

轮盘偏心孔低循环疲劳寿命预测法

燃气涡轮研究所 王旅生 龚梦贤 梁彩容 茹梅秀

摘 要

本文在系统的试验研究基础上提出了应用光滑圆棒试样的低循环疲劳断裂寿命统计数据来精确地预测轮盘偏心孔的低循环疲劳起始中值寿命和可靠性寿命（存活率 $p=99.9\%$ ）的方法。研究表明，对近似于单轴应力状态的轮盘偏心孔来说，其起始寿命一般只与危险点上的最大应变历程有关，而与应变梯度关系不大。研究还表明，中值寿命通常只与钢的化学成份和热处理种类有关；而可靠性寿命则与许多因素有关。

复杂结构的低循环疲劳寿命的理论估算法近年来已有了很大进展，但迄今为止还没有哪一种方法能保证工程上提出的既安全又不保守的高预测精度的要求。为此，在应变疲劳理论的基础上，针对轮盘上容易起裂的应力集中部位——偏心孔，作了系统的试验研究，提出了应用光滑圆棒断裂寿命的统计数据来精确地预测轮盘偏心孔的低循环疲劳起始中值寿命和可靠性寿命（存活率 $p=99.9\%$ ）的方法。

一、原理和方法

由应变疲劳理论可知，缺口试样的起始寿命是由缺口根部的应力—应变决定的。如果光滑试样的应变历程与缺口根部的应变历程相同，那么就可以用光滑试样模拟缺口试样的裂纹起始寿命。这就是局部应变法的等应变历程—等损伤—等寿命的基本假设。

应用光滑圆棒低循环疲劳断裂寿命预测轮盘偏心孔的低循环疲劳起始寿命的具体做法如下：首先，根据轮盘的实际载荷历程和材料的稳定循环应力—应变曲线和材料循环加载的Masing硬化模型，应用三维弹塑性有限元分析技术来预示轮盘偏心孔危险点上的应变历程；然后，把此应变历程加到光滑圆棒试样上实行应变控制疲劳试验；最后，用所得的断裂寿命统计数据来预测轮盘偏心孔的起始中值寿命和可靠性寿命。与局部应变理论估算法相比，由于试验更能反映实际疲劳累积损伤过程，所以预测精度比较高，能满足工程上既安全又不十分保守的技术要求。

二、试件结构及材料性能

在本研究中应用GH901盘坯设计和制造了三种试样：光滑圆棒（图1）、开孔板片（图2）、和模型盘（图3）。

GH901盘坯材料的化学成份如表1所示，其常规室温力学性能如表2所示。材料循环稳定应力—应变方程式：

$$\sigma = 1879.34 \varepsilon_p^{0.144}$$

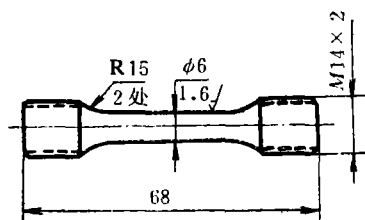


图1 光滑圆棒

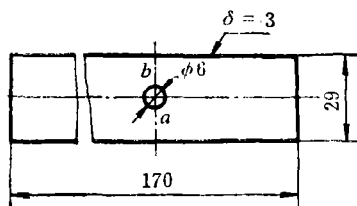


图2 开孔板片

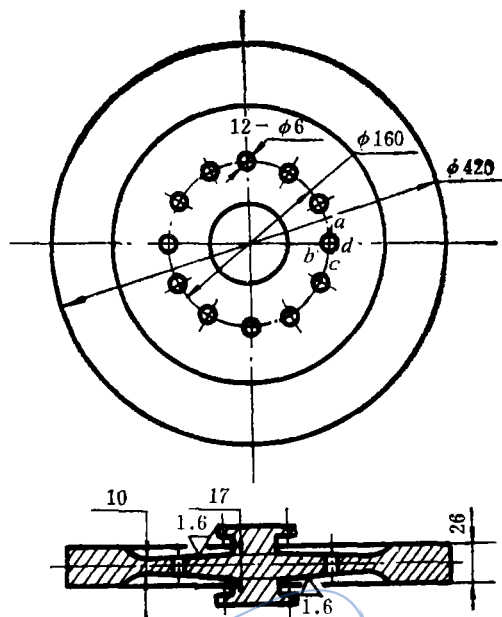


图3 模型盘

式中 σ 表示应力(mPa); ε_p 表示塑性应变。

表1 GH901合金化学成份 %

C	Mn	Si	S	P	Ni	Cr	Mo	Al	Ti	Cu	B	Fe
0.044	0.050	0.200	0.05	0.008	41.1	13.13	6.15	0.32	2.62	0.05	0.014	余

表2 GH901合金室温常规划力学性能%

σ_b mPa	$\sigma_{0.2}$ mPa	σ_f mPa	E_D mPa	δ_5 %	ψ %	ε_f %
1151.9	753.8	1322.9	197310	22.6	20.6	23.2

三、模型盘偏心孔应变范围预测和试验结果分析

为了应用简单模拟试样(例如光滑圆棒和开孔板片)来预测模型盘偏心孔在预定载荷历程下的低循环疲劳起始寿命,首先需要确定偏心孔危险点上的应变历程。本研究中规定盘在4000~16300rpm之间作等幅循环旋转疲劳试验。在盘的等强度腹板上制造了12个均布的 $\phi 6$ 通孔(理论应力集中系数 $K_t = 2$),这样经过疲劳试验可以依次得到12个彼此独立的偏心孔的低循环疲劳寿命数据,以便统计分析。在等强度腹板上开孔的另一个优点,就是可以减小孔位置制造公差带来的对其应变分布的影响。

应用前述的分析方法和材料性能对图3的结构作了应变分析,可知每个偏心孔的危险点(图3所示)是a、b、c和d四个点,由于等强度设计,它们的最大周向主应变分量近似相等; $\varepsilon_{\max} = 0.97\%$ ($n = 16300\text{rpm}$), $\varepsilon_{\min} = 0.40\%$ ($n = 4000\text{rpm}$)。应变范围: $\Delta\varepsilon = 0.57\%$ 。

由计算可知, 偏心孔上危险点的周向主应力分量与其他两个主应力分量相比要大得多, 即应力状态近似于单轴状态。多数航空发动机盘偏心孔的应力状态也符合这个假设。

注意到a、b、c、d四点在盘剖面对称轴与孔的交线上, 这意味裂纹将从孔的中部起始。

图 1 所示的光滑圆棒的试验在英MAYES公司产的 ESHOOE型低循环疲劳试验机上进行。加载频率1Hz, 应变控制 ($\varepsilon_{\max} = 0.97\%$ 、 $\varepsilon_{\min} = 0.40\%$), 三角波。9个试样的断裂寿命值为: 12112、12189、15281、17049、17746、19261、20623、20855、30143。

图 2 所示的开孔板片, 通过板孔上a、b二点(厚度中部的最大应变点)的已知应变范围 ($\varepsilon_{\max} = 0.97\%$ 和 $\varepsilon_{\min} = 0.40\%$) 值换算得到板片的拉伸疲劳试验载荷值; 平均值为27860 N, 振幅为23717N。加载频率1Hz, 载荷控制(但a、b二点近似于应变控制), 三角波, 试验设备为430厂的INSTRON8034型万能疲劳机。应用读数显微镜观察到裂纹从板孔厚度中部的a、b二点起始, 与应力方向垂直, 贯穿后沿板面扩展。对应于0.2~0.3毫米长的起始表面裂纹的10个试样的寿命值为10709、10894、11356、17035、20381、20735、20773、21983、24522、28155。

图 3 所示的模型盘在地坑旋转疲劳试验器上进行了疲劳试验。转子循环周期为140s, 转速范围 $4000 \pm 150 \sim 16300 \pm 150 \text{ rpm}$ 。应用GE 国际型着色探伤剂和读数显微镜, 每隔一定循环次数后停车检查盘偏心孔的裂纹情况, 记录裂纹长度与循环次数的关系, 由裂纹扩展速率数据推算出起始表面裂纹长度为0.25mm的9个偏心孔的疲劳寿命值为: 14500、14900、15300、19100、19600、20500、20600、20700、21800。

由停车检验可知, 上述各孔均从孔的中部(厚度的二分之一处)起裂, 然后沿垂直于盘面的方向发展, 贯穿后裂纹迅速沿两偏心孔之间的周向扩展。裂纹与偏心孔开裂点的周向主应力的分量垂直, 是典型的I型开裂。

上面三种试样的理论应力集中系数分别为 $K_t = 1$ (光滑棒)、 $K_t = 2.5$ (板片孔边)和 $K_t = 2$ (模型盘偏心孔)。由上述等应变历程下的疲劳试验结果可知, 其寿命均符合正态分布规律。应用这三种试样的存活率与寿命之间的正态分布曲线, 可以得到图 4 所示的光滑圆棒和开孔板片对旋转盘偏心孔的寿命比较曲线。

由图 4 可见:

1. 由同一牌号相同热处理种类的GH901盘坯制成的光滑圆棒试样、开孔板片试样和模型盘偏心孔在相同应变历程作用下的起始中值寿命(相当于 $p = 50\%$)几乎完全一致, 即试样预测值与盘的实际值之比接近1。裂纹均与最大应力分量垂直, 属I型开裂。结果说明, 起始中值寿命只与最大应变分量历程有关, 而与应变梯度关系不大(这三种试样以板片的应变梯度为最大, 其次是模型盘偏心孔, 光滑圆棒理论上不存在应变梯度)。这个结论与文献(1)应用不同缺口应力集中系数铝板试样在相同应变历程下做出的结论是一致的。

2. 对工程上感兴趣的可靠性寿命(存活率 $p = 99.9\%$)来说, 由图 4 可知, 无论是光滑圆棒还是开孔板片, 其预测值近似为实际值的二分之一左右。这就是说都可以得到偏于安

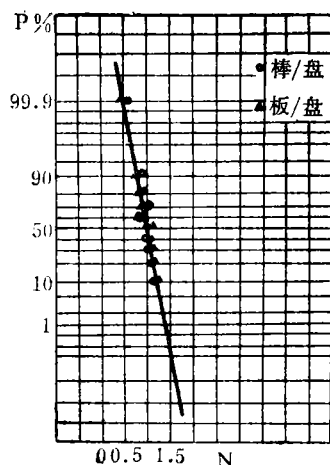


图 4 模拟试样的预测精度 ($\bar{N}$ 为预测和实测循环次数之比)

全的、精度又高的预测寿命,这在工程上无疑具有实用价值。

另外,仔细分析三种试样在同一应变历程下的疲劳数据可知,由同一牌号相同热处理种类制成的不同试件,虽然中值寿命是一致的,但存活率寿命($p \neq 50\%$)是不一致的,即散度不一样。盘的最小,光滑试样较大,板片试样最大。其原因很简单:正如〔2〕中分析的那样,存活率寿命不仅与中值寿命大小有关,而且还与试样的制造精度、热处理控制程度、试件装夹方法、载荷和应变控制精度等诸因素有关。盘上诸偏心孔的寿命对其位置制造公差敏感性很小,而且对各孔来说,试验条件基本一致,所以结果表明,散度最小。而光滑圆棒与板片试件与盘偏心孔相比,试验是一件一件地依次进行,这样每次安装和试验条件都会有差异;另外,从制造上来看,上述二种试样的加工精度难于像盘偏心孔那样能保持一致。由此可见,这两种试样的散度比盘的大是符合实际情况的。下面来比较光滑圆棒和板片试件。光滑圆棒试验是在应变控制条件下进行的,对尺寸精度要求可低些;而板片试样在控制载荷下进行试验,对尺寸制造精度要求高。另外,光滑圆棒的疲劳断裂寿命数据容易测准;而板片试样孔的起始寿命($a_0 = 0.2 \sim 0.3$ 毫米)需通过裂纹扩展速率数据来换算,显然会增加误差。综上所述,光滑圆棒的散度比板片试样小是合理的。

综合前面所说,从工程预测精度、制造、成本和试验技术等诸方面考虑,和美国 P.W. A 公司〔3〕的研究经验一样,应用光滑圆棒试样预测近似于单轴应力状态的盘的偏心孔低循环疲劳寿命是适宜的。

四、结 论

1. 在相同应变历程下,近似于单轴应力状态的结构应力集中部位的起始寿命一般只与危险点上的应变历程有关,而与应变梯度关系不大。
2. 中值寿命通常只与钢的品种和热处理种类有关,而与试件结构形式和尺寸关系不大;可靠性寿命则与制造、热处理的控制程度、试验条件和金属内部结构等诸因素有关。
3. 从航空工程来看,应用光滑圆棒试样来预测轮盘偏心孔低循环疲劳起始寿命是适宜的,可以得到偏于安全的、精度又高的可靠性预测寿命。

参 考 文 献

1. 陈正新等,“切口试样循环应变历程测定及其疲劳寿命实验”,第三届全国疲劳会议文集,1986。
2. 徐灏编著,“疲劳强度设计”,机械工业出版社。
3. Osias, J.R.etc.,“Complex Mission History Effects on Low Cycle Fatigue of Disks”, Fatigue Life Technology, presented at THE 22 ND ANNUAL INTERNATIONAL GAS TURBINE CONFERENCE, March 1977, pp 7-22.
4. Moon, J.E.etc., “A Study of Local Stress Histories in Loaded and Unload Holes and Their Implications to Fatigue Life Estimation”, ARC CP No.1374, 1977.

(责任编辑 李其汉)

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.