

文章编号: 1000-8055(2005)03-0440-04

镍基粉末冶金高温合金 的压缩疲劳性能研究

王安强¹, 岳珠峰¹, 杨治国²

(1 西北工业大学 力学与土木建筑学院, 西安 710072;

2 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要: 对镍基粉末冶金高温合金的压缩强度和压缩疲劳性能进行了试验, 结合拉-拉应变疲劳试验数据, 证明粉末冶金高温合金具有良好的耐压能力, 抗压强度极限比抗拉强度极限高出约50%。不同载荷形式的疲劳试验结果发现, 粉末冶金高温合金试样的压缩疲劳性能十分优良, 不易产生压缩疲劳破坏。对试样的破坏断口进行了扫描电镜分析, 初步分析了材料在不同疲劳载荷作用下的微观破坏机理。

关键词: 航空、航天推进系统; 粉末冶金; 压缩强度极限; 疲劳破坏; 扫描电镜

中图分类号: V 231.91

文献标识码: A

Study of Compression Fatigue Mechanism of Ni-Based Powder Metallurgy Superalloys

WANG An-qiang¹, YUE Zhu-feng¹, YANG Zhi-guo²

(1. School of Mechanics, Civil Engineering and Architecture,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Zhuzhou Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract Static compressive test for the studying of compression strength and compression fatigue mechanism of Ni-based Powder Metallurgy (PM) superalloys were conducted and compared to the tensile-tensile strain fatigue. It can be seen that the compressive strength limit of PM is very high, 50% higher than the tensile strength limit. The fatigue test with different loading proved that the compression fatigue property of PM was better than the tensile fatigue property, because the compression fatigue failure was very hard to occur. The fatigue mechanism of PM was also investigated using the Scanning Electronic Microscope (SEM). The photos of SEM show that the formation and spreading of the microcrack finally cause the crack. In the compressive fatigue test, the photos show no evidence of crack.

Key words: aerospace propulsion system; powder metallurgy; compressive strength limit; fatigue failure; Scanning Electronic Microscope (SEM)

收稿日期: 2004-07-10; **修订日期:** 2004-10-21

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50375124); 航空科学基金资助项目(00B5310; 03B53003);
西北工业大学青年教师创新基金

作者简介: 王安强(1974-), 男, 陕西商州人, 西北工业大学力学与土木建筑学院讲师, 在职博士, 主要从事先进复合材料力学行为及应用研究

粉末冶金合金以其具有的组织均匀、晶粒细小等优点, 广泛应用于先进航空发动机涡轮盘和封严篦齿盘等构件^[1~3]。但是, 由于冶金工艺并不完善, 粉末冶金合金中含有陶瓷等非金属夹杂, 这些夹杂和缺陷在循环载荷作用下即可形成疲劳裂纹, 从而对构件的整体性能产生影响, 所以研究粉末冶金高温合金的疲劳性能就很有必要^[4~7]。

至今, 对粉末冶金合金在拉伸疲劳(拉-拉-压)状态下的性能, 已进行了较为广泛系统的试验和理论分析研究, 但对纯压-压状态的疲劳性能研究较少。另外一方面, 考虑到发动机中的涡轮盘与叶片大都采用榫头连接, 使用时在连接处将产生较大的挤压疲劳, 因而对粉末冶金材料的压缩强度和压-压疲劳性能的研究具有现实工程应用意义。

1 试验研究

1.1 高温静载压缩试验

试样材料为国产采用粉末冶金工艺制备的 γ' 相沉淀强化型镍基高温合金 (FGH95), 具体尺寸为 $d=3\text{ mm}$, $h=4.5\text{ mm}$, 的圆柱形, 试验温度为 538°C , 温度控制误差 $\pm 1^\circ\text{C}$ 。试验在 CSS-280 试验机上进行, 试验重复两次, 采用相同的位移加载速率, 以减小试验结果的随机误差。

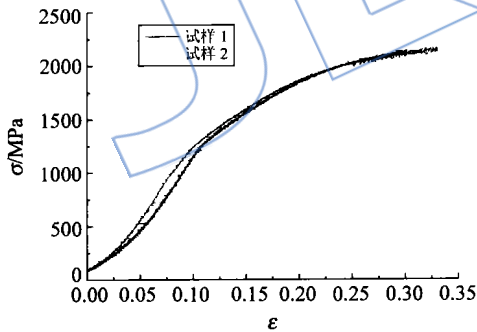


图1 538℃粉末冶金压缩曲线
Fig. 1 The compression curve of PM at 538℃

图 1 为 538°C 时粉末冶金试样的压缩应力-应变曲线。由图中可以看出, 2 个试样的压缩曲线基本重合, 平均破坏强度极限为 $\sigma_b=2\,176\text{ MPa}$, 而由工程材料实用手册可知^[8], 粉末冶金在该温度下的抗拉破坏强度极限只有 $1\,400\text{ MPa}$ 。对比可知, 粉末冶金的抗压强度要远高于它的抗拉强度, 是一种良好的耐压材料。同时, 由试样的破坏断口可以看出, 试样沿着与轴线约成 45° 的斜截面被压断, 说明材料是由于最大切应力达到了临界

值而引起的剪切破坏, 图 2 为断口的金相照片。

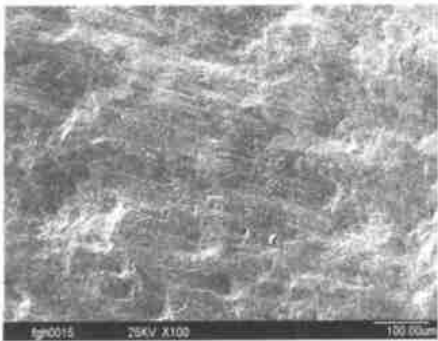


图2 试样压缩断口
Fig. 2 The photo of SEM in compression

1.2 高温应力压缩疲劳试验

测试试样材料和尺寸同 1.1, 在 538°C 下进行了 12 根不同应力水平下的压-压疲劳试验。试验频率 $f=0.33\text{ Hz}$, 最大应力分别为压缩极限强度的 70%, 85%, 95% 和 98%, 循环特征 $r=\sigma_{\min}/\sigma_{\max}=0.05$ 。部分试验结果如表 1 所示, 表中“>”表示试样经过相应疲劳循环后仍没有破坏而主动停机。

表 1 不同应力水平时的压-压疲劳试验结果
Table 1 The compression-compression stress fatigue test results in different stress

$\sigma_{\max}/\sigma_b$	N_f
70%	> 33 557
85%	> 34 158
95%	> 21 000
98%	> 12 860

图 3 和图 4 分别给出了在 $\sigma_{\max}=98\%\sigma_b$ 时进

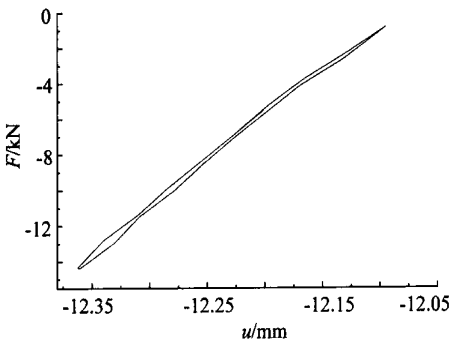


图3 $N_f=1\,000$ 时的载荷-位移曲线
Fig. 3 Load-displacement curve in $N_f=1\,000$

表2 相同应变水平时的疲劳试验结果
Table 2 The strain fatigue test results in the same stress

试样 编号	应力/ MPa		应变/ $(\%)$		循环次数 (N_f)
	$\sigma_{\max}$	$\sigma_{\min}$	$\epsilon_{\max}$	$\epsilon_{\min}$	
76-1	1 006	- 487	0.78	0.02	9 100
76-2	1 022	- 503	0.78	0.02	7 659
76-3	1 018	- 502	0.78	0.02	8 104
76-4	1 023	- 488	0.78	0.02	7 392

行一定疲劳循环后的载荷- 位移曲线, 对比两个曲线图可以看出, 在高载荷下进行较长时间的疲劳循环后的载荷- 位移曲线与初始疲劳时的载荷- 位移曲线基本没有太大差异, 说明试样在经历了较长时间的循环载荷作用后, 试样内部的损伤并没有出现明显的增加。这也可以解释试样在表1 所给不同载荷下均未发生疲劳破坏的原因。

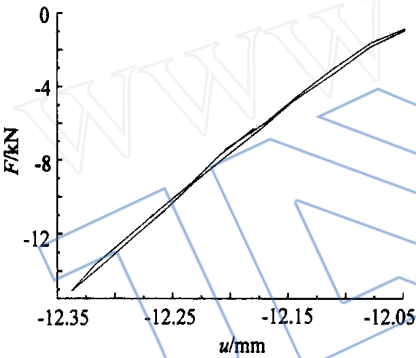


图4 $N_f=12\,600$ 时的载荷- 位移曲线

Fig. 4 Load-displacement curve in $N_f=12\,600$

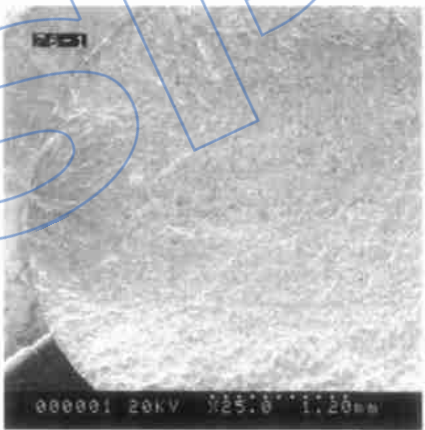
1.3 高温应变疲劳试验

为了与材料的拉伸疲劳性能比较, 在在 538°C 下还进行了圆棒试样的应变疲劳试验。测试试样材料同1.1, 试样尺寸为 $d=5.5\text{ mm}$ 的圆棒, $f=0.33\text{ Hz}$, $\epsilon_{\max}=0.78\%$, $\epsilon_{\min}=0.02\%$ 。在相同疲劳应变下, 进行了4根试样的疲劳测试, 测试结果如表2所示。

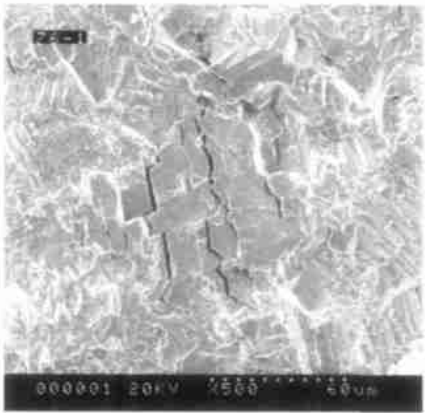
由表2可以看出, 在相同的应变水平下, 虽然试样的疲劳寿命有所不同, 但是经过一定的疲劳循环后(均小于10 000次), 试样均发生了疲劳破坏, 循环寿命远小于在压缩疲劳时的寿命值。这就说明粉末冶金高温合金抵抗拉压载荷的能力明显低于抵抗压压载荷的能力, 从而证明该种材料的抗压能力优于抗拉能力。

2 疲劳断口细观分析

为了进一步研究粉末冶金高温合金的疲劳破坏性能, 对不同疲劳载荷作用的试样断口进行了金相分析。图5和图6分别为试样在拉压疲劳和压压疲劳载荷作用下的断口形貌。对比两图可以



(a) 断口整体形貌



(b) 断口局部形貌

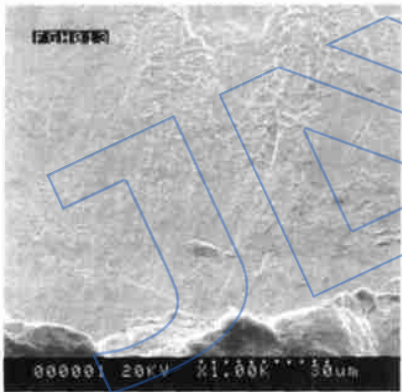
图5 $N_f=9\,100$ 时的应变疲劳断口

Fig. 5 The photos of SEM in $N_f=9\,100$ strain fatigue

看出, 在应变疲劳断口上可以明显看到裂纹源和微裂纹扩展形成的二次裂纹; 而在压压应力疲劳 12 860 次后, 静载压断的试样断口上找不到明显的裂纹源和二次裂纹, 断口的破坏形貌与静载压断的试样断口基本相似。从而证明, 在试样承受压压循环载荷作用时, 试样内部很难发生微裂纹的扩展, 延缓了材料的损伤破坏。



(a) 断口整体形貌



(b) 断口局部形貌

图6 压压应力疲劳 $N_f=12\ 860$ 后静载压断的试样断口

Fig. 6 The photos of SEM in compression after $N_f=12\ 860$ compression-compression stress fatigue

3 结 论

通过粉末冶金高温合金的压压应力疲劳和应变疲劳试验研究和细观扫描电镜分析, 针对本文所研究的材料和试样尺寸, 可以得出以下结论:

(1) 粉末冶金高温合金不仅具有很高的抗拉

性能, 而且还有比抗拉性能高约50%的抗压性能。
(2) 在压- 压应力疲劳载荷作用下, 粉末冶金高温合金的材料内部难以产生明显的微裂纹扩展, 使得材料的抗压缩疲劳能力远胜于抗拉疲劳能力。

致谢 本文中试验试样毛坯全部由北京航空材料研究院汪武祥研究员提供, 在此深表感谢!

参考文献

[1] 刘咏, 黄伯云, 周科朝, 等. 粉末冶金NiTiAl基金属研究的最新进展[J]. 航空材料学报, 2001, 21(4): 50~55
Liu Yong, Huang Baiyun, Zhou Kechao, et al Recent progress in PM NiTiAl base alloy [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2001, 21(4): 50~55

[2] 姚萍屏, 熊翔, 黄伯云. 粉末冶金航空刹车材料的应用现状与发展[J]. 粉末冶金工业, 2000, 10(6): 34~38
Yao Pingping, Xiong Xiang, Huang Baiyun Present situation and development of powder metallurgy airplane brake materials[J]. Powder Metallurgy Industry, 2000, 10(6): 34~38

[3] 宋迎东, 温卫东, 高德平. 粉末冶金涡轮盘的应用及寿命研究[J]. 航空动力学报, 1996, 11(3): 294~298
Song Ying-dong, Wen Weidong, Gao De-ping Application and Life Research of Powder Metallurgy Turbine Disks [J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(3): 294~298

[4] 李晓, 张麦仓, 张丽娜, 等. 夹杂物对粉末冶金高温合金力学性能的影响[J]. 特殊钢, 2001, 22(1): 25~28
Li Xiao, Zhang Maicang, Zhang Lina, et al Effect of inclusion on mechanical properties of powder metallurgical superalloy[J]. Special Steel, 2001, 22(1): 25~28

[5] 董林峰, 李从心. 粉末冶金坯体成形过程中产生裂纹预测的一种算法[J]. 航空精密制造技术, 2000, 36(4): 18~21
Dong Linfeng, Li Congxin A damage mechanics algorithm for forecasting cracks in metal powder forming [J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2000, 36(4): 18~21

[6] Wang Xishu, Li Yongqiang, Characteristics of Fatigue Surface Microcrack Growth in Vicinal Inclusion for Powder Metallurgy Alloys [J]. Acta Mechanica Sinica, 2003, 16(4): 327~333

[7] 徐凌志, 吕文林. 粉末冶金涡轮盘裂纹扩展失效概率分析[J]. 机械科学与技术, 2000, 19(2): 210~212
Xu Lingzhi, Lv Wenlin Crack growth failure probability of PM turbine disk [J]. Mechanical Science and Technology, 2000, 19(2): 210~212

[8] 《工程材料实用手册》编辑委员会. 工程材料实用手册[Z]. 北京: 中国标准出版社, 2002