

预应力过载对低周疲劳及 da/dN 的影响

北京航空材料研究所 侯静泳 刘绍伦 谢济洲

摘 要

研究了预拉伸应力过载对TC-11钛合金及GH33A高温合金的低周疲劳及 da/dN 的影响。证明在 $5 \times 10^3 \sim 5 \times 10^4$ 低周疲劳寿命范围内, 单边缺口试样的疲劳裂纹起始寿命 N_i 有明显提高, 并可由经验表达式 $S^m(N_f/r) = C$ 来估算, 但对其裂纹扩展寿命 N_p 的影响则并不显著。

一、引 言

人们在实践中观察到, 经预拉伸超载的缺口件, 后续正常小幅值的循环载荷时, 其疲劳寿命会大大提高[1]。Gerber和Fuchs[2]的实验证明, AISI4340钢的疲劳强度增加两倍, 曾春华[3]对15MnVN钢试件施加55.2% σ_s 的预拉伸过载, 其裂纹形成寿命提高19倍, 扩展寿命提高4倍。

对上述现象机理的研究发现, 予拉伸过载之所以有利是由于缺口根部附近区域内产生残余压应力。残余压应力的研究长期以来为人们所重视[4], 尤其是断裂力学的发展, Weeler[5]等发现裂纹过载迟滞效应以后, 更认识到残余应力对疲劳的重要作用。

尽管前人在这方面进行了大量的研究并取得了可喜的成果, 但有关预应力对低周、高温、钛合金和高温合金疲劳性能的影响却研究得很少。本文根据超速预应力处理技术在轮盘上的应用要求, 探索了予拉伸过载对发动机轮盘材料TC-11钛合金和GH33A镍基高温合金的低周疲劳及其裂纹扩展速率 da/dN 的影响, 试图为轮盘的超速预应力试验及寿命估算提供依据。

二、实验程序

试验采用单边缺口 (SEN) 试样 (图1)。TC-11试样从 $\phi 20\text{mm}$ 棒材上切取, GH33A试样从涡轮盘坯上弦向切取。试验在ESH-50E电液伺服疲劳机上进行, 应力比 $R = 0.1$, 加载频率为0.5Hz, 低应力长寿命时为1Hz。考虑到涡轮盘辐板部位的工况, GH33A试样试验时选用633K。

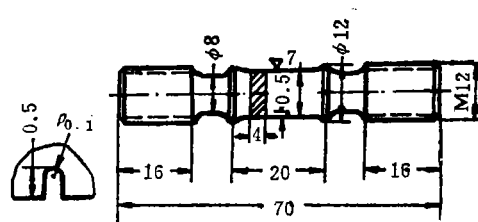


图1 单边缺口 (SEN) 试样

试验时先做一组无予拉伸过载的S-N曲线, 为了与轮盘寿命相对应, 将试样的总疲劳寿命设计成 10^4 左右, 然后进行初始过载疲劳试验, 先将试样予拉伸至予定的过载峰值, 紧接

着一次完全卸载,最后在无予拉伸S-N曲线相应的各级应力水平下进行疲劳试验。

为了便于分析初始过载对疲劳裂纹形成寿命 N_i 和扩展寿命 N_p 的不同影响,我们对GH33A进行了裂纹扩展试验,并用直流电位法检测其裂纹长度。

三、结果与讨论

1. 预拉伸过载对低周疲劳的影响 从有无预拉伸过载处理的低周疲劳试验结果(表1和图2)可见,在高应力水平或短寿命期内,其影响并不显著,但是,随着交变应力水平的降低,其效果越来越明显。这个规律与残余应力对高周疲劳的影响显著是一致的。

表1 有和无预拉伸过载疲劳试验结果比较

材 料	预 拉 应 力 (MPa)	$\sigma_{\max}$ (MPa)	$\sigma_{\min}$ (MPa)	频 率 Hz	N_f	过载比(r)
GH33A	0	815	82	0.5	3278	1
		763	76	0.5	4970	
		711	71	0.5	6161	
		658	66	0.5	6518	
		658	66	0.5	8383	
		584	58	0.5	13961	
		526	53	1	16688	
	868	815	82	0.5	2221	1.065
		815	82	0.5	3286	1.065
		763	76	0.5	4869	1.138
		711	71	0.5	5852	1.222
		711	71	0.5	6560	1.222
		658	66	0.5	9824	1.320
		584	58	0.5	17887	1.487
		526	53	1	32467	1.650
	763	711	71	0.5	7637	1.074
		658	66	0.5	9437	1.160
		584	58	0.5	17984	1.306
		526	53	1	29239	1.450
		526	53	1	24317	1.450
	711	658	66	0.5	9861	1.080
		584	58	0.5	17323	1.216
TC-11	0	725	73	0.5	1176	1
		627	63	0.5	2464	
		441	44	0.5	6208	
		392	39	0.5	12630	
	931	725	73	0.5	1500	1.388
		627	63	0.5	3375	1.484
		441	44	0.5	32166	1.778
	1007	725	73	0.5	1494	1.270
		627	63	0.5	2361	1.605
		441	44	0.5	28200	2.282
	784	441	44	0.5	19142	1.778

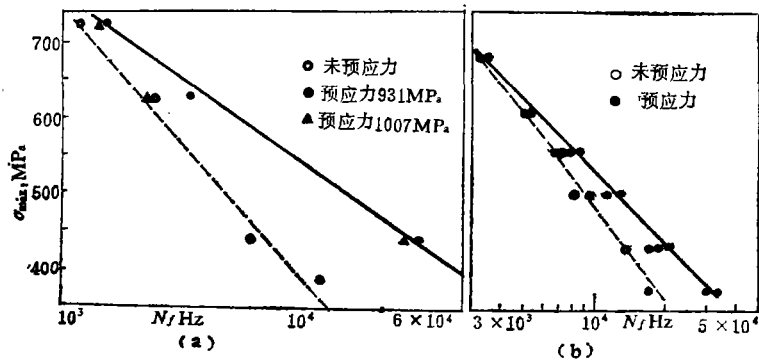


图 2 有、无预拉伸过载, SEN试样的S-N曲线
(a. TC-11, b. GH33A)

将上述结果按照

$$S^m N_f = C \quad (2)$$

进行拟合, 得到的数学表达式分别为

$$S^{3.6901} N_f = 10^{14.2933} \quad (\text{GH33A, 预应力} 0) \quad (3)$$

$$S^{5.1944} N_f = 10^{18.6321} \quad (\text{GH33A, 预应力} 868 \text{ MPa}) \quad (4)$$

$$S^{4.6144} N_f = 10^{17.0177} \quad (\text{GH33A, 预应力} 711 \text{ MPa}) \quad (5)$$

$$S^{3.5542} N_f = 10^{13.2701} \quad (\text{TC-11, 预应力} 0) \quad (6)$$

$$S^{6.2109} N_f = 10^{20.9250} \quad (\text{TC-11, 预应力} 931 \text{ MPa}) \quad (7)$$

$$S^{6.1209} N_f = 10^{20.6045} \quad (\text{TC-11, 预应力} 1007 \text{ MPa}) \quad (8)$$

式中 S 为最大名义循环应力水平, 即 $\sigma_{\max}$; N_f 为断裂循环数; m 和 c 为材料常数。

预拉伸应力的过载比 r ($r = \sigma_{\text{预拉}} / \sigma_{\max}$) 对疲劳寿命比 ($N_{f\text{预拉}} / N_{f\text{未预拉}}$) 的影响如图 3 所示。从图中可以看出, 疲劳寿命随 r 的增加而增加, 但当 r 增至 1.65 时, 曲线增长率变得缓慢, 渐趋饱和。同时, 从图 2a 也说明当后续应力一定时, 预超载值大到接近材料的屈服时对提高疲劳寿命无明显效果。

2. 裂纹起始和扩展的实验结果分析 上述的 N_f 指的是总寿命, 即包括裂纹起始和扩展寿命两部分。为了将两者分别考虑, 我们进行了起始于缺口的疲劳裂纹形成和扩展寿命试验, 得到的 $a-N$ 曲线如图 4 所示。然后利用七点递增多项式并逐级求导得到 da/dN , 同时按照文献^[6]的公式

$$\Delta K = \Delta \sigma \cdot F \sqrt{\pi a} \quad (9)$$

计算出相应的应力强度因子范围 ΔK 。式中 $\Delta \sigma$ 为应力范围, a 为裂纹长度, F 为形状系数,

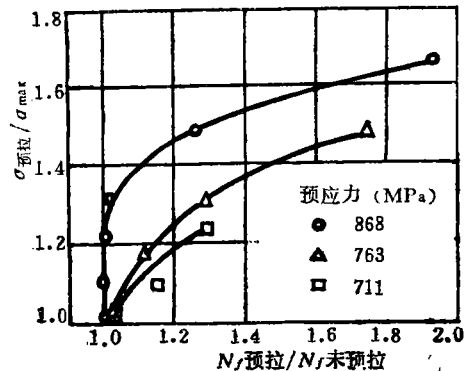


图 3 过载比 r 对 GH33A 疲劳寿命的影响

$$F = \sqrt{\frac{2b}{\pi a} \operatorname{tg} \frac{\pi a}{2b} \frac{0.75 + 2.02\left(\frac{a}{b}\right) + 0.37\left(1 - \sin \frac{\pi a}{2b}\right)^3}{\cos \frac{\pi a}{2b}}}$$

其 b 为试样宽度。最后,按Paris公式

$$da/dN = C(\Delta k)^n \quad (10)$$

拟合,得到的 $da/dN-\Delta k$ 曲线如图5所示。

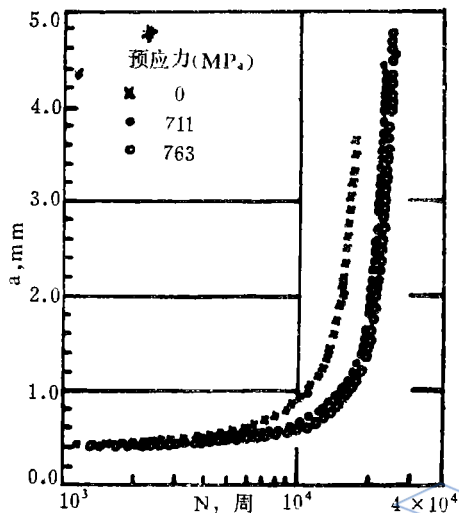


图4 GH33A的 $a-N$ 曲线

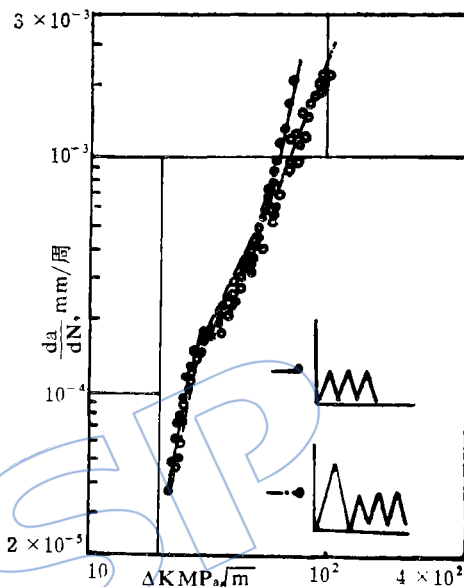


图5 GH33A的 $da/dN-\Delta k$ 曲线

(G3.3K, $R=0.1$, $f=0.5\text{Hz}$)

表2 预拉伸过载对GH33A N_i 和 N_f 的影响

应力状态	N_i	N_p	N_f
无预拉伸	13527	3669	17196
预拉应力, 711MPa	19364	4196	23560
预拉应力, 764MPa	20621	3696	24317

工程上通常将出现1mm的裂纹定义为疲劳裂纹起始,相应的载荷循环数定义的疲劳裂纹起始寿命 N_i ,从1mm扩展到断裂的载荷循环数叫做疲劳裂纹扩展寿命 N_p 。按此定义得到的GH33A SEN试样的 N_i 和 N_p 值如表2所示。

当预拉应力为711和764MPa时,其 N_i 与无预拉应力时的 N_i 之比分别为1.43和1.52,而 N_p 之比则分别为1.14和1.01。可见初始过载主要对 N_i 有较大影响,而对 N_p 的影响则不明显。但是对 N_i 的影响也不象文献^[3]中15MnVN钢那样可观,其原因是:第一,本文讨论的是低周疲劳,其应力水平较高,由预拉伸在缺口根部产生的残余压应力在低周疲劳过程中松弛得较快;第二是温度的影响。

3. 初始过载的弹塑性应力应变状态分析 应用弹塑有限元法^[7]对TC-11和GH33A两种材料,各种预拉伸过载应力水平下,SEN试样缺口附近的应力应变场及卸载后的残余应力进行了计算,图6为TC-11过载应力为931MPa和GH33A过载应力为763MPa时的结果。

计算时选用初应力法和三角元,并令缺口根部 的最小单元尺寸为 $0.0707 \times 0.0707 \times$

0.1mm。由于试样的几何形状对称, 只需计算缺口半部即可, 共分290个单元, 173个节点, 用位移法求解。从图6可知, 在缺口根部周围产生了一个残余压应力区, 且峰值部分已达反向屈服(本文计算未考虑包辛格效应)。正是这个残余压应力, 起着降低平均应力的作用, 从而延长疲劳寿命。

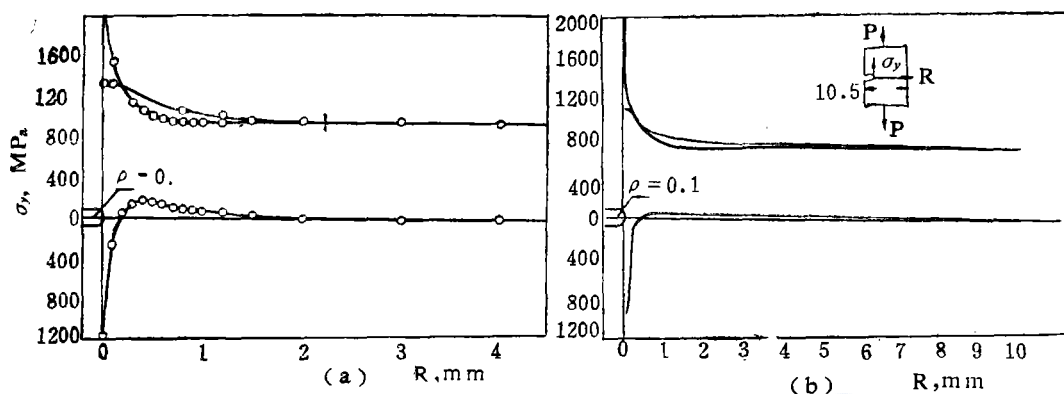


图6 预拉伸过载时SEN试样缺口截面的应力分布及卸载后的残余应力分布
(a. TC-11, b. GH33A)

4. 预拉伸应力过载模型的探讨 将过载比 r 考虑到方程(2)中去, 可得

$$S^m (N_f/r) = C \quad (11)$$

经过这一处理, 所有的数据点几乎落到同一直线上, 即在未经预应力处理试样的疲劳曲线附近, 如图7和8所示。这一规律的发现给了这样一个启示, 只要得到未经预应力处理的常规疲劳曲线, 就可以预测各种预应力过载水平及不同过载比下的疲劳寿命, 这样给工程应用带来方便, 可节省大量的试验。

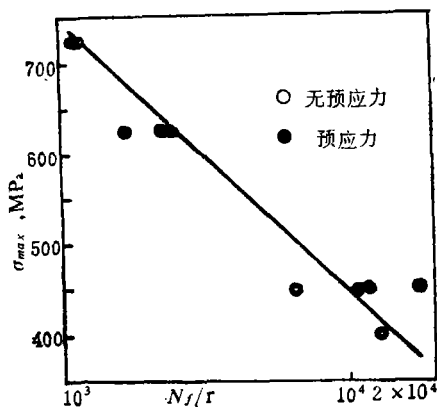


图7 经 r 归一化后的TC11合金的 $S-N_f/r$ 曲线

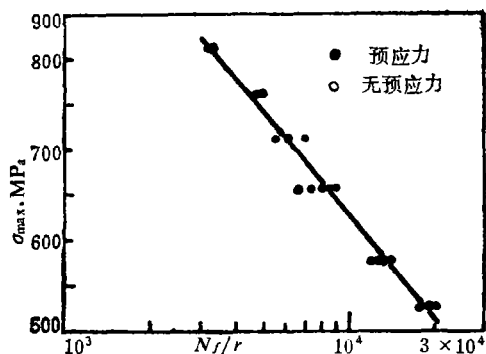


图8 经 r 归一化后的GH33A合金的 $S-N_f/r$ 曲线

应用公式 (11) 估算各种应力水平及过载比 r 下的低周疲劳寿命与实测值的比较如图 9。其相对误差经定量计算在 -14.99% 至 22.73% 之间, 从工程观点来看是比较理想的。值得注意的是应用式 (11), 其 r 应不大于 1.65 为宜, 此外, 目前只限于类似本文提出的 SEN 试样。

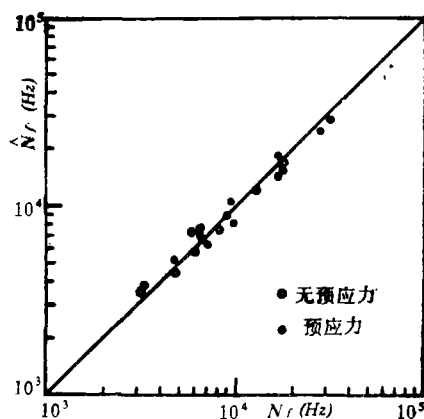


图 9 式 (11) 估算值 $\hat{N}_f$ 与实测值 N_f 的比较
(GH33A, 633K, $R=0.1$)

四、结 论

通过对 TC-11 钛合金及 GH33A 镍基高温合金 SEN 试样预拉伸应力过载的低周疲劳及裂纹扩展速率试验研究, 得到以下几点结论:

1. 在 $5 \times 10^3 \sim 5 \times 10^4$ 低周疲劳寿命范围内, 预应力处理对 TC-11 合金 SEN 试样的低周疲劳寿命及 GH33A 合金 633K 下的低周疲劳寿命有明显提高, 但对其宏观疲劳裂纹扩展寿命的影响并不显著。

2. 预拉伸过载之所以能提高缺口试件疲劳寿命, 乃是由于它在缺口根部所产生的残余压应力区延缓了疲劳裂纹的形成。

3. 提出了可用来估算缺口件经预拉伸过载后的低周疲劳寿命的经验表达式

$$S^m (N_f/r) = C$$

应用时只需知道该材料缺口件常规的 S-N 曲线即可。

参 考 文 献

- [1] B.I. 桑多尔, “循环应力与循环应变基本原理”, 科学出版社, 1985。
- [2] Gerber, T.L. and Fuchs, H.O., “Improvement in the Fatigue Strength of Notched Bars by Compressive Self-Stresses”, ASTM STP 467, 1970。
- [3] 曾春华、郭康民, “超载对疲劳寿命影响的试验研究”, 航空学报, Vol.5, No.2, 1984。
- [4] 米谷茂著, “残余应力的产生与对策”, 机械工业出版社, 1983。
- [5] 张行, “断裂力学讲义”, 下册, 北京航空学院, 1979。
- [6] 中国航空研究院, “应力强度因子手册”, 1981。
- [7] 张行, 吴国敏, “塑性力学讲义 (下册)”, 北京航空学院, 1979。

be eliminated at operating speeds if only the bearing parameters including the length and clearance of the film damper, and the stiffness of the centralizing spring are chosen properly over a certain unbalance range of the rotor.

A LOW CYCLE FATIGUE LIFE PREDICTION METHOD FOR BOLT HOLES OF DISK

Wang Lusheng, Gong Mengxian, Liang Cairong, Ru Meixiu

(Gas Turbine Establishment)

Abstract

A LCF (Low Cycle Fatigue) Life prediction method is provided on the basis of systematic experimental investigation, in which the median and reliability LCF Lives to crack initiation for the bolt holes of rotating disk can be predicted precisely by statistic data of smooth round bar specimen LCF lives to failure. The study shows that the LCF life to crack initiation for bolt holes of disk usually depends on the maximum strain history applied to the critical points of the bolt holes, and the strain gradient influence on the LCF life to crack initiation can be neglected as usual. In addition, the study also indicates that the median LCF life usually depends on the steel chemical composition and its thermal treatment.

THE EFFECTS OF PRESTRESSING OVERLOAD ON LOW CYCLE FATIGUE AND da/dN

Hou Jingyung, Liu Shaolun, Xie Jizhou

(Beijing Institute of Aeronautical Materials)

Abstract

The effects of prestressing overload on low cycle fatigue and fatigue crack growth rates da/dN of titanium alloy TC-11 and Ni-base superalloy GH33A for gas turbine disks were investigated at room temperature and 633K. The experimental results show that the low cycle fatigue crack initiation life is increased by prestressing overload treatment within the range of low cycle fatigue life 5×10^3 to 5×10^4 , but the effect of the prestressing overload on fatigue crack propagation life N_p is not obvious. In addition, an empirical expression is formulated to estimate the fatigue life of side edge notched (SFN) specimen under prestressing overload as $S(N_f/r) = c$. When this expression is employed to estimate the fatigue life of a notched specimen prestressed, it is only necessary to know the conventional fatigue S-N curve.