

低周疲劳寿命的试验研究

吴永礼 周爱华 蒋怀庆

(中国科学院力学研究所, 北京, 100080)

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF LOW CYCLE FATIGUE LIFE

Wu Yong-li, Zhou Ai-hua, Jiang Huai-qing

(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100080*)

摘要 用GH33A钢制成圆柱形棒、鼓形平板和带中心孔平板3种试件进行拉-拉低循环试验。试验测定的疲劳寿命与采用局部应力-应变法预测的寿命结果符合较好。随着应力集中系数的增加, 试验寿命与预测寿命之比有所增大。实验中, 一次超载造成较大的寿命降低。由于较厚板缺口处存在双向应力-应变状态, 较厚试件的疲劳寿命比较薄平板的寿命长。

关键词 低周疲劳、寿命预测、疲劳试验

Abstract The pull-pull low cycle fatigue test is conducted for various specimens made from GH33A steel. There are three forms of the specimens; the cylindrical bar, the drum-form plate and the plate with a centre circular hole. The fatigue life measured experimentally is compared with one predicted by using local stress-strain approach. As the stress concentration factor is increased, the ratio of test life to predicted life is raised. According to the Miner law, the damage caused by one overload can be neglected. But experimentally an overload results in a considerable reduction in low cycle fatigue life. Owing to two-directional stress-strain status at a notch of the thicker plate, the fatigue life of the thicker specimens is longer than that of thinner plate. In general, the low cycle fatigue life predicted by the local stress-strain approach agrees well with experimental results.

Key words low cycle fatigue, fatigue life prediction, fatigue test

0 引言

疲劳破坏是结构失效的主要形式之一。近年来, 局部应力应变法已经成为广泛采用的低周疲劳寿命的估算方法^[1~3]。局部应力应变法根据材料光滑试件的应变寿命曲线和构件缺口处的局部应力应变历史来估算构件的疲劳寿命。然而, 实际构件缺口处的应力应变状态与光滑试件的均匀应力应变状态是有差别的。因此, 文献[4]研究了缺口应力集中系数对低周疲劳寿命的影响。本文用GH33A材料的不同形状试件进行了拉-拉循环下的低周疲劳试验。除了研究缺口应力集中系数对低周疲劳寿命的影响以外, 还研究了一次超载和厚度对寿命的影响。

1990年8月25日收到, 1991年3月25日收到修改稿

1 试验结果

试验所用的材料为镍基合金 GH33A。试件的形状有 3 种：圆棒、鼓形平板和带中心孔的平板（图1~图3）。按照试件的形状、尺寸和载荷大小，试验分为 7 组。表 1 所列的试件编号意义为：C 代表圆棒；P-4 为鼓形平板，厚度为 4mm；其余 5 组均为带中心孔的平板试件，编号中第一个数字为中心孔直径，第二个数字为板厚。G9-6-1 试件与 G9-6 试件尺寸相同，只是先进行了一次超载和卸载。孔径为 6 mm 的板， $H=20\text{ mm}$ ，其余平板 $H=30\text{ mm}$ 。

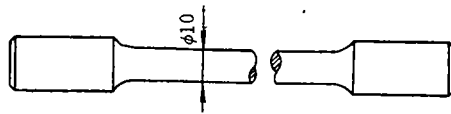


图 1 圆棒试样

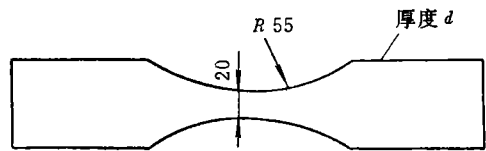


图 2 鼓形平板试样

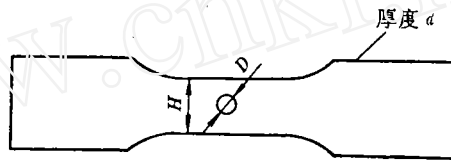


图 3 带中心孔平板试样

试验是在 MTS 液压伺服试验机上进行的。试验载荷均为拉-拉循环载荷，循环的最大载荷 P_{max} 和最小载荷 P_{min} 列于表 2，试验的结果列于表 1。

表 1 疲劳试验结果

试 件	疲 劳 失 效 周 次 (N_f)							
	C	13900	14000	15700	18900	19300	19800	24400
P-4	21800	22500	24600	26300	35000	38800	41400	
G 6-4	22300	23000	24800	26400	30800	33000	35000	
G 6-6	30100	34500	35000	36400	39700	43000	50400	25000
G 9-6	22000	24000	24500	25000	25100	26000	30000	
G 9-6-1	15500	18920	20800	21020	21800	22500	24000	
G 12-6	16400	19300	19500	20000	20000	22000	25000	

疲劳试验结果通常可以按二种统计分布函数处理：对数疲劳寿命为正态分布或疲劳寿命为 Weibull 函数分布。我们用二种方法计算的中值寿命 N_{50} 相差不大，所以表 2 只列出了按第一种分布函数计算的中值寿命 N_{50} ，它的计算公式为

$$N_{50} = \left(\prod_{i=1}^n N_i \right)^{1/n} \quad (1)$$

式中 n 为试验次数； N_i 为各次试验的疲劳失效周次。

表 2 低周疲劳试验与计算比较

试件	$P_{min}(N)$	$P_{max}(N)$	N_{50}	相对偏差	N_f	N_{50}/N_f	K_t
C	4900	76930	17672	5.2%	24735	0.71	1.90
P-4	1960	29100	21352	6.2%	32138	0.93	1.38
G 6-4	2156	35280	27517	4.0%	24929	1.10	2.36
G 6-6	2234	52920	37972	3.1%	24929	1.52	2.36
G 9-6	4900	80360	25131	2.2%	11905	1.69	2.40
G 9-6-1	4900	80360	20993	3.3%	14894	1.41	2.40
G 12-6	4508	73500	29109	5.2%	15717	1.28	2.22

2 理论计算

用局部应力应变法计算寿命的公式为^[1,2]

$$\frac{\Delta \varepsilon_f}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (2)$$

其中 E 为材料的弹性模量; σ'_f 为疲劳强度系数; b 为疲劳强度指数; ε'_f 为疲劳延性系数; c 为疲劳延性指数。对于 GH33A 材料, 它们的值为

$$\left. \begin{aligned} E &= 214800 \text{ MPa}; \\ \sigma'_f &= 1944 \text{ MPa}; \quad b = -0.11 \\ \varepsilon'_f &= 0.231; \quad c = -0.49 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

公式 (2) 中的 $\Delta \varepsilon_f$ 为应变幅值; σ_m 为平均应力; N_f 为疲劳失效周次。根据公式 (3) 的材料常数和试验中缺口处的应变幅值 $\Delta \varepsilon_f$, 平均应力 σ_m , 即可从公式 (2) 计算出 N_f 。应变幅值 $\Delta \varepsilon_f$ 和平均应力 σ_m 是根据试件的载荷-应力-应变标定曲线得出的。对于平板试件, 我们均采用平面应力的弹塑性有限元程序来计算载荷-应力-应变曲线。表 2 中的应力集中系数 K_t 也是从有限元计算得出的。G 9-6-1 试件在等幅循环前加了一次超载, 超载的载荷为 G 9-6 试件最大载荷的 1.4 倍。以后的循环载荷与 G 9-6 相同。为了估计一次超载的影响, 我们采用 Miner 线性累积损伤法则

$$\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} = 1 \quad (4)$$

其中 n_i 为 i 级的载荷循环次数; N_i 为 i 级载荷单独作用时疲劳失效周次, 在本试验中, $n_1=1$, N_1 , N_2 可以从公式 (2) 计算得出, 于是可以计算出 n_2 , 即表 2 中的 N_f 值。表 2 列出了在置信度为 90% 时的总体均值相对偏差。除了鼓形试件偏差较大以外, 其他结果的偏差均比较小。

3 分析与结论

从表 2 的试验结果和计算寿命, 可以得出以下几点看法:

(1) 依次比较 C, P-4, G12-6, G6-6 和 G9-6 这 5 种试件, 应力集中系数依次增大, 而 N_{50}/N_f 的数值也随之增大。说明缺口附近的应力-应变梯度对实际寿命是有一定影响的。应力集中系数越大, 即缺口附近的应力-应变减小越快, 使实际寿命提高。

(2) 对比 G 9-6 和 G 9-6-1 两组试件, 后者由于经受一次超载与卸载, 使试验寿命减小较多, 而用线性累积损伤理论来估计一次超载的损伤时, 对寿命的影响不大, 关于超

载对寿命的影响问题值得进一步研究。

(3) G 6-6 试件的厚度为 G 6-4 试件的 1.5 倍、试验的载荷 P_{max} 、 P_{min} 也是 1.5 倍，两者的名义应力-应变相同，计算寿命相同，而两者的试验寿命相差较大。这可能是由于试件较厚时，厚度方向有约束，使实际应力、应变减小，因而寿命增加。因此，在试件较厚时，需要考虑缺口应变的双向性。需要研究在双向应变时，如何来估计疲劳寿命的方法。

参 考 文 献

- 1 Dowling D E, Brose W R, Wilson W K. Notch member fatigue life predictions by local strain approach. *Advances in Engineering*, 1977; 6:54~84
- 2 Socie D F. Fatigue life prediction using local stress-strain concept. *Experimental Mechanics*, 1977; 17:(2)50~56.
- 3 Morrow J, Socie D F. The evaluation of fatigue crack initiation life prediction method. *proceedings of Fatigue'81*, 1981; 3~21.
- 4 Bicego V, Gritti G. Stress concentration effects on low cycle fatigue crack initiation. *Advances in Fracture Research*, 7th ICF(1989), ed. by K. Salama et, 1989; 2:1065~1074

更正:

航空学报, 第 13 卷, 第 1 期, 1992

页	行	误	正
A 18	6	$\zeta = \zeta(t, x, y)$	$\xi = \xi(t, x, y)$
A 18	倒 8	$T = \rho(\gamma - 1)\rho$	$T = \rho/(\gamma - 1)\rho$
A 19, A 21	书眉	翼形...	翼型...
A 19	4	$\dots - Re^{-1} \left(\frac{\partial R}{\partial \xi} + \frac{\partial S}{\partial u} \right)$	$\dots Re^{-1} \left(\frac{\partial R}{\partial \xi} + \frac{\partial S}{\partial \eta} \right)$
A 19	13, 14, 21	(3) 式	(4) 式
A 19	19	$\dots \Delta \tau \Delta_n B^- + \varepsilon_1 J^{-1} \dots$	$\dots \Delta \tau \Delta_n B^- - \varepsilon_1 J^{-1} \dots$
A 19	20	$A^\pm = T_\xi A^\pm T_\xi^{-1}$	$A^\pm = T_\xi A_\xi^\pm T_\xi^{-1}$
A 20	图 3, 图 4	$Re = 6 \times 10^6$	$Re = 6 \times 10^6$