

飞力轮试验盘槽底裂纹损伤容限分析

北京航空航天大学 陈光皓* * 王荣桥 洪其麟

【摘要】 用有限元和 J 积分相结合的方法, 确定飞力轮试验盘裂纹尖端参量随裂纹尺寸的变化规律, 并根据材料的断裂韧性确定临界裂纹长度。最后算出裂纹疲劳扩展寿命。计算结果与试验结果基本一致。提供的分析方法及计算程序在进行轮盘损伤容限设计分析方面有积极的参考价值。

关键词: 轮(机械元件) 疲劳裂纹 有限元法 J 积分 应力强度因子

分类号: V232.3

1 试验盘和计算模型

轮盘槽底是应力集中部位, 常常出现裂纹故障, 其中尤以对称分布的穿透 I 型裂纹最为危险。因此, 对轮盘槽底裂纹进行损伤容限分析就十分必要。本文从损伤容限设计角度, 对该轮盘进行了裂纹扩展规律的研究和临界裂纹长度的确定, 并与试验结果进行对比, 得出基本一致的结论。

试验盘材料为 30CrMnSiA, 主要尺寸见图 1。试验盘通过 36 个假叶片水平安装在飞力轮上进行低周疲劳(LCF)试验, 其应力场由 36 个均布液压作动筒施加循环载荷模拟, 每个作动筒的载荷谱为 9807~79434N, 表 1 为扩展速率最大的 21 号槽底裂纹表面的扩展情况, 其曲线图见图 2。裂纹沿径向产生。试验确定轮盘当量临界裂纹长度为 10.9mm。

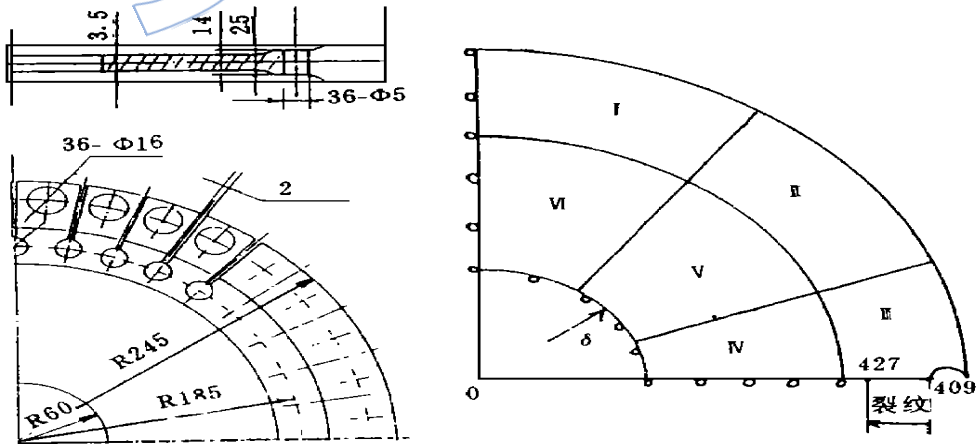


图 1 30CrMnSiA 试验轮盘简图及计算模型

表 1 21号槽底 LCF 裂纹记录

循环次数	8750	9070	9320	9380	9510	9820	10000	10060	10100	10200	10300	10360
裂纹长度 (mm)	0.8	1.0	1.5	1.8	2.0	2.5	3.2	3.8	4.0	4.8	6.0	9.5

在轮盘损伤容限设计技术中,最关键的工作是确定裂纹尖端的断裂参数 J 积分或应力强度因子 K 。对平面 I 型裂纹 J 积分表示为:

$$J = \int_{\Gamma^*} \left[w dx_2 - T_i \frac{\partial u_i}{\partial x_1} ds \right] \quad (i = 1, 2)$$

(1)

其中 Γ^* 为积分回路, w 、 T_i 和 u_i 分别为积分回路微元 ds 上的应变能密度、表面力和位移矢量。 J 具有守恒性。在线弹性条件下, $J = K^2/E'$, 其中在平面应变情况下, $E' = E/(1 - \nu^2)$ 。

根据上述理论,将有限元法与 J 积分法结合起来,编制了轮盘损伤容限计算程序,进行 J 积分、 K 因子、临界裂纹长度及损伤寿命计算。通过对文献[1]中的旋转实心圆盘的验算,相对误差小于 5%,可认为本计算程序满足工程要求。

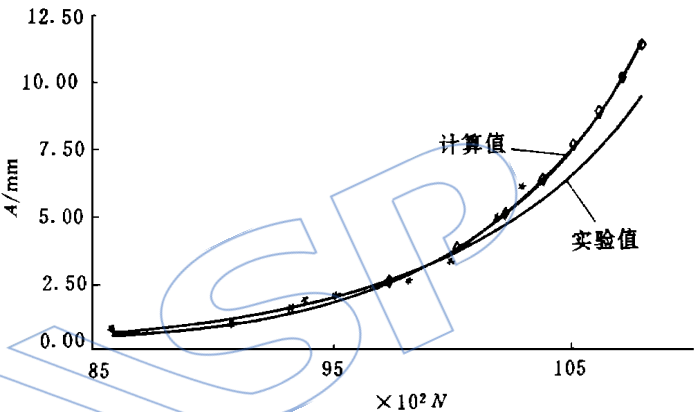


图 2 试验盘疲劳扩展寿命曲线

理论和实践证明,轮盘槽底具有一对对称分布的裂纹是最危险的状态,因此本文按此状态进行计算。由对称原则取四分之一盘进行计算,对整个计算域共分为 160 单元,共计 537 节点,计算模型及分网如图 1 所示。本文认为作动筒施加的作用力均匀作用于 $\Phi 375$ 外圆周上。裂纹取为径向,这与试验结果相符合。有限元计算表明,离裂纹较远处的小孔对裂纹扩展影响不大,故可忽略不计,只保留靠近裂纹表面的一个小圆孔,从而大大简化了计算而又不失准确性。同时在盘中央取内边界 $\Phi 215$,计算时加位移边界条件。

在线弹性条件下,应力强度因子 K 可以通过迭加原理进行计算。首先假定轮盘无裂纹,求出裂纹所在部位的应力值。现将轮盘考虑为两级厚度盘,采用文献[2]所述的二次算法计算不同半径处的应力。同时求出内边界各节点的位移,然后将应力值反方向作用于裂纹表面,此模型的应力强度因子即为其解。而线弹性条件下的 J 和 K 有一一对应的关系,故可通过 J 积分的计算而得到 K 。因此,用迭加原理求应力强度因子就归结为求裂纹表面有表面力作用下的 J 积分值,其表达式即为(1)式。

2 确定临界裂纹长度及裂纹扩展规律

分别计算了最大载荷和最小载荷作用下的 8 段裂纹长度。首先在线弹性条件下计算 J 积分,取 3 条积分回路,算出 3 个积分值,然后取其平均值,对 J 积分进行塑性修正。应力强度因

子 K 由 J 求出, 计算结果见表 2。

表 2 试验盘各段裂纹的应力强度因子 K 数值解(塑性修正)

裂纹长(mm)	2.5	3.75	5.0	6.25	7.5	8.75	10.0	11.25
$K_{\max}(\text{N}/\text{mm}^{3/2})$	1722.67	2166.52	2564.5	2927.13	3265.29	3583.12	3884.61	4171.32
$K_{\min}(\text{N}/\text{mm}^{3/2})$	207.25	260.28	307.67	350.76	390.86	428.49	464.13	498.0
$\triangle K(\text{N}/\text{m m}^{3/2})$	1515.42	1906.24	2256.83	2576.37	2874.43	3154.63	3420.48	3673.32

材料的断裂韧性值为 $K_{\text{IC}} = 3907\text{N}/\text{mm}^{3/2}$, 则由表 2, 通过插值可得临界裂纹长度为 $a_c = 10.1\text{mm}$ 。

取试验结果拟合 $a \sim N$ 关系 $a = 1.7516N^{12.0853}$ 。因而

$$da/dN = 2.1169 \times 10^{-48} N^{11.0853} \quad (2)$$

结合(2)式、试验结果和计算结果 $\triangle K$, 拟合可得 $\log (da/dN) = 1.65274\log \triangle K - 7.70121$ 。见图 3, 因而 $C = 1.99 \times 10^{-8}$, $n = 1.65274$ 。 $\triangle K = K_{\max} - K_{\min}$, $a_0 = 0.8\text{mm}$, 则疲劳裂纹扩展寿命按Paris^[3]公式计算

$$N = \int_0^{\frac{da}{C(\triangle K)^n}}$$

计算结果见表 3 及图 2。可知由初始裂纹 0.8mm 到临界裂纹 10.1mm 的疲劳扩展寿命是 2172 次。

表 3 试验盘疲劳总寿命

裂纹长(mm)	0.8	2.5	3.75	5.0	6.25	7.5	8.75	10.0	11.25
N (循环次数)	8570	9742	10028	10234	10395	10527	10638	10735	10820

结论 (1) 计算得出的临界裂纹长度和试验得出的裂纹长度基本一致。(2) 疲劳裂纹扩展寿命的计算结果与试验结果基本一致。(3) 结合试验结果和计算结果得到构件裂纹扩展速率公式中的 C 和 n 常数, 为通过试验数据获取 C 和 n 值提供了一个有效方法。

参 考 文 献

1 中国航空研究院. 应力强度因子手册. 北京: 科学出版社, 1981
2 宋兆泓等. 航空燃气涡轮发动机强度设计. 北京航空学院出版社, 1988
3 聂景旭, 洪其麟等. 断裂力学理论及其在发动机上的应用. 航空专业教材编审组, 1985

(责任编辑 杨再荣)

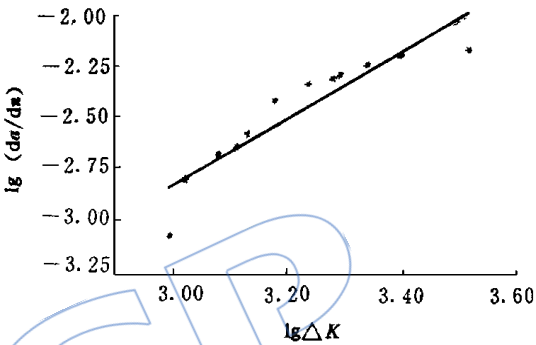


图 3 $\log da/dN \sim \log \triangle K$ 关系图

EXPERIMENTAL STUDY ON BLADE POSITIVE CURVING IN TURBINE CASCADE WITH TURNING ANGLE

Tan Chunging

(*Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080*)

Wang Zhongqi and Han Wanjin

(*Harbin Institute of Technology*)

ABSTRACT

As contrasted with the experimental study on blade negative curving in turbine cascade with large turning angle, an experimental study of blade positive curving was also carried out under identical conditions. The experimental results show that blade positive curving intensifies the leading edge vortex and the passage vortex in comparison with conventional straight cascade, and increases the bubble separation loss of the leading edge vortex and the viscous dissipation loss of the passage vortex. As a result, the flux capability of the cascade is cut down by 8.8%, the mass flux averaged overall loss coefficient increases by 11.4%, at the same time the outlet conditions of the cascade further deteriorate.

Key words Cascade flow Turning angle Secondary flow

TECHNICAL NOTES

DAMAGE TOLERANCE ANALYSIS OF EXPERIMENTAL DISK WITH CRACKS IN SLOTBASE

Chen Guanghao, Wang Rongqiao, Hong Qilin

(*4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

ABSTRACT

The damage tolerance of an experimental disk is analyzed in the light of fracture mechanics. The relation of crack tip parameter and crack length, a , is determined by combination of the FEM and the J-integral method. The critical crack size a_c is obtained based on the material toughness K_{IC} . Then the crack propagation life of the disk is determined. The calculated results are consistent with the experimental data. Therefore, the present method as well as the computer program can be used for strength evaluation of a turbine disk.

Key words Wheels (Machine elements) Fatigue crack Finite element J-Integral Stress intensity factors

MONITORING PARAMETER PREDICTION AND FAULT IDENTIFICATION

Chen Zhiying and Li Qihan

(*4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

ABSTRACT

The time series analysis method is applied to condition monitoring and fault diagnosis of aero-engine. The trending values of monitoring parameters can be predicted by building and estimating auto-regressive model. Then the time series analysis and the mode identification technique are combined and through determining classification function and conducting correlation analysis among the parameters, some typical faults of the engine can be identified.

Key words Aircraft engines Time series analysis Fault detection Monitoring