等教育出版社,2006. 268—270.
- [10] 赵国荣,罗希延,任璐璐,等. 航空发动机涡轮盘用 GH4133B 合金疲劳裂纹扩展行为研究[J]. *机械工程学报*, 2011,47(18):55—65.
- ZHAO G R, LUO X Y, REN L L, et al. Research on fatigue crack propagation behavior of GH4133B superalloy used in turbine disk of aero-engine[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011,47(18):55—65.
- [11] 刘维维,唐定中,李嘉荣,等. 抽拉速率对 DD6 单晶高温合金 650℃低周疲劳性能的影响[J]. *航空材料学报*,2012,32(2):8—12.
- LIU W W, TANG D Z, LI J R, et al. Effects of withdrawing rate on low cycle fatigue properties of single crystal superalloy DD6 at 650℃[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2012,32(2):8—12.
- [12] LIAW P K, SAXENA A, SWAMINATHAN V P, et al. Effects of load ratio and temperature on the near-threshold fatigue crack propagation behavior in a CrMoV steel[J]. *Metallurgical and Materials Transactions: A*, 1983,14(8):1631—1640.
- [13] 高文柱,吴欢,赵永庆. 金属材料疲劳裂纹扩展研究综述[J]. *钛工业进展*,2007, 24(6):33—37.
- GAO W Z, WU H, ZHAO Y Q. Summary of fatigue crack growth of study on metallic materials[J]. *Titanium Industry Progress*, 2007, 24(6):33—37.
- [14] GHONEM H, FOERCH R. Frequency effects on fatigue crack growth behavior in a near- $\alpha$  titanium alloy[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1991,138(1):69—81.
- [15] 沙桂英,韩玉,刘腾,等. 应力幅对退火态 Mg-3Al-2Sc 合金疲劳行为的影响[J]. *材料工程*,2012,(12):24—28.
- SHA G Y, HAN Y, LIU T, et al. Influences of stress amplitude on fatigue behavior of as-annealed Mg-3Al-2Sc alloy[J]. *Journal of Materials Engineering*,2012,(12):24—28.
- [16] 刘新灵,张峥,陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京: 国防工业出版社,2010. 78—80.
- 
- 基金项目:**国家自然科学基金资助项目(51074145);国家 973 计划资助项目(2010CB631205)
- 收稿日期:**2012-12-12;**修订日期:**2014-01-15
- 通讯作者:**孙剑飞(1962—),男,教授,主要从事喷射成形、镁铝合金、非晶等方面的研究工作,联系地址:哈尔滨工业大学材料与工程学院金属精密热加工国家级重点实验室 612 房间(150001),E-mail: jfsun@hit.edu.cn
-