

文章编号:1000-8055(2012)03-0628-07

FGH96 涡轮盘低循环疲劳寿命分析技术与试验

冯引利^{1,2}, 吴长波^{1,2}, 郜伟强², 陈 伟¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院 强度技术研究室, 成都 610500)

摘 要: 分析 FGH96 涡轮盘的尺寸效应, 分析了分别适合于 FGH96 亚尺寸盘和全尺寸盘的低循环疲劳寿命预测方法, 成功设计了 FGH96 亚尺寸盘、全尺寸裂纹扩展盘试验件; 通过低循环疲劳试验, 展现了两种不同的低循环疲劳失效机理, 验证了提出的低循环疲劳寿命预测方法; 通过裂纹扩展试验, 获得了 FGH96 全尺寸轮盘的裂纹扩展特性, 揭示了 FGH96 全尺寸涡轮盘与紧凑拉伸试样裂纹扩展特性具有显著差别的客观规律; 获得 FGH96 全尺寸涡轮盘 580 °C 损伤容限值, 明确某发动机高压涡轮盘损伤容限水平。

关 键 词: FGH96; 尺寸效应; 低循环疲劳寿命; 裂纹扩展特性; 损伤容限

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Analysis technology and experiment for FGH96 disc's LCF life

FENG Yin-li^{1,2}, WU Chang-bo^{1,2}, GAO Wei-qiang², CHEN Wei¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016 China;

2. The Strength Research Office, China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Scale effects of FGH96 disc were analyzed. Different LCF (low cycle fatigue) life forecasting methods fitted for FGH96 sub-scale and full-scale disk were analyzed. FGH96 sub-scale disk and FGH96 full-scale crack propagation disk were successfully designed. Two kinds of LCF failure mechanism were showed by LCF life tests. LCF life forecasting methods were verified. FGH96 crack propagation disc's crack propagation characteristic was gained by crack propagation tests. The objective laws for prominent difference of crack propagation characteristic between FGH96 disc and compact tensile sample were revealed. FGH96 crack propagation disc's damage tolerance values of 580 °C were obtained. Understanding was made for the high pressure turbine disk's damage tolerance level.

Key words: FGH96; scale effects; LCF (low cycle fatigue) life; crack propagation characteristic; damage tolerance

涡轮盘的外场使用统计数据表明: 低循环疲劳(LCF)是重要的失效模式之一^[1]. 因此对涡轮盘材料提出了更高的要求, 要求涡轮盘材料具有足够的力学性能, 特别是在使用温度范围内要有

尽可能高的低循环疲劳性能等. 粉末合金可有效提高涡轮盘的低循环疲劳寿命, 被认为是取代变形合金涡轮盘的良好材料^[2].

缺陷是粉末高温合金的一大主要特征, 粉末

收稿日期: 2011-04-18; 修订日期: 2011-08-29

作者简介: 冯引利(1974—), 女, 陕西西安人, 高级工程师, 博士生, 主要从事发动机强度研究.

合金工艺的特殊性、粉末的制取、收集过程中不可避免的混入陶瓷颗粒等非金属夹杂、气孔等,直接影响粉末构件的低循环疲劳寿命^[3]。粉末材料对缺陷非常敏感,粉末构件的尺寸效应比较明显,主要表现在:大构件含缺陷比小构件含缺陷多、缺陷尺寸范围广,大构件比小构件锻造效果差,大构件热处理冷却速度比小构件慢等。尺寸效应影响构件的力学性能,甚至影响构件不同的低循环疲劳失效模式。FGH95 材料研制时期,文献^[4]提出“不能用实验室小试样测试结果预测大尺寸粉末构件的寿命”,本文对此也较为关注。

FGH96 高温合金是国内第二代粉末材料。国内某高压涡轮盘和前后挡板均使用了这种材料。对 FGH96 盘的基本特征有一定的认识,但对 FGH96 涡轮盘的低循环疲劳寿命缺乏详细深入的理论研究和试验验证,FGH96 材料的尺寸效应也需验证。材料研制初期,得到了很多 FGH96 材料 CT(compact tension)试样的裂纹扩展特性,但缺乏 FGH96 全尺寸轮盘裂纹扩展特性,对两者的差别程度也认识不够,对某 FGH96 高压涡轮盘实际损伤容限水平未曾真实考证过。

国外,有关粉末盘低循环疲劳寿命按常规方法和断裂力学方法同时进行寿命分析^[5-7],通用(GE)公司 R88DT 涡轮盘低循环疲劳寿命分析即采用此思路:按常规方法分析得到寿命 N_1 ,按断裂力学方法分析得到寿命 N_2 ,取两者中的低值作为粉末盘的寿命值。国内,也采用这两种方法进行分析^[8-9],文献^[10]对粉末盘定寿方法进行了初探,分析思路基本一致。工程中通常不允许粉末构件表面存在缺陷,通过多种方法提高粉末构件表面质量,这使得工程中粉末构件低循环疲劳寿命预测通常偏重于无缺陷常规方法,而断裂力学方法目前在理论方法研究方面开展工作较多^[11-12]。

GE 公司在粉末构件寿命预测方法研究系统中,相关试验包括带杂质试件试验、小尺寸盘试验验证、特征试验验证。而国内通常只进行一种规格尺寸盘试验。

本文将 FGH96 盘尺寸、缺陷特征、力学性能等尺寸效应与寿命预测方法结合起来进行研究,提出了自己的观点。开展了 FGH96 亚尺寸盘、全尺寸盘低循环疲劳寿命试验研究,验证了本文所提出的寿命预测方法,获得了某 FGH96 涡轮盘实际损伤容限值,揭示了 FGH96 全尺寸涡轮盘与紧凑拉伸试样裂纹扩展特性具有显著差别的客观规律。

1 FGH96 涡轮盘尺寸效应分析

1.1 FGH96 盘缺陷分布特征

1.1.1 FGH96 涡轮盘缺陷位置分布特征

FGH96 亚尺寸盘体积小,约是全尺寸涡轮盘的 1/3;亚尺寸盘较全尺寸盘薄,盘心厚度与全尺寸盘盘缘厚度相当。亚尺寸盘轮缘外径约是全尺寸盘的 0.7 倍,盘心厚度是全尺寸盘的 0.66 倍。

采用水浸聚焦超声 C 扫描方法对 FGH96 盘进行无损探伤检查,FGH96 亚尺寸盘缺陷位置分布^[13]见图 1,FGH96 全尺寸盘缺陷位置分布见图 2。

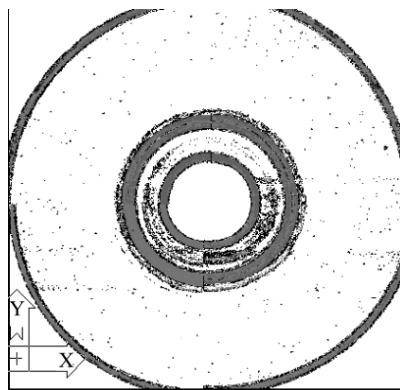


图 1 FGH96 亚尺寸盘缺陷位置分布

Fig. 1 Defect distribution of FGH96 sub-scale disc



图 2 FGH96 全尺寸盘缺陷位置分布

Fig. 2 Defect distribution of FGH96 full-scale disc

从图 1、图 2 FGH96 涡轮盘缺陷位置分布可以看出:FGH96 亚尺寸盘缺陷分布相对均匀,而 FGH96 全尺寸盘缺陷分布极不均匀,84% 的缺陷集中于轮毂处。

1.1.2 FGH96 涡轮盘缺陷尺寸特征

FGH96 亚尺寸盘缺陷当量直径近似服从正态分布 $X \sim N(147.14, 55.692)$, FGH96 全尺寸盘缺陷当量直径近似服从正态分布 $X \sim N(202.5, 55.562)$, FGH96 全尺寸盘缺陷当量直径明显大于亚尺寸盘缺陷当量直径。

1.2 FGH96 涡轮盘力学性能分析

共加工了两个 FGH96 亚尺寸轮盘,分别为 1

号盘和 2 号盘,1 号盘轮缘外径为 2 号盘轮缘的 0.9 倍.1 号盘力学性能明显高于 2 号盘;2 号盘力学性能高于全尺寸盘;全尺寸盘坯内部较近表面力学性能偏高,盘心较盘缘力学性能偏高.对比分析见表 1.

表 1 FGH96 盘力学性能对比
Table 1 Mechanical performance comparison for FGH96 disc

	温度/℃				
	525	650	650	750	750
力学性能	$\sigma_{0.2}$	$\sigma_{0.2}$	σ_b	$\sigma_{0.2}$	σ_b
1 号盘与 2 号盘对比	4%	5%		3%	3%
2 号盘与全尺寸盘对比	10~15%		5%		
全尺寸盘不同部位对比 (650℃)	盘心处 $\sigma_{0.2}$ 相差 10%, σ_b 差 2% 辐板处 $\sigma_{0.2}$ 相差 6%, σ_b 差 2% 盘缘处内部与近表面 $\sigma_{0.2}$ 、 σ_b 相差不明显 盘体内部盘心较盘缘 $\sigma_{0.2}$ 偏高 12%, σ_b 偏高 3%				

从上面的对比分析知:FGH96 涡轮盘尺寸效应比较明显.

2 FGH96 涡轮盘低循环疲劳寿命预测方法研究

粉末高温合金材料产生疲劳裂纹并造成疲劳失效,从机理分析可归属两类不同的情况.

第一类:初始裂纹产生在合金基体无缺陷高应力区域.这与一般金属的疲劳裂纹形成的机理相同.

第二类:存在缺陷时,而且夹杂是位于最大应力或较大应力区域内,夹杂等缺陷可视为初始裂纹.

对应于粉末盘两种低循环疲劳失效机理,存在两种低循环疲劳寿命预测方法:

- 1) 常规低循环疲劳寿命预测方法;
- 2) 断裂力学低循环疲劳寿命预测.

对第一类低循环疲劳失效机理,采用常规低循环疲劳寿命预测方法,此种预测方法是基于光滑小试样低循环疲劳性能的.按这种方法预测寿命时,希望材料的强度更高,缺陷尺寸小,缺陷位置分布相对均匀,材质比较均匀.当粉末构件尺寸

小时,裂纹萌生寿命长,适合于用此方法预测寿命.

对第二类低循环疲劳失效机理,采用断裂力学法预测寿命.当粉末构件尺寸比较大,锻造质量差,粉末材料对缺口又很明显,粉末构件尺寸效应表现明显,裂纹萌生寿命短,也适合用此方法预测低循环疲劳寿命.

根据粉末盘的低循环疲劳失效机理、FGH96 亚尺寸盘、全尺寸盘的缺陷特征、力学性能等尺寸效应,提出:“FGH96 亚尺寸盘采用常规低循环疲劳寿命预测方法”,“FGH96 全尺寸盘采用断裂力学低循环疲劳寿命预测方法”.考虑到材料性能的分散性,应进行概率寿命分析.

3 FGH96 亚尺寸盘低循环疲劳寿命预测及试验研究

用 FGH96 亚尺寸盘 24 个卸荷槽处的应力模拟某核心机高压涡轮盘的榫槽处应力.

3.1 FGH96 亚尺寸盘低循环疲劳概率寿命分析

FGH96 亚尺寸盘结构见图 3.根据弹-塑性计算结果,通过对图 3 所示危险部位的第 1 主应变进行分析,得到该点的疲劳寿命分布,见图 4.危险部位低循环疲劳概率寿命见表 2.详细分析可参见文献[13].

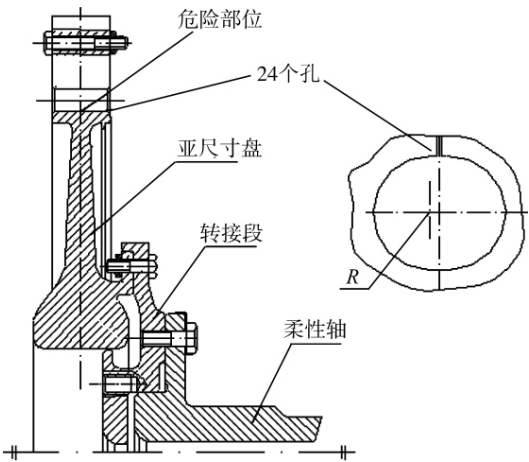


图 3 FGH96 亚尺寸盘试验转子结构

Fig. 3 FGH96 sub-scale disc test rotor structure

表 2 危险部位低循环疲劳概率寿命
Table 2 LCF probability life for the key points

可靠度/%	疲劳寿命/次
99.87	3 862
50	11 033
0.13	30 956

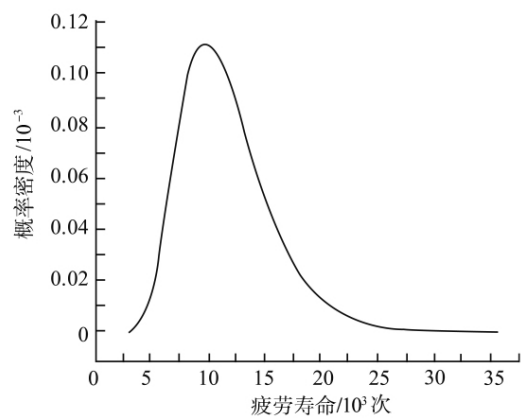


图 4 低循环疲劳寿命分布
Fig. 4 LCF life distribution

3.2 FGH96 亚尺寸盘试验

试验在中国燃气涡轮研究院 SB804 设备上完成.

低循环疲劳试验温度:均温 525℃.

低循环疲劳试验转速:谷值转速为 2 000 r/min,峰值转速为 15 800 r/min.

低循环疲劳试验结果:完成 11 000 次低循环疲劳试验,未发现表面裂纹.

继低循环疲劳试验之后,又完成了温度为 525℃均温、相对 15 800 r/min 转速的 124.5%热超转试验.

此次热超转试验后,通过着色检验,发现卸荷槽多个孔的内壁面,材料大面积屈服,晶体滑移产生了水纹状的辉纹^[14](见图 5).

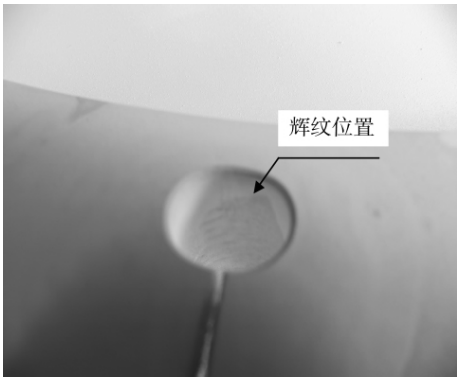


图 5 超转 124.5%后卸荷槽辉纹
Fig. 5 Crack observed after 124.5% overspeed

500℃,600℃下光滑小试样低循环疲劳寿命分布趋势见图 6.由于同一温度、同一应变下,多个光滑小试样低循环疲劳试验寿命有一定的分散性,存在最大值与最小值.图 6 中“600℃(max)”表示温度 600℃时光滑小试样最高低循环疲劳寿

命-应变曲线,“600℃(min)”表示温度 600℃时光滑小试样最低低循环疲劳寿命-应变曲线,其他类同.

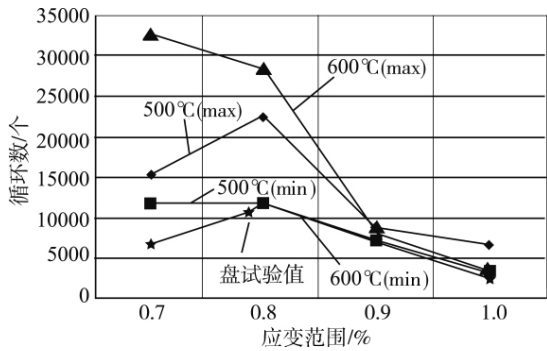


图 6 试样高温低周疲劳寿命分布趋势
Fig. 6 Sample's LCF life distribution at high temperature

由图 6 可看出:FGH96 亚尺寸盘低循环疲劳试验循环数落在试样低循环疲劳寿命分散带内,试样低循环疲劳最高寿命与试验盘寿命之比为 2 倍左右.说明了 FGH96 亚尺寸盘遵守的是无缺陷合金低循环疲劳失效机理.证明了本文提出“对 FGH96 亚尺寸盘采用基于光滑小试样疲劳性能的最大应力区无缺陷常规低循环疲劳寿命预测法”是合适的.

4 FGH96 全尺寸裂纹扩展试验件设计及试验

4.1 FGH96 全尺寸裂纹扩展试验盘低循环疲劳寿命分析

FGH96 全尺寸裂纹扩展盘设计思路类似于 FGH96 亚尺寸盘.根据弹-塑性计算结果,选取喉部一点进行低循环疲劳概率寿命分析.峰值转速时,FGH96 全尺寸盘体喉部与 FGH96 亚尺寸盘卸荷槽处第 1 主应变相当.关键点常规方法低循环疲劳寿命见表 3.

表 3 常规方法裂纹萌生寿命预测结果
Table 3 LCF life prediction in conventional methods

修正方法 ^[8]	低循环疲劳寿命/次
Morrow 弹性线性修正	5 534
Mirrow 总应变修正	5 224
Smith K N 公式	3 092

从表 3 看出:FGH96 全尺寸裂纹扩展盘裂纹萌生寿命约在 3 000~5 000 个循环之间.

4.2 FGH96 全尺寸裂纹扩展试验盘试验

共完成两个阶段的试验.若第一阶段未出现裂纹,则进行第二阶段加大载荷试验.第一阶段共完成 5500 个循环,第二个阶段完成 1056 个循环后,盘体从喉部发生径向破裂.实体见图 7,破裂全貌见图 8.各阶段试验参数见表 4.

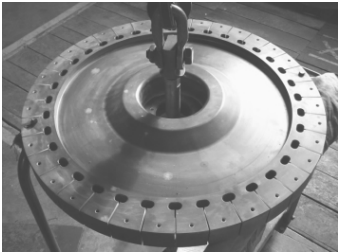


图 7 FGH96 全尺寸裂纹扩展盘实体
Fig. 7 FGH96 full-scale crack propagation disc



图 8 破裂全貌
Fig. 8 Burst appearance

表 4 FGH96 全尺寸裂纹扩展盘试验参数
Table 4 Test parameters of FGH96 full-scale crack propagation disc

阶段	转速/(r/min)	试验循环数/个
第一阶段	2000~14500~2000	5500
第二阶段	2000~15225~2000	1056

4.3 断口分析

试验完后对试验件进行了断口分析.1 号断口分析见图 9~图 11,14 号断口形貌类似于 1 号

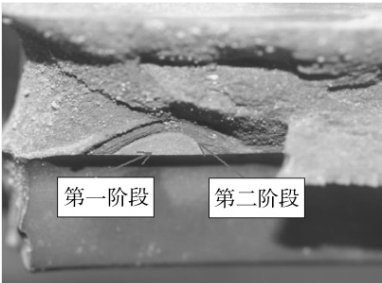


图 9 1 号断口疲劳裂纹外貌
Fig. 9 Fatigue appearance of No. 1 fracture

断口.各断口裂纹尺寸见表 5.

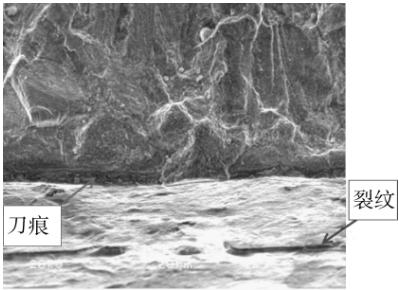


图 10 1 号断口疲劳源
Fig. 10 Fatigue source of No. 1 fracture

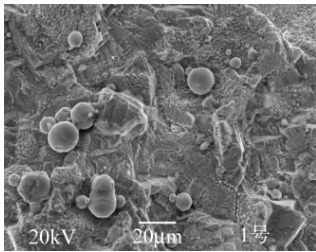


图 11 1 号断口疲劳条带
Fig. 11 Fatigue strips of No. 1 fracture

表 5 各断口裂纹尺寸
Table 5 Crack dimension of every fracture

阶段		裂纹深度/mm	
		1 号断口	14 号断口
第一阶段	起始深度	0.038	0.04
	终止深度	2.089	0.814
第二阶段	终止深度	2.527	

断口定性分析结论:

1) FGH96 全尺寸裂纹扩展试验盘疲劳裂纹源均位于试件喉部表面区域,疲劳裂纹源较平直,呈线源特征,在源区附近均可见疲劳条带特征,疲劳裂纹源区侧表面存在一定的裂纹.

2) 金相组织分析表明,FGH96 高温合金裂纹扩展试验件的晶粒度约为 7 级;未发现明显的原始颗粒边界、夹杂及孔洞缺陷.化学成分分析结果表明,FGH96 高温合金裂纹扩展试验件成分正常.

根据各断口疲劳条带间距、裂纹扩展深度,得出各断口裂纹扩展特性,见表 6.

根据表 6 各断口裂纹扩展特性,得出各断口第一阶段低循环疲劳寿命见表 7.

表 6 1 号和 14 号断口裂纹扩展特性
Table 6 Crack propagation characteristics
of No. 1 and No. 14

	1 号断口	14 号断口
$da/dN=c_0a^{m/2}$	$m=0.34392$	$m=0.3597$
	$c_0=0.11308$	$c_0=0.129042$

表 7 1 号和 14 号断口第一阶段低循环疲劳
寿命分析值
Table 7 LCF life of No. 1 and No. 14 based on
fractographic analysis

	裂纹尺寸/mm	疲劳寿命/次
1 号断口	<0.038	27
	<0.38	969
	$0.38\sim2.089$	4531
14 号断口	<0.04	3487
	<0.38	4429
	$0.38\sim0.814$	1071

由表 4、表 5 知:1 号断口经历了 6556 个试验循环,裂纹深度扩展到 2.527 mm,这说明该 FGH96 全尺寸裂纹扩展试验件盘体喉部有 2.527 mm 的损伤容限。

由表 7 知,1 号断口疲劳寿命主要集中在裂纹扩展阶段,裂纹萌生寿命很短,仅 27 个循环。说明 FGH96 全尺寸盘裂纹扩展盘遵守的是缺陷位于大应力区低循环疲劳失效机理。证明了本文提出的“对 FGH96 全尺寸涡轮盘采用断裂力学低

循环疲劳寿命预测”是合理的。

表 3 分析常规方法预测裂纹萌生寿命为 3000~5000 个循环,与断口分析相差很大。说明采用常规方法预估 FGH96 全尺寸涡轮盘低循环疲劳寿命预测是不合适的。

4.4 FGH96 全尺寸裂纹扩展盘与紧凑拉伸试样
裂纹扩展特性对比

对 1 号和 14 号裂纹扩展特性进行了重新拟合,各断口重新拟合后的裂纹扩展特性及 580℃ 下 FGH96 CT 试样裂纹扩展特性见表 8。

表 8 580℃ 下 CT 试样、裂纹扩展盘裂纹
扩展特性对比

Table 8 Crack propagation characteristics comparison
between CT samples and full-scale crack
propagation disc at 580℃

	1 盘	2 盘	FGH96 裂纹扩展盘
CT 试样号	1	2	
Paris 公式	$da/dN=C\cdot(\Delta K)^n$		
应力比	$R=0.05$		$R=0.02$
参数 C 数量级	10^{-8}	10^{-11}	10^{-4}

由表 8 可知:参数 C 相差 4~7 个数量级,而此参数是表征裂纹扩展特性重要参数之一,说明 FGH96 全尺寸裂纹扩展盘裂纹扩展特性与 CT 试样裂纹扩展特性相差很大。

本文利用扩展盘特性和 CT 试验特性推算裂纹扩展盘的疲劳寿命对比分析见表 9。由表 9 知,采用表 9 拟合的数据推算的 1 号断口疲劳寿命与断口分析的疲劳寿命吻合较好。

表 9 FGH96 裂纹扩展盘 1 号断口与 CT 试样裂纹扩展特性推算的疲劳寿命对比
Table 9 LCF life comparison based on crack propagation characteristics between No. 1 fracture
of FGH96 crack propagation disc and CT samples

	第一阶段		第二阶段
裂纹尺寸/mm	$0.038\sim0.38$	$0.38\sim2.089$	$2.089\sim2.527$
裂纹扩展盘断口分析寿命	942	4531	1056(试验值)
裂纹扩展盘特性推算寿命	1004	4470	1081
1 号,2 号 CT 试样特性推算寿命	3283	1013	74

由表 9 知:CT 试样推算的 FGH96 全尺寸裂纹扩展盘 1 号断口疲劳寿命与断口分析结果相差很大。初步分析其原因,这可能与应力状态等因素有关。轮盘喉部一般处于典型的多轴应力状态,其

径向应力与周向应力均很大,而紧凑拉伸 CT 试样试验时,其裂纹扩展部位处于单轴应力状态,具体原因还有待更进一步的分析和试验验证。

5 小 结

通过本文的研究,有以下结论及收获:

1) FGH96 盘尺寸效应明显,FGH96 亚尺寸轮盘主要表现为裂纹萌生失效模式,FGH96 全尺寸轮盘主要表现为裂纹扩展失效模式.

2) FGH96 亚尺寸盘适合于基于试验室光滑小试样测试结果的常规寿命预测方法,FGH96 全尺寸盘适合于断裂力学寿命预测方法.

3) FGH96 真实轮盘与 CT 试样裂纹扩展特性存在显著差别.

4) 通过本文研究,获得 FGH96 亚尺寸盘裂纹萌生寿命,获得 FGH96 全尺寸盘裂纹扩展寿命、裂纹扩展特性、损伤容限值.

参考文献:

- [1] 宋兆泓. 航空发动机典型故障分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1993.
- [2] Tresa M P, Sammy T. Nickel-based superalloys for advanced turbine engines: chemistry, microstructure, and properties[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2):361-373.
- [3] Thomas A C, Sankaran M, Robert G T, et al. Fatigue reliability of gas turbine engine structure Part I [R]. NASA/CR-97-206215, 1997.
- [4] 张学仁. 粉末冶金涡轮盘蠕变/疲劳寿命预测中的几个问题[C]//第九届航空发动机结构强度振动学术会议论文集. 武夷山,福建:中国航空学会航空发动机结构强度振动专业委员会. 1998:61-66.
- [5] Grison J, Remy L. Fatigue failure probability in a powder metallurgy Ni-based superalloy[J]. Engineering Fracture and Mechanics, 1997, 57(1):41-55.
- [6] Bussac A D, Lautridou J C. A probabilistic model for prediction of LCF surface crack initiation in PM alloys[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials & Structures, 1993, 16(8):861-874.
- [7] Luo J, Bowen P. Small and long fatigue crack growth behavior of a PM Ni-based superalloy Udimet 720[J]. International Journal of Fatigue, 2004, 26(2):113-124.
- [8] 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, LÜ Wenlin. Crack growth failure probability of PM turbine disk[J]. Mechanical Science and Technology, 2000, 19(2):210-212. (in Chinese)
- [9] 宋迎东. 粉末冶金涡轮盘强度与寿命研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1997.
SONG Yingdong. Study on strength and life of power metallurgy turbine disc [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1997. (in Chinese)
- [10] 赵勇铭, 宋迎东. 夹杂对粉末高温合金裂纹扩展寿命的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5):772-777.
ZHAO Yongming, SONG Yingdong. Influence of inclusions on crack growth life of powder metallurgy[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5):772-777. (in Chinese)
- [11] 魏大盛, 杨晓光, 王延荣. 基于缺陷概率特点的粉末冶金材料寿命预测概率模型[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6):951-957.
WEI Dasheng, YANG Xiaoguang, WANG Yanrong. Aprobabilistic model for prediction of life based on probabilistic character of defect in PM alloys[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6):951-957. (in Chinese)
- [12] 蔚夺魁. 粉末冶金材料轮盘定寿方法初探[J]. 航空发动机, 1998(4):36-42.
YU Duokui. Research for life forecasting method of P/M disk[J]. Aeroengine, 1998(4):36-42. (in Chinese)
- [13] 冯引利, 曹凤兰, 王卫国, 等. FGH96 亚尺寸粉末冶金盘低循环疲劳寿命可靠性分析及试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(2):53-57.
FENG Yinli, CAO Fenglan, WANG Weiguo, et al. Reliability analysis on a FGH96 P/M sub-scale disk and experimental investigation[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(2):53-57. (in Chinese)
- [14] 曹凤兰, 卿华, 古远兴, 等. FGH96 粉末高温合金亚尺寸轮盘研制及试验验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3):15-17.
CAO Fenglan, QING Hua, GU Yuanxing et al. Research and experiment on FGH96 P/M superalloy sub-scale disk [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3):15-17. (in Chinese)