

文章编号: 1005-3026(2006)09-1022-04

压气机盘疲劳可靠性数字仿真分析

钱文学, 尹晓伟, 何雪泓, 谢里阳
(东北大学 机械工程与自动化学院, 辽宁 沈阳 110004)

摘 要: 以多轴疲劳的临界平面法为基础,应用随机有限元法确定了压气机盘榫槽部位应力的分布参数,通过标准试样的应变控制低循环疲劳试验确定了材料参数的分布,采用数字仿真分析技术,得到了压气机盘寿命的分布形式和分布参数,建立了压气机盘疲劳可靠性模型,由仿真分析结果可知此方法是可行的,它可以有效降低压气机盘的试验费用,缩短试验周期,具有较高的精度。

关键词: 压气机盘;可靠性;临界平面法;多轴疲劳;数字仿真

中图分类号: TH 112; V 232.3 **文献标识码:** A

现代航空技术的发展,要求航空发动机自身的质量越来越轻,而推力越来越大,这导致了航空发动机推重比不断提高,压气机盘的应力水平也随之不断提高,低循环疲劳失效已经成为航空发动机低压压气机盘最主要的失效形式,低循环疲劳失效多发生在压气机盘榫槽底部应力集中较严重的部位^[1,2]。传统的疲劳寿命评估都是基于单轴应力模型,然而有限元分析结果表明,压气机盘的榫槽底部应力状态十分复杂,呈多轴应力状态,应用单轴应力模型与压气机盘实际的应力状态有较大差异,应该综合考虑多轴应力对压气机盘寿命及可靠性的影响。压气机盘由于价格昂贵,对其进行部件的可靠性试验是不现实的,本文以随机有限元分析和标准试件的应变控制低循环疲劳试验为基础,通过计算机数字仿真的方法建立压气机盘的疲劳可靠性模型,以获得工程实用的压气机盘疲劳可靠性评估方法。

1 多轴疲劳寿命模型

处于工作状态的压气机盘榫槽受到很大的应力,榫槽底部的应力状态不是单轴的,而是呈现多轴的应力状态,当采用传统的名义应力寿命模型及应变寿命模型对轮盘进行寿命评估时,都是采用单轴的方法,显然单轴疲劳和多轴疲劳有着很大的不同,因此需综合考虑榫槽槽底的应力状态,这里采用临界平面法中的多轴疲劳模型——SWT模型进行寿命评估^[3,4]。裂纹的早期扩展被

控制在与最大主应变范围及最大主应变范围平面上的最大主应力垂直的平面上,如图1所示,即最大主应变范围平面为临界平面,其上的最大主应变范围 $\Delta\epsilon_{max}$ 及最大主应变范围平面上的最大正应力 σ_{max} 是影响疲劳寿命的重要参量^[5]。

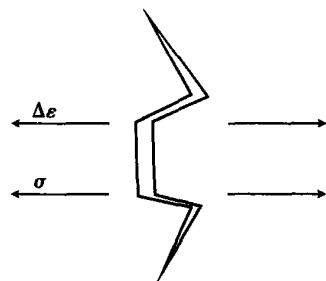


图1 拉伸裂纹扩展

Fig. 1 Tensile crack growth

SWT模型表示如下:

$$\frac{\sigma_{max}}{2} = \frac{f}{E} (2N_f)^{2b} + f_f (2N_f)^{b+c} \quad (1)$$

式中, σ_{max} 为最大主应变范围平面上的最大正应力; $\Delta\epsilon_{max}$ 为最大主应变范围; N_f 为疲劳循环数。

式(1)中材料轴向参数如表1所示。

表1 材料轴向特性
Table 1 Material's axial properties

参 数	轴 向
疲劳强度系数	f
疲劳强度指数	b
疲劳延性系数	f _f
疲劳延性指数	c
模量	E

收稿日期: 2005-11-02

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20050145027)。

作者简介: 钱文学(1975-),男,河北玉田人,东北大学博士研究生; 谢里阳(1962-),男,安徽岳西人,东北大学教授,博士生导师。

表1中各材料参数的分布可以通过标准试件的疲劳试验获得,最大主应变范围及最大主应变范围平面上的最大主应力可以通过有限元计算得到,这样通过模拟试验即可得到压气机盘寿命分布进而建立起可靠性模型。

2 数字仿真方法

在进行压气机盘疲劳寿命评估时,影响疲劳寿命的各参数实际上并不是一个确定的量,而是呈一定分布的随机变量,把随机变量看作确定量来处理,可以简化计算过程,却不能就计算结果的可靠度给出确切的答案,如果考虑各变量的随机性,计算过程将变得极为复杂,对于复杂结构,当已知分布密度函数 $y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 的各自变量 x_1, x_2, \dots, x_n 的分布时,往往很难确定 y 的分布函数,即无法通过多重积分得到解析解,又如SWT模型,本身就是复杂的超越方程,当考虑各变量的随机性时,用代数法等几乎无法求解,而Monte-Carlo数字仿真却可以很好地解决这一问题^[6]。

轮盘疲劳寿命数字仿真的一般过程如下:

(1) 确定随机变量的分布形式

材料参数的分布通常由实验数据拟合得到,也可以从相关材料手册得到,应力的分布可以通过试验或有限元分析得到。

(2) 产生[0,1]区间上均匀分布的伪随机数

乘同余法具有较好的特性,通常采用乘同余法产生伪随机数。

(3) 对所得的伪随机数进行检验

主要是对所得伪随机数的均匀性进行检验,通常用²检验或K-S检验。

(4) 由伪随机数产生随机变量

通过各种抽样方法,如直接抽样法、重要抽样法、分层抽样法等方法,产生符合给定分布的随机变量 x_n 。

(5) 求得 y 抽样值

对于 $y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$, 已得到 x_1, x_2, \dots, x_n 的抽样值,即可得到 y 的一个抽样值。

3 仿真结果的分析处理

3.1 寿命频率直方图

对仿真试验得到的数据即 y 的抽样值进行排序处理,根据式(2)进行分组,

$$K = 1 + 3.3 \lg N, \quad (2)$$

式中, K 为分组数; N 为数据个数,组距: $t = (T_{\max} - T_{\min}) / K$; T_{\max} , T_{\min} 分别为最大和最小

寿命值。

以 y 为横坐标,落在各组中的样本频率为纵坐标作直方图,由直方图的形状大致确定 y 的分布类型。

3.2 参数估计

为了得到所需参数的分布,需要对仿真数据进行参数估计,参数估计的方法主要有图解法和解析法,图解法直接通过数据点将直线画在概率纸上,使用简单方便,但是图解法的精度因人而异,总体来说精度较低,另外其效率也较低,现在图解法多作为粗略估计的方法,解析法则不存在上述问题,求解精度很高,但解析法计算量较大,特别是对于三参数的参数估计,求解十分复杂,由压气机盘失效机理可知,压气机盘寿命分布趋向于Weibull分布,文献[7]认为三参数Weibull分布是疲劳寿命分布的最佳选择,美军标MIL-HDB K-17B(1988)将Weibull分布作为复合材料强度最优先选用的模型,三参数Weibull分布目前常用的参数估计方法主要有概率权重矩法、极大似然估计法、双线性回归法、相关系数优化法等^[8],由于概率权重矩法不需要迭代求解,又具有较高的精度^[9,10],本文采用概率权重矩法进行参数估计。

3.3 参数拟合优度检验

对于拟合得到的参数,需要通过拟合优度检验来检验观测值的经验分布与假设的理论分布的差异度,常用的参数检验有²检验和K-S检验,由于K-S检验不需要分组,具有较高的精度,故这里选用K-S检验,K-S检验是逐点考虑经验分布与理论分布的差异程度,也就是在每个次序统计量上求样本的经验分布函数和假设的理论分布之间的偏差,并取其中的最大者来判断二者是否相符。

$$H_0: F_n(t) = F(t),$$

$$D_n = \sup_{t \in R} |F_n(t) - F(t)| = \max_{1 \leq i \leq n} d_i, \quad (3)$$

$$d_i = \max \left\{ F(t_i) - \frac{i-1}{n}, \frac{i}{n} - F(t_i) \right\}. \quad (4)$$

式中, $F_n(t)$ 为经验分布; $F(t)$ 为理论分布; D_n 为最大偏差; d_i 为偏差; i 为次序统计量编号; n 为样本总数。

通过查 D 分布表,当 $D = \sqrt{n} > D_n$ 时,接受原假设,否则拒绝原假设。

3.4 建立压气机盘可靠性模型

确定了压气机盘寿命分布的分布参数 m , t_0 以后,可以得到压气机盘的累积寿命分布函

数,也就是压气机盘的不可靠度,

$$F(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t-t_0}{b}\right)^m\right] \quad (5)$$

式中, t_0 为位置参数,即最小保证寿命; m 为形状参数; b 为尺度参数.

则任一时刻,压气机盘的可靠度为

$$R(t) = 1 - F(t) = \exp\left[-\left(\frac{t-t_0}{b}\right)^m\right] \quad (6)$$

4 应用实例

某型压气机盘的结构如图 2 所示,材料为钛合金,应力及材料参数如表 2 所示.其中,应力分

布参数由有限元程序得到,材料参数的分布由标准试样的应变控制疲劳试验得到.模拟试验 10 000 次,将仿真试验得到的数据进行排序分组,作寿命频率直方图,如图 3 所示.

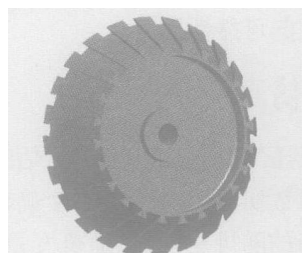


图 2 压气机盘结构图

Fig. 2 Disk construction

表 2 参数分布

Table 2 Parameters distribution

参 数	f /MPa	b	f	c	E /MPa	$(\sigma_{max}/2)$ /MPa
均 值	1 578	- 0.08	1.12	- 0.85	115 000	4.779
变异系数	0.02	0.01	0.02	0.02	0.03	0.05

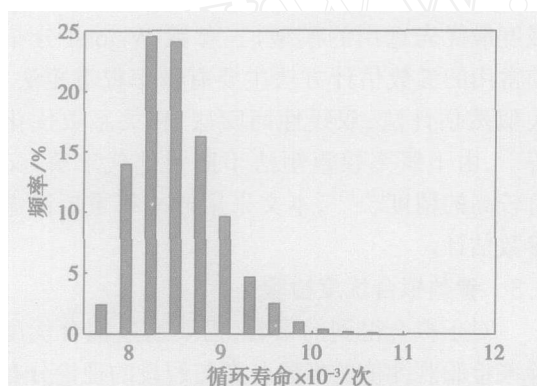


图 3 寿命频率直方图(10 000 次)

Fig. 3 Life frequency histogram(10 000 times)

图 3 所示的分布呈偏态,寿命均大于零,与压气机盘失效机理相符合,符合三参数 Weibull 分布特点.因此可以认为压气机盘疲劳寿命的分布为三参数 Weibull 分布.用概率权重矩法进行三参数 Weibull 分布参数估计,得到 Weibull 分布的三个参数如表 3 所示.在显著性水平 $\alpha = 0.05$ 下进行 K-S 检验,结果表明压气机盘的疲劳寿命分布符合三参数 Weibull 分布.

表 3 参数估计结果

Table 3 Parameter fitting results

参 数	参 数 值
位置参数	7 744.209
尺度参数	900.076
形状参数	1.785

压气机盘疲劳寿命的概率密度曲线如图 4 所示,失效率曲线如图 5 所示.由图 5 可以看出,这是一个失效率递增的失效模式,符合疲劳失效的特点.图 6 是压气机盘的累积失效概率曲线.

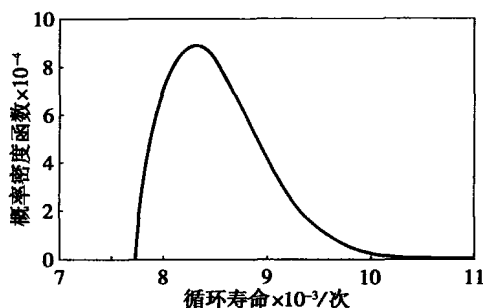


图 4 概率密度曲线

Fig. 4 Probability density curve

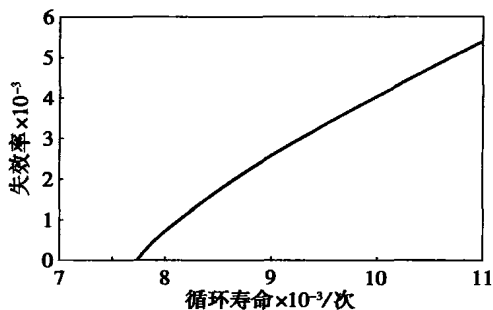


图 5 失效率曲线

Fig. 5 Failure rate curve

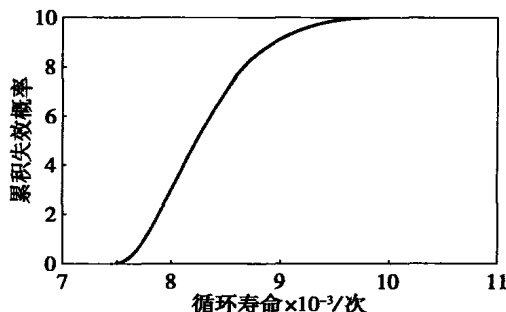


图 6 累积失效概率曲线

Fig. 6 Cumulative failure probability curve

5 结 论

航空发动机压气机盘工作时应力状态十分复杂,影响其可靠性的参数有很多,且各影响参数均为随机变量,采用解析的方法很难对其进行可靠度的计算,而应用计算机数字仿真的方法,可以充分考虑各参数的随机性对压气机盘的可靠性的影响,考虑到压气机盘应力状态的复杂性,应用多轴疲劳寿命模型进行压气机盘疲劳寿命的评估,能够充分考虑多轴应力状态对疲劳寿命的影响,综合采用计算机数字仿真方法和多轴疲劳寿命模型进行压气机盘的疲劳可靠性评估,可以很好地解决影响压气机盘可靠性的因素众多、难以进行解析求解的情况,得到更加精确的结果,并且能够显著地降低压气机盘可靠性试验的费用,缩短试验周期,适于工程应用。

参考文献:

- [1] 陶春虎,钟培道,王仁智,等.航空发动机转动部件的失效与预防[M].北京:国防工业出版社,2000.102 - 163.
(Tao C H, Zhong P D, Wang R Z, et al. *Failure analysis and prevention for rotor in aeroengine* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2000.102 - 163.)
- [2] Shlyannikov V N, Itchenko B V, Stepanov N V. Fracture analysis of turbine disks and computational-experimental background of the operational decisions[J]. *Engineer Failure Analysis*, 2001,8(5):461 - 475.
- [3] Socie D F, Marquis G B. *Multiaxial fatigue* [M]. Warrendale: SAE International, 1999.171 - 189.
- [4] 王雷,王德俊.多轴疲劳寿命预测及验证[J].东北大学学报(自然科学版),2002,23(2):174 - 177.
(Wang L, Wang D J. Fatigue life prediction under multiaxial loading[J]. *Journal of Northeastern University (Natural Science)*, 2002,23(2):174 - 177.)
- [5] Fatemi A, Socie D F. A critical plane approach to multiaxial fatigue damage including out-of-phase loading[J]. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 1988,11(3):149 - 166.
- [6] Ramirez-Marquez J E, Coit D W. A Monte-Carlo simulation approach for approximating multi-state [J]. *Reliability Engineering and System Safety*, 2005,87(2):253 - 264.
- [7] 董聪.现代系统结构可靠性理论及应用[M].北京:科学出版社,2001.19 - 37.
(Dong C. *Modern structural systems reliability theory and its applications* [M]. Beijing: Science Press, 2001.19 - 37.)
- [8] 杨宇航,李志忠,郑力.基于失效数据和统计推断优先的任务可靠性评估方法[J].系统仿真学报,2004,16(12):2761 - 2763.
(Yang Y H, Li Z Z, Zheng L. Failure data and inferential statistics preferentially based mission reliability evaluation methods[J]. *Journal of System Simulation*, 2004,16(12):2761 - 2763.)
- [9] Greenwood J A. Probability weighted moments: Definition and relation to parameters of several distributions expressible in inverse form[J]. *Water Resources Research*, 1979,15(10):49 - 54.
- [10] Coles S G, Dixon M J. Likelihood-based inference for extreme value models[J]. *Extremes*, 1999,2(1):5 - 23.

Digital Simulation Analysis of Fatigue Reliability of Compressor Disk

QIAN Wen-xue, YIN Xiao-wei, HE Xue-hong, XIE Li-yang

(School of Mechanical Engineering & Automation, Northeastern University, Shenyang 110004, China. Correspondent: QIAN Wen-xue, E-mail: qwx99 @ 163.com)

Abstract: It is of significance to study the reliability of compressor disk which is a key rotating part of aeroengine and its failure often causes disastrous result. The distribution parameters of stress at the compressor disk mortises were determined with stochastic finite element method. And several strain control low cycle fatigue tests were done with standard samples to determine the parameter distributions of disk material. Based on the critical plane approach which is a kind of multiaxial fatigue models and using digital simulation technique, the life distribution and distribution parameters of the compressor disk can be obtained so as to build a reliability model of the compressor disk. The simulation results showed that the method proposed is available to get a more accurate result in addition to reducing the cost of disk test and shorting the test period.

Key words: compressor disk; reliability; critical plane approach; multiaxial fatigue; digital simulation

(Received November 2, 2005)