

FGH95 粉末冶金高温合金损伤与断裂特性研究

刘新灵^{1,2}, 陈 星², 侯学勤¹, 陶春虎^{1,2}

(1. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

(2. 南昌航空大学, 江西 南昌 330063)

摘 要: 观察分析 FGH95 粉末冶金高温合金高周疲劳光滑试样断口, 研究其断裂规律; 并用断口定量的方法对试样断口的裂纹扩展特性进行分析, 计算疲劳扩展第 2 阶段的疲劳扩展寿命, 并分析裂纹扩展特性与断裂特征的内在关系。针对 120 个试样用统计归纳的方法研究总寿命 N_f 与断裂特征参数 a_c 之间的关系。临界裂纹长度取常用对数后与试验寿命取常用对数后具有大致线性关系, 数据点分布在大致平行的具有一定宽度的分散带内, 通过拟合出平行带的上下边界方程, 可以给出寿命预测的上下边界方程, 可用临界裂纹长度估算 FGH95 粉末冶金高温合金的疲劳寿命。

关键词: 粉末冶金镍基高温合金; 高周疲劳; 断裂特征; 寿命评估

中图法分类号: TG 146.1+5

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2009)07-1179-05

由于粉末冶金高温合金具有组织均匀、晶粒细小、耐温和强度高以及抗疲劳性能好等优点, 粉末冶金高温合金已成为先进航空发动机涡轮盘、档环等部件的首选材料^[1]。粉末冶金高温合金的可靠应用, 必须建立在对该材料的力学与损伤失效行为深入系统研究的基础上。虽然 FGH95 合金已在航空发动机的涡轮盘、档环等部件上应用, 但我国构件设计生产的过程还不像国外那样在设计阶段就开展大量的试验, 获取大量有用的数据, 提供给设计部门, 为构件定寿、确定定检周期及失效分析与预防服务, 而对在役结构, 则更多的需要用各种技术和手段评估结构的完整性和对在役结构进行剩余寿命评估^[2]。

关于 FGH95 合金, 其生产工艺、夹杂的类别与控制方法以及常规力学性能等进行了较为广泛的研究^[3], 但对该材料的损伤特性与失效机制研究得还很少。材料的研究不仅包括材料的设计、制备工艺、力学行为, 而且还应包括建立一套材料的断裂行为与失效判据。对 FGH95 合金的断裂行为与失效机制进行研究, 不仅在于弄清材料的力学行为和失效规律, 更重要的是对该材料失效分析与预防, 失效评估及确定定检周期提供参考数据。

本实验利用扫描电镜, 研究 FGH95 粉末冶金高温合金(以下简称 FGH95 粉冶高温合金)的断裂特征; 并用断口定量的方法对试样断口的裂纹扩展特性进行分析, 并分析裂纹扩展特性与断裂特征的内在关系; 用统计归纳的方法, 研究 120 个试样总寿命 N_f 与断裂特

征参数 a_c 之间的关系。通过以上 3 方面工作, 分析 FGH95 粉冶高温合金的疲劳损伤与断裂特性。

1 试 验

试样为 FGH95 粉冶高温合金光滑棒形高周疲劳试样, 试样形状及尺寸采用 Q/6S 977-91 标准中的 2591-N020 图, 试样工作段部分的直径为 5 mm。试验条件: 包括 500, 600 和 700 °C 3 个温度, 每个温度下应力比 R 分别为 0.1, 0.5 和 -1 3 种情况, 相同温度、相同 R 下又包括不同的载荷大小。

研究 FGH95 粉冶高温合金不同温度、不同应力比、不同载荷大小条件下的高周疲劳的断裂特征。通过断口定量分析的方法, 研究疲劳裂纹扩展特性。测量 120 个断口的临界裂纹尺寸, 分析试验寿命与临界裂纹长度之间的关系, 用统计和归纳的方法, 研究 FGH95 粉冶高温合金的疲劳寿命与断裂特征参数之间的关系。

2 结果及讨论

2.1 FGH95 粉冶高温合金高周疲劳断裂特征

在 FGH95 粉冶高温合金试样断口上可见疲劳源区、疲劳扩展区和瞬断区, 疲劳区颜色一般为深蓝色, 瞬断区为棕色。断口源区低倍形貌如图 1a 中箭头所指。

对断口放大进行观察, 疲劳源区多数位于次表面, 包括源区有夹杂和源区没有夹杂两种情况, 夹杂多数

收到初稿日期: 2008-06-20; 收到修改稿日期: 2008-08-15

作者简介: 刘新灵, 女, 1973 年生, 博士, 高级工程师, 北京航空材料研究院, 北京 100095, 电话: 010-62496239, E-mail: liuxinling119@sohu.com

位于次表面；对源区无夹杂的情况，源区也多数位于次表面。对源区有夹杂的试样统计分析表明，源区距离表面的距离在 123~1300 μm 之间。疲劳源区无论有无夹杂，裂纹萌生后，在疲劳裂纹扩展第 1 阶段，都有较大区域的类解理断裂小平面，(图 1a、1b)。该区域由于扩展得比较充分，在低倍下也可以观察到，该区域比较粗糙，见图 1 中大致呈圆形的粗糙区域，如图 1 中箭头所示。

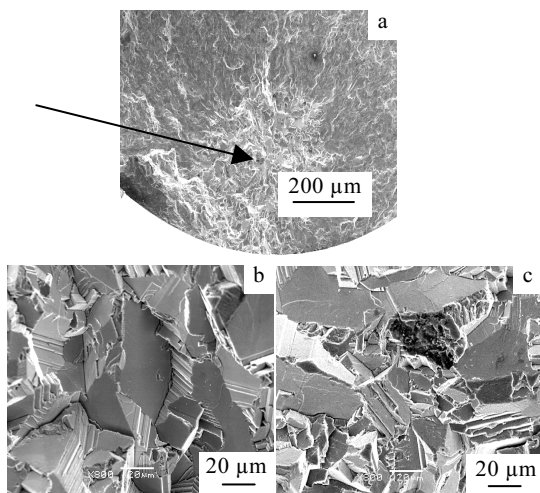


图 1 试样断口源区形貌

Fig.1 The appearance of initiation area on fracture surface for FGH95 PM superalloy: (a) the macroscopical feature of initiation area; (b) similar cleavage (without inclusion); and (c) similar cleavage (with inclusion)

疲劳裂纹扩展第 1 阶段是在裂纹萌生后，在交变载荷作用下沿着滑移带的主滑移面向金属内部伸展。此滑移面的取向大致与正应力成 45°，这时裂纹的扩展主要是由于切应力的作用。对于大多数合金来说，第 1 阶段裂纹扩展的深度很浅，在 2~5 个晶粒之内。这些晶粒断面都是沿着不同的结晶学平面延伸，与解理面不同。疲劳裂纹第 1 阶段的显微特征取决于材料类型、应力水平与状态以及环境介质等因素。对于体心立方晶系及密堆六方晶系材料，这一阶段的断口区极小，又因断面之间相互摩擦等原因，使得这个区域的显微特征难以分辨。对于面心立方晶系材料，例如镍基高温合金，在高温下的疲劳断裂，这一阶段发展得较为充分^[4]。类解理断裂小平面对镍基高温合金疲劳扩展第 1 阶段的典型特征之一，另一典型特征为平行锯齿状特征。

FGH95 粉冶高温合金属于镍基高温合金，在特定的应力水平与状态下表现疲劳第 1 阶段扩展充分的类

解理断裂小平面对特征。疲劳稳定扩展阶段(第 2 阶段)为疲劳条带特征(见图 2)，但疲劳扩展第 2 阶段的长度一般小于 2 mm，多数在 1 mm 左右。裂纹稳定扩展阶段后期为裂纹快速扩展阶段，在裂纹稳定扩展阶段后期附近区域为滑移小平面对区域(图 3)，随着裂纹的继续扩展，滑移小平面对与韧窝特征并存，并且韧窝逐渐增加。

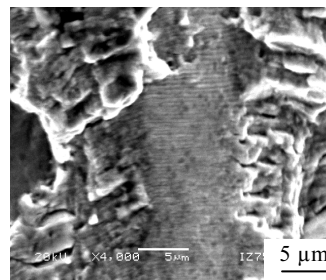


图 2 扩展区疲劳条带形貌

Fig.2 Fatigue striation in propagating area

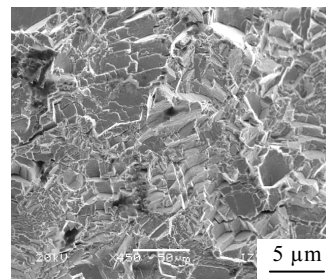


图 3 扩展区后期的滑移小平面对

Fig.3 The slippage plane in the late period of propagation area

2.2 FGH95 粉冶高温合金裂纹扩展特性

通过对断裂特征的研究可知，疲劳源区有的存在夹杂，有的没有夹杂。无论有无夹杂，裂纹萌生后，在疲劳裂纹扩展第 1 阶段，都有较大区域的类解理断裂小平面对区域，裂纹扩展第 1 阶段所占的区域比较明显。通过断口定量的方法，利用 Paris 公式或梯形法^[5]计算疲劳扩展寿命。值得说明的是，目前断口定量分析反推疲劳扩展寿命针对的是存在疲劳条带特征的区域，因此，本研究计算的疲劳扩展寿命可称之为疲劳第 2 阶段扩展寿命。

各种实验条件下，裂纹扩展速率与裂纹长度之间的关系，绝大多数符合 1 次或 2 次多项式关系，也有少数符合 3 次多项式关系，随着裂纹长度的增加，裂纹扩展速率不断增大。裂纹疲劳扩展第 2 阶段较短，一般小于 2 mm，随着试验载荷的加大，临界裂纹长度减小。裂纹扩展速率的典型变化趋势见图 4a、4b。

利用断口定量分析方法, 通过对疲劳第 2 阶段扩展寿命计算可知, 500 和 600 °C 的扩展寿命在总寿命中的比例均在 2% 以内, 随着温度升高, 扩展寿命所占比例增大, 700 °C 条件下, 扩展寿命所占的比例在 10% 以内。当实验条件相同时, R 值越大, 扩展寿命所占的比例越小, 而且温度越高, 这种规律性就越明显。由于稳定扩展第 2 阶段较短, 一般小于 2 mm, 随着试验最大疲劳应力的加大, 临界裂纹长度减小, 裂纹扩展寿命所占的比例较小, 疲劳试验总寿命绝大部分消耗在萌生寿命和疲劳扩展第 1 阶段。 R 值越大, 扩展寿命所占的比例越小。在相同温度和相同最大应力条件下, $R=0.5$ 试样的总寿命与 $R=0.1$ 和 $R=-1$ 试样的总寿命相当或更大, 这说明 $R=0.5$ 比 $R=0.1$ 和 $R=-1$ 试验条件对裂纹的总寿命和萌生寿命有利, 在实际工程应用中, 这种情况是相对安全的。这是因为, 在最大应力相同的条件下, R 值越大, 疲劳应力幅越小, 可见在一定的最大疲劳应力范围内, 疲劳应力幅是决定疲劳寿命和疲劳可靠性的关键参数。

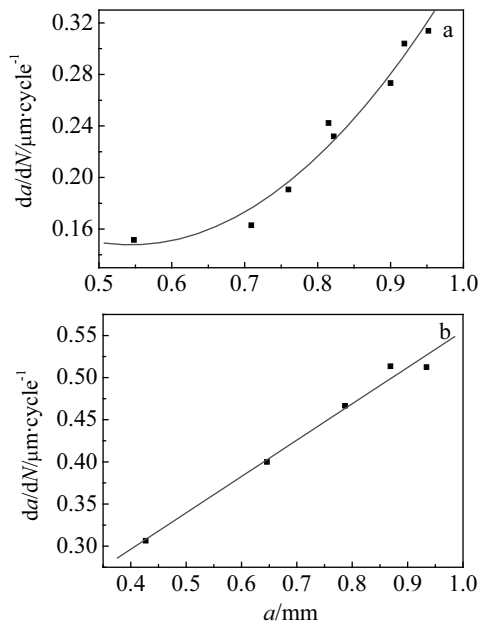


图 4 试样裂纹扩展速率曲线

Fig.4 The curve of crack propagating velocity: (a) crack propagating velocity at 500 °C, $R=0.5$ and (b) crack propagating velocity at 600 °C, $R=0.5$

2.3 疲劳寿命与断裂特征参数之间的关系

由于 FGH95 粉冶高温合金高周疲劳光滑试样, 萌生寿命占绝大比例, 而且该种材料的自身特点, 使之具有扩展充分的疲劳扩展第 1 阶段, 为类解理断裂小平面区域。通过对疲劳扩展第 2 阶段断口定量分析可

知, 该阶段裂纹长度较短, 而且该段上的扩展寿命所占的比例均较小, 扩展寿命占总寿命的比例在 10% 以内。基于这种情况, 仅利用断口定量反推疲劳扩展寿命在工程应用上还存在很大的局限性。借鉴文献[6], 本实验对疲劳寿命与临界裂纹长度之间的关系进行了研究。

对不同温度、不同 R 值的所有试样的临界裂纹长度在扫描电镜下进行测量, 分析试验总寿命与临界裂纹长度之间的关系, 对试验寿命为大于 10^7 而没有具体寿命值的, 不进行分析。本研究共获取 120 个试样的有效数据。

以 600 °C、 $R=0.1$ 条件下试样为例, 给出疲劳寿命与断裂特征参数之间的关系。

600 °C、 $R=0.1$ 条件下所测量试样的临界裂纹长度与相关试样的试验条件见表 1。利用表 1 中的数据, 对寿命取对数之后的数据和临界裂纹长度取对数之后的数据之间的关系进行拟合, 结果见图 5。

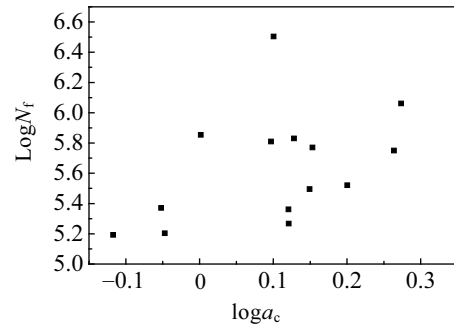


图 5 600 °C、 $R=0.1$ 条件下 $\log N_f$ 与 $\log a_c$ 之间关系

Fig.5 The relation between $\log a_c$ and $\log N_f$ at 600 °C, $R=0.1$

表 1 600 °C, $K_t=1$, $R=0.1$ 寿命和临界裂纹长度之间关系

Number	σ_{max} /MPa	Fatigue life, N /cycle	$\log N$	Critical crack length, a_c /mm	$\log a_c$
1	660	3 196 000	6.504 606 8	1.26	0.100 371
2	680	1 152 000	6.061 452 5	1.877	0.273 464
3	700	185 000	5.267 171 7	1.321	0.120 903
4	720	562 000	5.749 736 3	1.835	0.263 636
5	740	677 000	5.830 588 7	1.343	0.128 076
6	740	646 000	5.810 232 5	1.25	0.096 91
7	760	714 000	5.853 698 2	1.004	0.001 734
8	800	332 000	5.521 138 1	1.586	0.200 303
9	800	590 000	5.770 852	1.423	0.153 205
10	800	313 000	5.495 544 3	1.41	0.149 219
11	900	230 000	5.361 727 8	1.32	0.120 574
12	900	235 000	5.371 067 9	0.887	-0.052 08
13	950	160 000	5.204 12	0.897	-0.047 21
14	1000	156 000	5.193 124 6	0.763 45	-0.117 22

观察不同温度、不同 R 值条件下 $\log N_f$ 与 $\log a_c$ 之间数据点的分布,发现不同试验条件下数据点分布在一个斜向右上方的、具有大致平行上、下边界的平行带内(图 5),这是由于寿命具有一定的分散性所致。根据数据点的分布规律,用左上方的点和右下方的数据点分别拟合直线,在用临界裂纹长度参数估算疲劳寿命时,作为评估疲劳寿命上下界的参考线,分别见图 6a、6b 中的实线,拟合方程分别为: $\log N_f=5.618 1+3.985 92\log a_c$ 和 $\log N_f=4.965 16+3.489 83\log a_c$ 。由图 6a、6b 可知,数据点比较有规律的分布在拟合直线的两侧,因此,该直线方程可作为是对疲劳寿命上、下限中值疲劳寿命评估的方程,上限中值疲劳寿命的标准差为 0.467,下限中值疲劳寿命的标准差为 0.274。图 6a 中 m1 和 m2 两条虚线将对疲劳寿命上限估计的数据点基本都包含在内,也即在对疲劳寿命上限进行估计时,具有 99.9%存活率的寿命估计分布在 m1 和 m2 两条虚线之间。m1 虚线的斜率与中值疲劳寿命估计方程的斜率一样,并经过 $\log N_f$ 最大的点,则 m1 虚线的方程为: $\log N_f=6.104 5+3.985 92 \log a_c$ 。

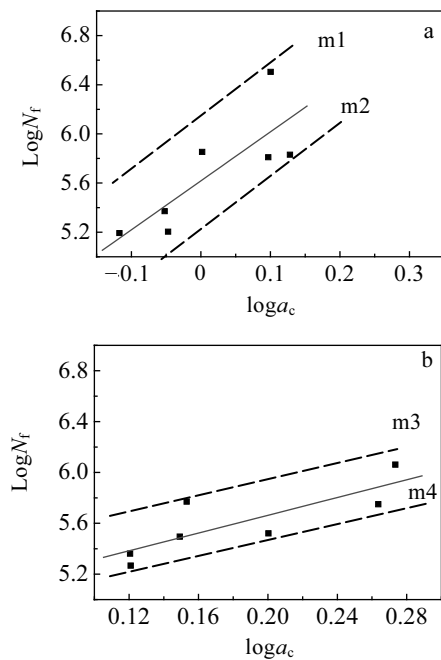


图 6 $\log N_f$ 与 $\log a_c$ 之间关系

Fig.6 The relation between $\log a_c$ and $\log N_f$: (a) 600 °C, $R=0.1$ (superior limit) and (b) 600 °C, $R=0.1$ (lower limit)

同理,在对疲劳寿命下限进行估计时,具有 99.9%存活率的寿命估计分布在 m3 和 m4 两条虚线之间。m4 虚线的斜率与中值疲劳寿命估计方程的斜率一样,并经过 $\log N_f$ 最小的点,则 m4 虚线的方程为:

$$\log N_f=4.845 2+3.489 83 \log a_c。$$

通过对 500, 600, 700 °C 不同 R 值和不同载荷下的共 120 个高周疲劳试验断口进行统计分析,研究试验寿命与临界裂纹长度之间的关系,3 个温度下不同 R 值的统计结果具有相同的规律性。结果表明,临界裂纹长度取常用对数后与试验寿命取常用对数后具有大致线性关系,数据点分布在大致平行的具有一定宽度的分散带内,通过拟合出平行带的上下边界方程,可以给出寿命预测的上下边界方程,可用临界裂纹长度参数估计疲劳寿命的范围。

3 结 论

1) FGH95 粉冶高温合金光滑试样高周疲劳断裂特征具有一定的规律性,即裂纹从夹杂处或无夹杂以滑移起裂后,均有一个较大区域的类解理断裂小平面特征的疲劳扩展第 1 阶段区域和疲劳呈条带特征的疲劳扩展第 2 阶段区域,后期为裂纹快速扩展阶段,在裂纹稳定扩展阶段附近区域为滑移小平面区域,随着裂纹的继续扩展,滑移小平面特征与韧窝特征并存,并且韧窝逐渐增加。

2) 不同应力载荷下试样的扩展寿命在总寿命中所占的比例较小,500, 600 °C 一般在 2% 以内,700 °C 扩展寿命所占的比例一般在 10% 以内。随着试验的最大疲劳应力的加大,扩展寿命所占的比例增大,而萌生寿命所占的比例减小。

3) 试验寿命取常用对数后与临界裂纹长度取常用对数后具有大致线性关系,数据点分布在大致平行的具有一定宽度的分散带内,通过拟合出平行带的上下边界方程,可以给出寿命预测的上下边界方程,可用临界裂纹长度估算 FGH95 粉冶高温合金的疲劳寿命。

参考文献 References

[1] Zou Jinwen(邹金文), Wang Wuxiang(汪武祥). *Journal of Aeronautical Materials*(航空材料学报)[J], 2006, 26(3): 244
 [2] Tao Chunhu(陶春虎), Liu Xinling(刘新灵). *Failure Analysis and Prevention*(失效分析与预防)[J], 2007, 2(4): 14
 [3] Zou Jinwen(邹金文), Wang Wuxiang(汪武祥). *Material Science and Technology*(材料科学与工艺)[J], 1999, 7: 201
 [4] Zhang Dong(张 栋), Zhong Peidao(钟培道), Tao Chunhu(陶春虎) et al. *Failure Analysis*(失效分析)[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2005: 123
 [5] Liu Xinling(刘新灵), Zhang Weifang(张卫方), Tao Chunhu(陶春虎). *Failure Analysis and Prevention*(失效分析与预防)[J], 2006, 1(1): 35

- [6] Zhong Qunpeng(钟群鹏), Zhang Zheng(张 峥), Wu Huaisheng(武淮生) *et al.* *Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 2000, 21(4): 11

Damage and Fracture Speciality of FGH95 Powder Superalloy

Liu Xinling^{1, 2}, Chen Xing², Hou Xueqin¹, Tao Chunhu^{1, 2}

(1. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

(2. Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: The fracture characteristics of high cycle fatigue slick samples of FGH 95 powder superalloy was observed, and the fracture feature law was put forward. The fatigue crack expanding peculiarity was analyzed using fractography quantitative analysis, and the fatigue expanding life was also calculated. On the basis of above research work, the internal relation between crack expanding peculiarity and fracture characteristics was analyzed. For 120 high cycle fatigue slick samples, the relation between fracture feature parameter a_c and test fatigue life N_f was studied through statistical and inductive method. There is rough linear relation between $\log a_c$ and $\log N_f$, all of the data under the same temperature and stress ration R distribute among a disrupt strap with a certain width, and there are a top limit and below limit for the disrupt strap, the top limit line is approximately parallel to the below limit line. The critical crack length a_c maybe used to evaluated the fatigue life using the top limit and below limit equations.

Key words: PM nickel based superalloy; high fatigue; fracture characteristics; life evaluation

Biography: Liu Xinling Ph.D., Senior Engineer, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, P. R. China, 0086-10-62496239, E-mail: liuxinling119@sohu.com