

基于小裂纹断裂力学的冷端盘燕尾槽 疲劳全寿命预测技术研究

北京航空材料研究院 刘绍伦* 吴学仁 黄宏发
 刘建中 丁传富 韩希鹏
沈阳航空发动机研究所 杨士杰 蔚夺魁 刘湘生

【摘要】 本文通过对航空发动机冷端盘燕尾槽子构件及其材料钛合金 TC11 的小裂纹扩展行为和疲劳的试验研究, 燕尾槽子构件小裂纹的应力强度因子权函数解的分析研究, 并利用塑性诱导的 Newman 裂纹闭合模型, 建立起从裂纹开始萌生的燕尾槽槽底疲劳全寿命预测模型。结果表明, 该模型预测子构件的疲劳寿命的误差在工程所允许的二倍寿命以内。

主题词: 航空发动机 裂纹 疲劳寿命 预测

分类号: V 231. 95

1 前 言

工程结构件的疲劳寿命是裂纹萌生与裂纹扩展寿命的总和, 而某些结构的寿命是受裂纹萌生控制的, 裂纹萌生期占着有效寿命的大部分。因此, 美国空军在建立损伤容限规范的同时, 还建立了耐久性规范。耐久性假定结构中存在小裂纹。自从 Person 于 1975 年在研究铝合金裂纹扩展行为时, 发现有小裂纹效应以来, 小裂纹研究就一直成为疲劳裂纹研究领域中的热点, 并且主要集中于铝合金及室温状态, 并获得了一些有益的结果。而对于发动机材料及高温状态, 近年来亦开始研究, 如 Pelloux 最早 1986 年研究了 Ni 基高温合金中初始裂纹为 $50\ \mu\text{m}$ 到 $2\ \text{mm}$ 的短裂纹对裂纹扩展行为的影响^[1]。再加上近年来, 无损检测技术的进步, 在短裂纹区域可以可靠地检查和测量出裂纹, 于是基于线弹性断裂力学, 建立起将小裂纹扩展合并到裂纹扩展寿命之中的全寿命预测技术已成为可能。

由于发动机结构紧凑, 零部件形状复杂, 在高负荷下工作, 且工作环境恶劣, 于是裂纹通常在涡轮盘偏心孔, 榫槽槽底, 叶片根部等形成。分析由上述危险部位形成的小裂纹扩展行为, 发展一种基于小裂纹扩展到长裂纹直至断裂失效的疲劳全寿命预测技术尤为重要。本研究针对某航空发动机冷端盘材料钛合金 TC11 进行了小裂纹扩展, 冷端盘燕尾槽子构件的疲劳及裂纹扩展试验, 并利用 Newman 裂纹闭合模型^[2, 3]及三维权函数技术建立了一种基于小裂纹扩展的冷端盘燕尾槽疲劳寿命预测模型。

2 材料与试验程序

2.1 试验材料

本课题的所有试验用料均为发动机冷端盘模锻件材料钛合金 TC11, 对本课题取样的 5 个模锻盘进行了常规力学性能和金相组织的复检, 见表 1。

表 1 TC11 常规力学性能(盘模锻件)

室 温				550℃			
$\sigma_b=1030\sim1225\text{ MPa}$	$\sigma_{0.2}\geq885\text{ MPa}$	$\delta_5\geq8\%$	$\psi\geq23\%$	$\sigma_b\geq685\text{ MPa}$	$\delta_5\geq12\%$	$\psi\geq40\%$	$\sigma_{100}\geq590\text{ MPa}$
模锻盘编号	1 [#]	2 [#]		3 [#]	4 [#]	5 [#]	
低倍组织	3~6 级	3~4 级		2~6 级	2~6 级	3~5 级	
高倍组织	2~8 级	2~4 级		2~3 级	2~4 级	2~9 级	

注 (1) 热处理状态: 双重退火, 950℃, 1~2 h, 空冷+ 530℃, 6 h, 空冷;
(2) 室温性能技术条件: $\sigma_b=1030/1226\text{ MPa}$, $\sigma_{0.2}=883\text{ MPa}$, $\delta_5=8$, $\psi=23$, $H_b=32/37$, $\alpha_k=24$ 。

2.2 试 样

试验中采用两种类型的试样: 小疲劳裂纹扩展试验所用的试样为单边缺口拉伸(SENT)试样, 见图 1。长裂纹扩展门槛值试验用的是中心裂纹拉伸(CCT) (2×50×155) 试样。选择 SENT 试样为小裂纹试样是为了在材料的缺陷或不连续处产生自然萌生的裂纹, 并且使得裂纹在一个与实际发动机结构中常见的应力场相近的应力场中扩展, 试样的半圆形缺口使得容易对缺口表面作观察, 从而便于利用复型技术对裂纹进行跟踪。单边缺口拉伸试样(SENT)和中心裂纹试样(CCT)的毛坯在发动机冷端盘上弦向切取, 每个试样毛坯都标上试样编号。

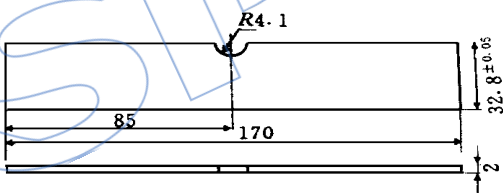


图 1 单边缺口拉伸(SENT)试样

2.3 材料的试验条件与过程

小裂纹试验与长裂纹试验的载荷均包括 3 种恒幅加载($R=0.5, 0, -1$), 燕尾槽子构件的疲劳试验为 2 种载荷条件, 燕尾槽疲劳裂纹扩展试验 $R=0.2$ 和 0.5 。

在进行疲劳小裂纹扩展试验时, 小裂纹试样的装夹与对中尤为重要, 为此, 在进行小裂纹试验之前, 须使用试样对中法对试验机和夹具装置进行对中检查, 使试样弯曲应变不致过大。

SENT 试样的小裂纹扩展是用塑料复型法测得的。即在每个循环间隔之后进行缺口表面复型。循环间隔是按一次试验过程中大约取 25~30 个复型来选择的。在光学显微镜下, 观测印在复型薄膜上的小裂纹长度和方向(ASTM 1647-92)。

燕尾槽子构件的疲劳及疲劳裂纹扩展试验按照弯曲疲劳试验方法 Q/6S 1344-90 进行。燕尾槽子构件弯曲疲劳试验是在 Am sler 高频试验机上完成的。而疲劳小裂纹扩展试验是在 MTS812 试验机上完成的。

3 裂纹张开应力计算结果与分析

下面将应用 NEWMAN 裂纹闭合模型^[2,3]来计算钛合金 TC11 在各种横幅和约束条件下

的裂纹张开应力,并且考虑应力比和约束对小裂纹闭合行为的影响(见图 2)。对于薄板材料,完全的平面应变条件是不可能的。RW N 建议通过一个约束因子($\alpha=1.73$)来考虑应力状态沿板厚方向的变化,代表名义的平面应变条件。对于 TC11 钛合金薄板,取 2 的约束系数能够关联近门槛区域内的各种应力比下的裂纹扩展速率数据。由图 2 可见,在所有的情况下,初始的裂纹张开应力都与最小的外加应力相等,并且随着裂纹的扩展而迅速升高。在开始阶段的反应几乎与约束系数无关,但是在长裂纹时的稳定值则有不同。不过,这里可以再次看到,在裂纹半长大于约 $30\ \mu\text{m}$ 时,裂纹闭合应力就已经稳定了。

应力比对计算的裂纹张开应力的影响亦见图 2 (针对 $\alpha=2.0$ 的情况),模拟计算中所用的 $\sigma_0/S_{\max}$ 的具体数值见图中数字所示。如前所示,负应力比的模拟计算呈现出明显的裂纹闭合程度的变化。但是在正应力比时,裂纹张开应力在少量的裂纹扩展以后就稳定了。高应力比($R=0.5$)的结果表明,裂纹表面总是完全张开的。这些结果具有重要意义,因为在高应力比条件下 ΔK_{eff} 与 ΔK 值相等,所以在这些条件下的试验结果可以用来帮助建立所研究的材料的 ΔK_{eff} 与裂纹扩展速率关系。低应力比试验则能用来帮助确定用于对裂纹扩展速率和 ΔK_{eff} 作关联时的合适的约束系数。

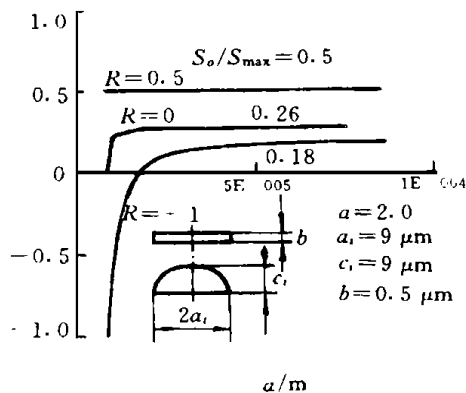


图 2 TC11 在约束系数 $\alpha=2.0$ 条件下,小裂纹张开应力的计算值随裂纹长度的变化

3.1 材料的小裂纹试验结果与分析

小裂纹沿缺口表面的扩展是用塑料薄膜复型测得的。恒幅下的所有小裂纹扩展速率都是

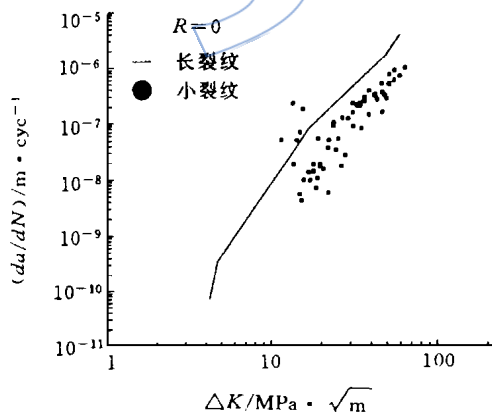


图 3 TC11 钛合金 $R=0.0$ 时长裂纹和小裂纹的扩展速率与 ΔK 的关系

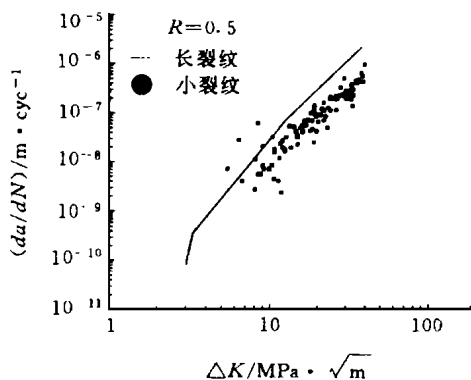


图 4 TC11 钛合金 $R=0.5$ 时长裂纹和小裂纹的扩展速率与 ΔK 的关系

按文献[4]中附录第二、第三节所叙述的方法分析的。SENT 试验的 da/dN 在这里是作为 ΔK 的函数给出的。每一种加载条件下的小裂纹扩展速率都与相同条件下的长裂纹数据进行对比(图 3)。图 3~图 5 分别表示 $R=0.0, 0.5$ 和 -1.0 条件下的小裂纹的扩展速率 $da/dN \sim \Delta K$

试验结果。图 3~图 5 表明,在长裂纹门槛值以上:对于 $R = 0.0$, 在 $\Delta K = 10 \sim 20 \text{ MPa} \sqrt{\text{m}}$ 范围内; 对于 $R = 0.5$, 在 $\Delta K = 5 \sim 10 \text{ MPa} \sqrt{\text{m}}$ 范围内; 对于 $R = -1$, 在 $\Delta K = 10 \sim 20 \text{ MPa} \sqrt{\text{m}}$ 范围内; 小裂纹扩展速率高于长裂纹的扩展速率, 表现出小裂纹效应。除此以外的区域, 小裂纹扩展速率反而低于长裂纹扩展速率。这是锻造钛合金、钛合金金属间化合物一类的材料因其微结构而导致的结果。详见文献[5]的分析。从图 3~图 5 还可以看出, 小裂纹比长裂纹分散得多。这不是由于测量技术引起的, 而是小裂纹扩展行为本身的特征所致^[1]。

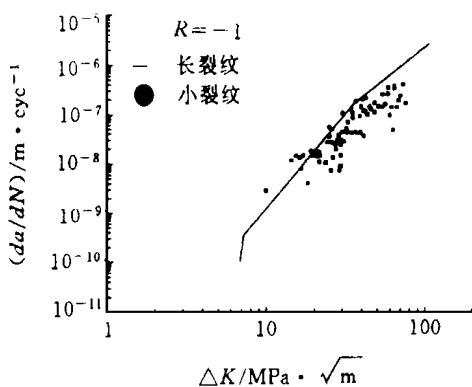


图 5 TC11 钛合金 $R = -1.0$ 时长裂纹和小裂纹的扩展速率与 ΔK 的关系

4 冷端盘燕尾槽疲劳试验及寿命预测

经验表明,冷端盘在服役中最危险的部位是燕尾槽槽底或偏心孔边缘处出现裂纹而造成失效。为分析问题清楚起见,先将该部位离散出来,且设计成子构件。然后对该子构件进行疲劳 $S-N$ 曲线试验,并基于裂纹闭合模型进行由小裂纹开始的全寿命预测模拟。然后再推广到冷端盘上进行验证。为此选择了燕尾槽子构件来模拟冷端盘危险部位进行全寿命预测研究。

4.1 燕尾槽子构件设计及加载方式

为了研究冷端盘裂纹从燕尾槽槽底萌生与裂纹扩展的全寿命预测技术,606 所设计了燕尾槽子构件,见图 6。其燕尾槽部分几何与尺寸和它在冷端盘上的真实尺寸完全一样。

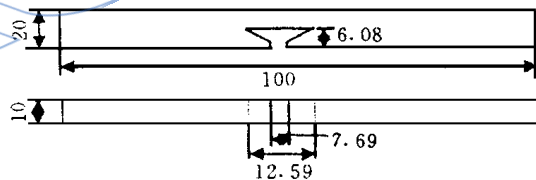


图 6 燕尾槽子构件试样

由于轮盘的燕尾槽处主要受叶片和轮缘本身的离心力的作用,应力阶梯分布,子构件三点弯曲试样可以在燕尾槽处上产生阶梯分布的应力,因此,试验应力比选择 $R = 0.2$ 。若应力比选择太小,如 $R = 0.1$,试验系统柔度太大,出现裂纹后,载荷不稳定。当 $R = 0.5$ 时,裂纹闭合应力随裂纹长度变化不明显,裂纹张开应力与基本上呈线性关系,不适合考察应力变化对裂纹扩展的影响。因此试验中取应力比 $R = 0.2$ 。试验中的疲劳寿命以载荷失稳时的循环数计算。

4.2 试验结果

在子构件燕尾槽处产生的裂纹是中心表面裂纹,由试样断口照片可以看出,虽然裂纹源不尽相同,但都在内表面上,不是角裂纹。子构件试样是对称的,但试验结果表明,疲劳裂纹一般只在一边产生并扩展。在所进行的 12 子构件根试样试验中,只有一根试样是两边同时产生裂纹。

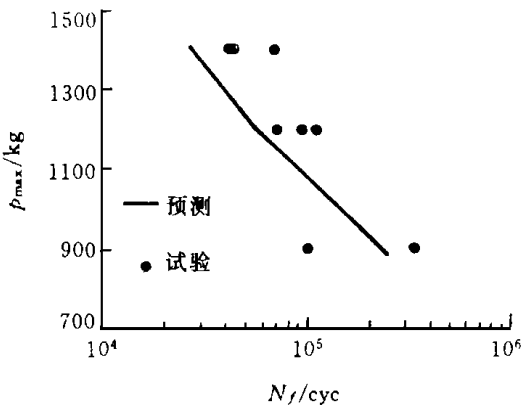


图 7 预测的子构件的疲劳寿命和试验结果的比较 (TC11 材料带缺口的三点弯曲试验)

燕尾槽子构件的 $S \sim N$ 曲线试验结果如图 7 所示, 试验数据比较集中, 同一应力水平下的疲劳寿命相差最大在 3 倍范围内。而从子构件的疲劳裂纹扩展图 8 可看出, 数据点较为光滑连

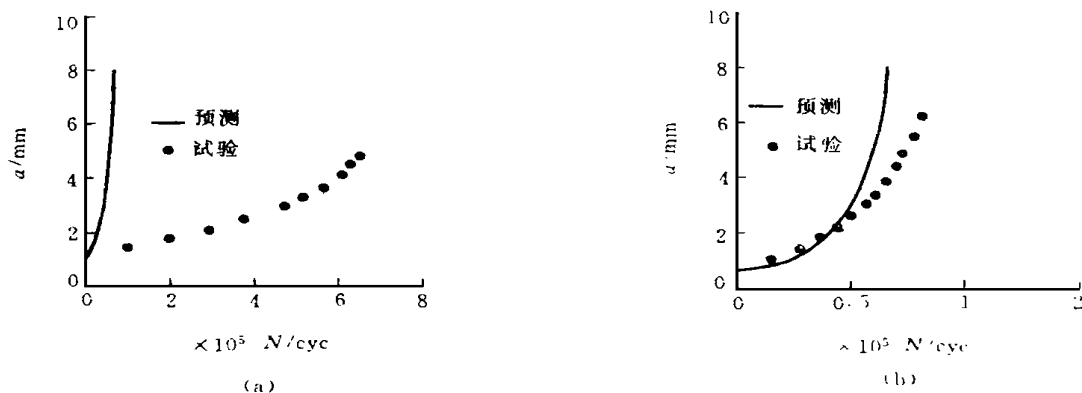


图 8 子构件裂纹扩展试验数据与预测结果比较(TC11 材料带缺口的三点弯曲试件)

续, 疲劳寿命主要消耗在裂纹形成期, 如 2 号试样裂纹扩展到 0.6 mm, 其循环数占全寿命的一半多, 这一结果与 TC11 材料的小裂纹试验结果类似。

4.3 燕尾槽子构件疲劳寿命估算

4.3.1 燕尾槽子构件的应力强度因子计算^[6]

由于试验所用子构件非标准试样, 其应力强度因子公式未知, 通过有限元和权函数相结合^[5,6]分析得到了子构件应力强度因子的离散数值解, 如表 2 所示。

子构件缺口试样的表面裂纹, 在受三点弯曲载荷作用下, 其应力强度因子由下式表示:

$$K = \sigma \sqrt{\pi a / Q} F_{sn} \quad (a/c, a/t, \varphi) \quad (1)$$

表 3 中数据分别代表裂纹沿子构件试样宽度方向 $\Phi = \pi/2$ 和厚度方向 $\Phi = 0$ 的应力强度因子。在寿命预算中, 只应用裂纹最深处和自由表面处的应力强度因子, 为了保证应力强度因子的精度, 寿命计算程序中的应力强度因子公式, 采用了由表 3 中的数据拟合得到的 F_A 和 F_C 。在这里取裂纹形状比为 $a/c = 1$, 离散的应力强度因子可以拟合成为 $u = a/t$ 的多项式形式:

$$\text{对于 } \Phi = \frac{\pi}{2} \quad F_C = 2.04 - 20.0u + 214.8u^2 - 1007.9u^3 + 2428.7u^4 \\ - 3156.5u^5 + 2108.4u^6 - 568.1u^7$$

$$\text{对于 } \Phi = 0 \quad F_A = 2.0 - 13.9u + 212.2u^2 - 1048.3u^3 + 2582.8u^4 \\ - 3430.5u^5 + 2348.9u^6 - 649.3u^7$$

式中: $0 \leq u \leq 1$, $\frac{a}{t} = 0$ 时的应力强度因子由起裂处的应力集中系数乘以 1.12 得到。 $\frac{a}{t} > 0.8$ 的点由将应力强度因子按多参数拟合的公式延伸得到。

4.3.2 寿命估算用 TC11 材料的裂纹扩展速率数据

利用裂纹闭合模型计算了裂纹张开应力随裂纹长度和加载历程的变化情况。裂纹表面完全张开时的外加应力水平, 即称为张开应力, 计为 s_{∞}' 。这里假设了: 用穿透裂纹计算得的裂纹张开应力, 适用于表面裂纹。由此确定的裂纹张开应力, 便可用来计算有效应力强度因子范围 ΔK_{eff} 。然后, 利用裂纹数据确定的 ΔK_{eff} —裂纹扩展速率关系来计算裂纹扩展速率。

表 2 子构件试样受三点弯曲载荷作用,燕尾槽表面裂纹的边界修正系数(权函数解)

$$\left(F_{sn}=\frac{K}{S\left(\pi a/Q\right)^{1 / 2}}\right)$$

$\frac{a}{t}$	(φ / π) (弧度)	a / c			
		0.5	1.0	1.5	2.0
0.1	0.1	3 7233	3 5266	2 5380	1 9873
	0.2	3 3856	3 7789	2 9820	2 4634
	0.3	2 6337	3 1940	2 5778	2 1769
	0.4	1 7004	2 5078	2 2053	1 9812
	0.5	0 6413	1 3425	1 4268	1 4180
0.2	0.1	3 4361	3 6483	2 5851	2 2476
	0.2	2 7489	3 4535	2 5493	2 3482
	0.3	2 0158	2 8926	2 2244	2 0991
	0.4	1 3466	2 3155	1 9227	1 9126
	0.5	0 6833	1 6020	1 5480	1 6770
0.4	0.1	3 0583	3 6082	2 6830	2 2220
	0.2	2 1051	3 1544	2 4402	2 1257
	0.3	1 3521	2 5496	2 0666	1 8818
	0.4	0 8076	1 9486	1 7269	1 6726
	0.5	0 4774	1 4871	1 4773	1 5446
0.8	0.1	3 3393	3 9280	3 1075	2 5373
	0.2	2 3112	3 2902	2 7939	2 3592
	0.3	1 5257	2 5771	2 3290	2 0345
	0.4	0 8997	1 8884	1 8687	1 7297
	0.5	0 5784	1 5409	1 6911	1 6654

表 3 $a / c=1$ 应力强度因子系数(权函数解)

$$K=S \sqrt{\frac{\pi a}{Q}} F_{j n}\left(\frac{a}{c}, \frac{a}{t}, \varphi\right)$$

$\frac{a}{t}$	$f=\frac{K_I}{S\left(\pi a / Q\right)^{1 / 2}}$	
	$\Phi=0$	$\Phi=\pi / 2$
0.10	1 8653	1 3425
0.15	2 3612	1 5675
0.20	2 5797	1 6020
0.25	2 7050	1 5792
0.30	2 7876	1 5484
0.35	2 8473	1 5171
0.40	2 9005	1 4871
0.45	2 9478	1 4583
0.50	2 9947	1 4407
0.55	3 0440	1 4298
0.60	3 0957	1 4285
0.65	3 1514	1 4371
0.70	3 2141	1 4562
0.75	3 2710	1 4910
0.80	3 3350	1 5409
0.85	3 9400	1 5380
0.90	3 9550	1 5800
0.95	4 0800	1 6300
1.00	4 1900	1 4000

计算裂纹张开应力的公式为:

$$S_o^{\prime}=S_{\min } \sum_{j=1}^n \frac{2 \sigma_j}{\pi}\left[\arcsin \beta_2-\arcsin \beta_1\right] \quad(2)$$

式中: $\beta_k=\frac{\sin \left(\pi b_k / 2 w\right)}{\sin \left(\pi c / 2 w\right)} \quad(k=1,2)$

为了利用 Newman 裂纹闭合模型进行寿命估算,必须先确定材料不同厚度和环境下的有效应力强度因子范围与裂纹扩展速率之间的关系。根据裂纹闭合模型所建立的方程,把恒幅载荷下的裂纹扩展速率与 ΔK_{eff} 联系起来。

本研究中 TC11 材料的裂纹扩展速率是用中心拉伸试样测定的,应力比 $R=0,-1,0.5$ 。不同应力

比的 $\Delta K \sim da/dN$ 曲线的分离程度反映了闭合模型中的约束系数 α 值的大小。通过计算,使所测得的数据几乎合并到一条 $da/dN \sim \Delta K$ 曲线上(图 9)。有效应力强度因子由下式给出:

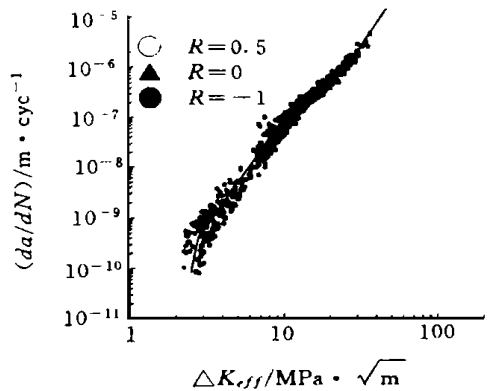


图 9 TC11 裂纹扩展曲线 $da/dN \sim \Delta K_{eff}$ 的拟合折线

$$\Delta K_{eff} = K_{max} - K_o' = \Delta K \frac{1 - S_o'/S_{max}}{1 - R} \quad (3)$$

式中的 K_o' 是张开应力水平时的应力强度因子, S_o' 是裂纹闭合应力。

4.3.3 基于小裂纹萌生与扩展的疲劳全寿命预测

本文疲劳寿命估算的基础是由起源于材料的微观特征处(如夹杂质点团或空洞或微缺陷)的裂纹扩展。参考美国军标耐久性手册中给出的小裂纹尺寸及其损伤容限分布规律^[7], 取初始裂纹尺寸取为 $a_i = c_i = 0.02 \text{ mm}$, $b_i = 0.5 \text{ e} \sim 3 \text{ mm}$ (缺陷或空洞的高); 而断裂时的 a_f 是这样得到的, 即将与逐个循环 N_i 相对应的 a_i 代入 K_I 公式, 计算得到 K_I 相对应的等于材料断裂韧性 K_{IC} 值时的 a_f 。在全寿命估算中, 假设在第一个循环时裂纹就已经存在并开始扩展, 计算中利用了裂纹闭合模型和基准的 $da/dN \sim \Delta K_{eff}$ 曲线来预测从初始裂纹尺寸(材料的微观缺陷)直至断裂的全过程裂纹扩展行为。并将其与疲劳试验结果相比较。

图 7 所示的子构件疲劳寿命预测结果与试验结果符合的相当好, 因为疲劳寿命相差在工程允许的两倍寿命以内。而图 8 所示的 2 个子构件 $a \sim N$ 曲线的预测结果相差甚远, 也不足为怪, 众所周知, 疲劳寿命分散性有时是数量级的变化。这里主要是由于试验的数量太少, 不能进行统计处理。

由此可见, 本文发展起来的基于小裂纹断裂力学原理的疲劳全寿命预测程序, 不仅可用于计算从原始缺陷开始直至断裂的 $S \sim N$ 曲线, 还可用于计算裂纹扩展 $a \sim N$ 曲线。

5 结 论

(1) 发动机冷端盘 TC11 材料在应力比 $R = 0.5$ 和 -1 时表现出一定的疲劳小裂纹效应。(2) 所设计的燕尾槽子构件可以用来模拟轮盘小疲劳裂纹扩展行为的特征。(3) 获得了冷端盘子构件小裂纹应力强度因子的权函数解。(4) Newman 裂纹闭合模型可以应用于 TC11 材料及燕尾槽子构件的疲劳全寿命预测。(5) 编制的《发动机冷端盘 TC11 材料与燕尾槽子构件小裂纹扩展速率和疲劳全寿命预测》计算机程序 (SMALL CRACK T I / SUBSTRUCTURE) 可推广应用于发动机其他断裂关键件的疲劳全寿命预测。

参 考 文 献

- 1 吴学仁, 刘绍伦. 小裂纹研究及其在发动机断裂关键件寿命预测方面的应用初探《中国航空学会第七届发动机结构强度振动学术会议论文集》, 洛阳: 1994: 405- 412
- 2 Newman J C Jr. A Crack- Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth Under Aircraft Spectrum Loading. ASTM STP 748, Chang J B and Hudson C M, Eds., Philadelphia, 1981: 53- 84
- 3 Newman J C Jr. FASTRAN II - A Fatigue Crack Growth Structural Analysis Program. NASA TM 104159, February 1992
- 4 吴学仁, Newman J C Jr. 高强铝合金的小裂纹效应—CAE- NASA 的疲劳与断裂力学合作项目《国际科技合作论文集》, 北京: 航空工业出版社, 1994
- 5 Rauichandran K S, Larsen J M. Influence of Mode of Initiation on the Growth of Small Surface Crackers in Titanium Aluminum. Int. J. Fatigue, 1996, 18(1): 9- 16
- 6 Wu X R, Carlsson A J. Weight Functions and Stress Intensity Factor Solutions. Pergamon Press, Inc., 1991
- 7 吴学仁, 刘绍伦. 关于我国航空发动机损伤容限设计的探讨. 中国航空学会第七届发动机结构强度振动学术会议特邀报告, 洛阳: 1994

FATIGUE LIFE PREDICTION OF TENONS IN AEROENGINE COLD-SECTION DISCS BASED ON SMALL CRACK GROWTH

Liu Shaolum, Wu Xueren, Huang Hongfa, Liu Jianzhong, Ding Chuanfu, Han Xipeng

(Lab of mechanical properties, Beijing Institute of Aeronautics Materials, Beijing 100095)

Yang Shijie and Wei Duokui

(Research Institute of Aeroengine, Shengyang 110015)

ABSTRACT Tests for small and large crack growth were conducted on substructure model of tenon in the aeroengine cold section disc which was made of Titanium alloy TC11. Stress intensity factor solution of the substructure was obtained by FEM and its weight functions were analyzed. Plasticity introduced Newman Crack Closure model was used to predict the total fatigue life of the substructure, in which small crack was initiated from swallow-tailed groove bottom. Prediction results are in good agreement with tested results.

Key Words Aeroengine Cracks Fatigue life Prediction

ANALYTICAL PART-LOAD PERFORMANCE OF SINGLE SHAFT SMALL GAS TURBINE AND ITS COGENERATION

Zhang Na and Cai Ruixian

(Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing 100080)

ABSTRACT The typical analytical part-load performances of constant speed single shaft small gas turbine with centrifugal compressor and its cogeneration are given. The influence of gas turbine design parameters and steam side design parameters are thoroughly investigated. The typical efficiency curve and statistical formula obtained for this type gas turbine are consistent with the practical data. The part-load performance of cogeneration is studied with saturated steam supply. It is pointed out that the approaching temperature difference may be negative in low load condition with high steam parameter and low ambient temperature. Some other part-load performances and quantitative rules are summarized as well.

Key Words Gasturbines Performance Analytic solutions

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COMPRESSOR ROTOR-STATOR INTERACTION

Hu Jun and Tang Guocai

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT An experimental investigation on the effect of the rotor wake on unsteady loading of downstream stator has been carried out in a low speed single stage axial compressor. The unsteady pressure distribution along the stator blade was measured, and the effects of axial gap between rotor and stator, operating rotation speed and mass flow of the