

局部应力应变法寿命预测应用研究

沈阳航空发动机研究所 刘湘生**

一、局部应力应变法寿命预测系统

图1所示为构件局部应力应变法寿命预测系统,适用于承受应变疲劳载荷的构件。基本

上分为四部分:分析预测I;材料试验II;部件试验III;确定寿命。分析预测I上半部是通常的弹性应力分析。得到构件危险部位应力—应变谱后,即可进行LCF寿命估算。材料试验II是将构件的应变历程施加到一组光滑圆柱试样上,在试验机上作控制应变的LCF试验。所得寿命数据经统计处理,即可确定构件寿命。在进行构件LCF试验的情况下,借助于材料数据确定的疲劳散度系数来间接确定构件的可靠性寿命。材料试验的另一个功用是校验和修正累积损伤理论,以完善累积损伤模型。构件自身的LCF试验III直接体现构件几何尺寸、应力梯度、加工和热处理工艺等的影响。目前的试验技术已能模拟谱载荷的作用,使结果更为真实可信。

第四部分是确定构件的可靠性寿命以及(发动机部件的)飞行小时寿命。基本上是按照疲劳寿命的统计处理原理和飞行换算率进行的。

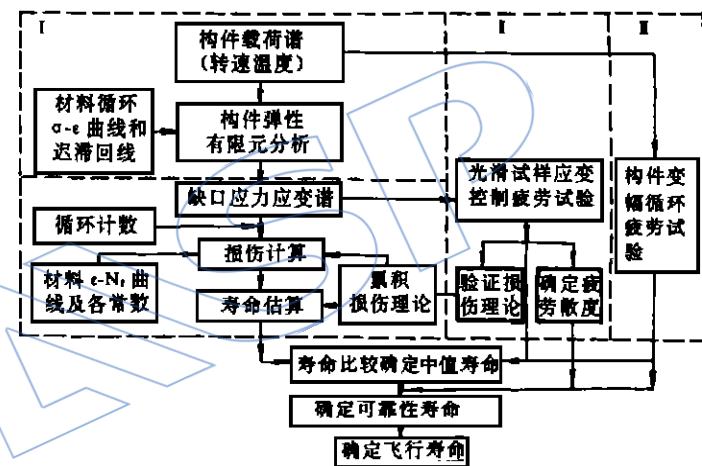


图1 低循环疲劳寿命预测体系

二、可靠性寿命的确定

1 方法与步骤 构件的LCF寿命通常符合对数正态分布。通常可靠性寿命有置信度 $r=95\%$,存活率 $p=50\%$ 、 99.87% (-3σ)等情况下的寿命。其确定方法如下:(1)按给定的载荷谱,用理论分析或实测的方法确定构件考核部位的应变历程。(2)用一组 K 根与构件同材质、同样热处理及加工工艺的光滑圆棒试样,在上述应变历程下作控制应变的LCF试验,

得到 K 个寿命 N_i 。(3) 对 N_i 取对数 $\lg N_i$, 并求均值: $\bar{X} = \sum_{i=1}^K \frac{\lg N_i}{K}$ 和均方根差: $\sigma = \sqrt{\sum_{i=1}^K (\bar{X} - \lg N_i)^2 / (K - 1)}$ 。(4) 由正态分布概率表查得对应于 r, p 的单侧容限系数 u_p 。则圆棒试样的可靠性寿命: $X = \bar{X} + u_p \sigma$, 由 $N_p = 10^X$ 得循环次表示的寿命。(5) 求对应于不同存活率 p 的寿命散度系数 η (以 $p = 99.87\%$ 为例), 对于单个构件 $\eta = N_{50} / N_{99.87}$, 对于多个构件, 系以寿命最高者作为最好试件。此时的寿命散度系数定义为: $\eta = N_{0.13} / N_{99.87}$ 。(6) 构件在置信度为 $r = 95\%$ 时的可靠性寿命: 对单个构件 $(N_f)_{99.87} = N / \eta$, 对于试验了多个构件的情况, 取最好寿命作为 N 。则 $(N_f)_{99.87} = N / \eta$ 。(7) 确定飞行寿命由环境恶化系数 K 、飞行换算率 q , 得批准的飞行小时寿命, $N_t = (N_f)_{99.87} \div k \div q$ 。

三、变幅循环载荷对寿命的影响

某轮盘在恒幅和变幅循环载荷下的寿命预测及试验结果^[1]。表 1 所示的 1 10 或 1 30 的变幅循环旋转载荷作用。由有限元分析得其考核部位轮盘偏心孔应变范围列于表 1。

表 1 试验结果与理论估算值一览表

试 验 类 型	试 验 状 态	光 滑 棒 疲 劳 试 验 结 果	中值寿命 ($p = 50\%$)		可靠性寿命 ($r = 95\%, p = 99.9\%$)		光滑棒 疲劳散度
			光滑棒 预测法	理论 估算法	光滑棒 预测法	盘试验 结果	η
主循环	$\Delta\epsilon = 0.888 \sim 0.248\%$ 应变控制, 三角波 0.67Hz	9365, 10448, 10871 11424, 14699	11220	11550	6310		1.78
子循环	$\Delta\epsilon = 0.888 \sim 0.248\%$ 应变控制, 三角波 2.5Hz	24320, 36571, 40135 40860, 51832, 56864	41210	43400	15488		2.66
1 10 主子 复合循环	$\Delta\epsilon_{\pm} = 0.888 \sim 0.248\%$ $\Delta\epsilon = 0.888 \sim 0.248\%$ 应变控制, 三角波	6191, 1856, 1927, 2458 2510, 2837, 2957, 3942 4218, 4852	2884	3155	708	723	4.07
1 30 主子 复合循环	同 上	836, 1059, 1124, 1428 1665, 1669, 1894	1318	1286	427		3.09

对四组同材质光滑圆棒试样分别按主、子循环应变范围, 主子应变范围= 1 10 和 1 30 四种工况作控制应变的LCF 试验。另对轮盘偏心孔在上述四种工况下的寿命进行了计算, 还对一个轮盘进行 1 10 变幅循环的旋转疲劳试验。所有试验和计算结果均列于表 1。从中可以看出: (1) 对于 1 10 主子复合循环, 光滑圆棒的试验值既接近盘的试验值, 也接近于预测计算值。证实了局部应力应变法关于等应变历程—等损伤—等寿命假设的正确性。也说明了疲劳裂纹起始寿命主要与危险点应变历程有关, 而与应变梯度关系不大; (2) 四种工况下的圆棒试验结果与相应的理论估算值均很接近, 证明了寿命预测方法和程序的正确性; (3) 主子复合循环的LCF 寿命远低于单由主循环作用下的寿命。这说明某些文献中将子循环折算成主循环, 而按主循环试验确定轮盘寿命是有问题的; (4) 主子复合循环的疲劳寿命分散度远大于主、子循环单独作用时的分散度; (5) 对 1 10 的情况, 由光滑试棒在简单循环下的实测结果, 利用

M iner 原理, 可得 $1/N_c = (1/N_{\pm}) + (10/N_{\mp}) = 0.89 \times 10^{-4} + 2.43 \times 10^{-4} = 3.32 \times 10^{-4}$ 。
。 $N_c = 3014$ 次, $N_{c测}/N_{c算} = 3014/3155 = 0.955$ 。而对 1 30 的情况, 有: $1/N_{c测} = (1/11220) + (30/41210) = 8.17 \times 10^{-4}$ 。 $N_c = 1224$ 次, $N_{c测}/N_{c算} = 1224/1286 = 0.952$ 。

两种工况下得到的 $N_{c测}/N_{c算} \approx 1$, 说明M iner 累积损伤模型在局部应力应变法寿命预测中还是有一定应用价值的。

综合以上分析可知, 光滑圆棒试样的试验结果与盘的试验值和理论估算值都很接近。进一步证实了局布应力应变法及图 1 所示寿命预测系统的正确性。

四、材料常数波动对LCF 寿命的影响

对 30C M nS i A 制轮盘进行寿命研究时, 发现棒材及锻件的寿命估算值相差 16.39 倍^[2] (见表 2)。这引起了人们的注意。专门就各材料常数及其波动对寿命的影响进行了分析。计算时, $p_i - \sigma_i - \epsilon_i$ 数组不变, 分别使每个材料常数在 $\pm 10\%$ 范围内波动, 固定其它常数, 得到各自对寿命的影响。寿命相对变化形式绘于图 2。图中 $N_{1.0}$ 为锻件 LCF 寿命。由图可见, 寿命随 α' 、 ϵ' 增大而增大, 随 b 、 c 、 E 绝对值的增大而减小。其中又以 α' 、 $|b|$ 值的影响最显著。 ϵ' 的波动则对寿命几乎无影响。这就清楚地说明, 材质、热处理及加工工艺对构件 LCF 寿命有着极大的影响; 同时也看出, 对于非对称循环载荷下的构件寿命, 平均应力的影响必须考虑, 而平均应变的影响通常可予忽略。

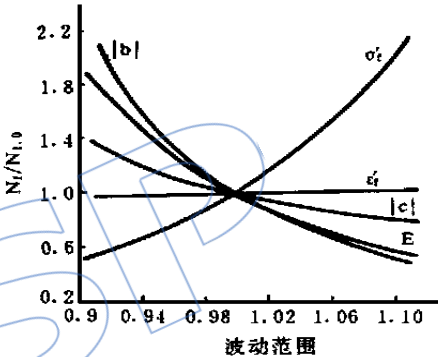


图 2 材料常数波动对LCF 寿命的影响

表 2 30C M nS i A 盘在两种 CF 参数下的寿命

参 数	弹性模量	疲劳强度系数	疲劳强度指数	疲劳延性系数	疲劳延性指数	LCF 寿命	相 差
	E (GPa)	σ_f' (MPa)	b	ϵ_f'	c	N_f (次)	
锻件	201.0	1945.39	- 0.1206	0.7615	- 0.8723	10533	1.00
棒材	201.0	1756.00	- 0.09	0.7860	- 0.6200	172614	16.39

结论 (1) 局部应力应变法作为一种新兴的构件 LCF 裂纹形成寿命预测方法, 具有基本理论正确、试验工作量小、预测方法简便等优点。(2) 材质、热处理和加工工艺等对构件 LCF 寿命有着极大的影响。至于 30C M nS i A 棒材与锻件的 LCF 寿命出乎意料的差异值得深入探讨。(3) 文中以材料试样间接确定构件可靠性寿命, 是基于局部应力应变法的基本假设: 等应变历程—等损伤—等寿命, 以及另一个研究结论: LCF 裂纹形成寿命主要与构件的危险点应变历程有关, 而与应变梯度关系不大。(4) 线性累积损伤模型在本寿命预测体系中的普遍适用性问题尚待进一步研究。

参 考 文 献

[1] 王旅生, “轮盘低循环疲劳寿命预测方法研究及其应用”(最终报告), 航空航天工业部第 624 研究所, 1990 7。
[2] 刘湘生, “新菲利轮盘强度与寿命计算报告”, 航空航天工业部 606 研究所, 1990 12。

FATIGUE STRENGTH RESEARCH OF DZ-22 SUPERALLOY UNDER COMPLEX STRESS CONDITION

Yue Yanfang and Rao Shouqii

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT Criteria for calculating low-cycle fatigue strength of DZ22 superalloy under complex stress condition are considered. The fatigue life of the material under complex stresses can be predicted according to the criteria, provided its straight axial strengths and any straight axial S—N curve are available. For DZ22 as a kind of directionally solidified high-temperature alloy, the low-cycle fatigue comparative tests have been made between the uniaxial tension-compression and tension-torsion at 850 °C and show that the results of tests and calculations are in good agreement.

LIFE PREDICTION OF LOCAL STRESS-STRAIN METHOD

Li Xiangsheng

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015)

ABSTRACT The local stress-strain method is applied to LCF life prediction. The method and procedure for determining reliability life and flight life are provided. The influence of the variable-amplitude cycle loading on the lives and effects of the fluctuation of material fatigue constants on the lives are considered. In addition the present method is compared with the EGD-3 method.

A FIBRE-OPTIC AMPLITUDE MONITOR FOR BLADE VIBRATION

Deng Yong, Sheng Xizhi, Xue Xiusheng

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015)

ABSTRACT The fibre-optic amplitude monitor is developed by our institute as a non-contact vibration measuring system for rotator blades, in which a magnetic needle is adopted as a one-per-rotation sensor and a fibre-optical cable as a blade-passing sensor. Multiple application of the present monitor in development of new-type engines demonstrates reliability and convenience in operation. It features high temperature resistance, it can work up to 350 °C and up to 400 °C in the near future. This monitor has been put in service as a main instrumentation to monitor the blade vibration in the high-pressure compressor of our new-type engine during its development.

*

*

*

*

*