

文章编号: 1000-8055(2006)04-0706-5

某涡轮盘低循环疲劳概率寿命数值模拟

唐俊星, 陆 山*

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对发动机涡轮盘疲劳萌生寿命具有较大分散性, 且难于准确确定安全寿命边界的特点, 基于应变疲劳概率分析模型, 以转速、材料属性、盘轴连接销钉孔处过盈量作为随机变量, 应用响应面与蒙特卡洛模拟结合, 获得某涡轮盘寿命概率分布, 并得到可靠度为 99.87% 的概率寿命, 与轮盘试验技术寿命吻合良好。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮盘; 应变疲劳; 蒙特卡洛法; 响应面法; 可靠性

中图分类号: V231.95; O346.2

文献标识码: A

Numerical simulation of LCF probability life of a turbine disk

TANG Jun-xing, LU Shan

(School of Engine and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Crack initiation life behaves large scatter which induces inconvenience in the evaluation of the safe boundary in predicting low cycle fatigue (LCF) life of disks. To determine the safety life, a probability model based on strain fatigue was introduced to take into account the random factors such as rotating speed, material property and the interference between pin bolt and pinhole. Then the distribution of the disk fatigue life was acquired through the combination of the response surface method and Monte Carlo simulation. Finally, the life with reliability level of 99.87% was derived and fitted well with the technical life of the disk based on test evaluation.

Key words: aerospace propulsion system; turbine disk; strain fatigue; Monte Carlo simulation; response surface method; reliability

涡轮盘工作时承受着高温、高机械负荷, 其低循环疲劳特征较明显。低循环疲劳是造成发动机盘类零件寿命消耗的主要原因之一。轮盘等关键件低循环疲劳失效具有后果严重, 分散性较大的特点。经验表明, 材料属性的固有分散、载荷随机波动、几何尺寸分散等均可对轮盘疲劳寿命分散产生不可忽略的影响。研究涡轮盘低循环疲劳寿命概率分布规律, 确定其疲劳寿命的安全边界, 对发动机整机寿命评估具有十分重要的意义。

目前工程中对涡轮盘寿命可靠性分析主要有两大途径。一是利用试验评估, 二是通过数值分

析方法模拟轮盘寿命及可靠性。采用原尺寸轮盘试验是轮盘设计定型必须通过的考核内容, 由轮盘疲劳试验可获得较接近真实条件下的轮盘寿命数据, 并可考虑表面光洁度、尺寸等因素的影响。但轮盘试验代价昂贵, 周期长, 工程中仅可能进行少量轮盘的试验。故寿命评估需结合分布参数估计法或寿命分散系数法得到轮盘技术寿命^[1-3]。轮盘低循环疲劳寿命可靠性分析的另一条途径是建立寿命预估概率模型, 通过数值模拟将主要随机因素影响引入到轮盘寿命分析中^[4,5], 其优点是在图纸设计阶段就可获得寿命可靠性的主要信

收稿日期: 2005 - 07 - 18; 修订日期: 2005 - 12 - 12

作者简介: 唐俊星(1977 -), 男, 江西丰城人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事航空发动机寿命可靠性研究。

*通讯作者: 陆山, 教授, 710072 西安西北工业大学 184 信箱, 电话: 029-88493164

息,以便及时修改设计。试验评估与数值模拟方法二者需互相补充,互相验证,取长补短。

对于某涡轮盘的疲劳寿命预测,文献^[6]考虑孔边应力集中系数的影响,应用修正的 Coffin-Manson 公式计算疲劳裂纹形成寿命,但未进一步对其疲劳寿命进行可靠性研究。由广义应力强度干涉理论分析,影响涡轮盘寿命分散主要有两方面的随机因素:一是由于转速、几何尺寸、材料属性等随机变异造成危险点处的应力应变状态分散;二是材料内部的微观结构因素,如晶粒大小不一,缺陷分布不均匀等影响微裂纹孕育而造成疲劳强度性能分散。本文模拟某轮盘地坑试验条件,将转速、材料属性、销钉与孔的配合过盈量取为随机变量,借助 ANSYS 有限元分析软件,应用响应面法与蒙特卡洛法获得轮盘最危险点应变变程经验分布。而疲劳强度的分散通过引入两个相关随机变量分别描述弹、塑性应变分量与寿命关系分散特征^[7]。综合考虑上述两方面分散因素的影响,基于随机化的 Coffin-Manson 概率模型,最后运用蒙特卡洛法模拟涡轮盘寿命分布,进而可获得任意给定可靠度的寿命。

1 轮盘应力应变分析

本文分析对象为某发动机高压一级涡轮盘,取计算工况与文献^[1]试验条件一致,转速谱为 2 000~12 710 r/min 三角谱。根据对称条件,取出含半个销钉孔的 1/32 轮盘扇形段进行计算,扇形段实体结构和有限元模型如图 1 所示。根据轮盘试验和有限元分析结果,盘轴连接销钉孔边是最薄弱部位,孔边容易萌生径向裂纹,图中 P1、P2 和 P3 点为最危险考核点。有限元计算时盘上榫齿凸台部分已经去掉,代以叶片和榫齿凸台离心力等效面载荷 $82.13\omega^3 \times 10^{-6}$ MPa 施加在轮毂面上(ω 表示转速[1/s])。

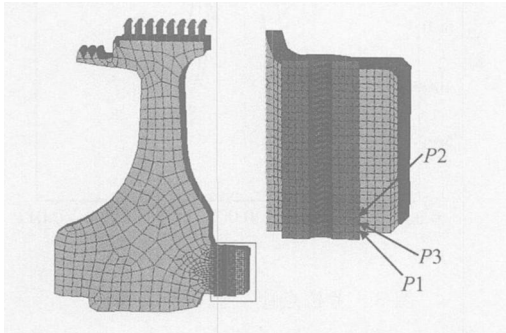


图 1 轮盘的 1/32 扇段和有限元模型
Fig.1 The 1/32 sector of disk and FEM model

1.1 随机变量的选取

根据试验条件,试验器的转速控制精度为 $\pm 1\%$,假设转速服从正态分布,可以得到其标准差为 $0.003\ 33\omega$ 。径向销钉与销钉孔的装配过盈量在 0.005 mm~0.015 mm 之间,假设过盈量也服从正态分布,可以近似得到其中值为 0.01 mm,标准差为 0.001 67 mm。在对轮盘材料应变控制疲劳拉伸试验中发现^[8],各试样的稳态迟滞环的线性段并不完全平行,不同应变变程之间存在较大差异,在同一个应变变程也有明显差别。如图 2 中 3 个试棒的稳态迟滞环所示,试棒 1 与试棒 2、3 之间差别较大,试棒 2、3 的弹性段也不完全平行。在一定载荷谱作用下,斜率的分散会造成应变变程有差别。因此本文将循环应力-应变曲线中的弹性模量作为随机变量。计算多个试棒的弹性段斜率,统计其均值和方差估计值,各随机变量特征参数取值见表 1。

为了方便模拟过盈量,建立实体模型时,取销钉孔的直径与销钉的直径相等,仅对销钉施加一定的虚拟温度变化,使销钉热膨胀量等于销钉与盘销钉孔装配过盈量。过盈量与所加温度有如下关系:

$$\delta = \alpha \times T \times D$$

其中 α 为热膨胀系数, $D = 10$ mm 为销钉直径, T 为温升。在计算中, α 不一定取材料真实热膨胀系数。在本文计算时,取 $\alpha = 1 \times 10^{-5} / ^\circ\text{C}$,取变温 T 中值为 $100\ ^\circ\text{C}$,标准差为 $16.7\ ^\circ\text{C}$ 。轮盘其他材料参数:材料密度 $\rho = 8.21 \times 10^3\ \text{kg/m}^3$,泊松比 $\nu = 0.35$,销钉孔与镀铜销钉之间的摩擦系数取为 0.15。由于弹性模量 E 作为随机变量, $250\ ^\circ\text{C}$ 时的循环应力应变曲线可写成如下形式:^[8]

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + (4.94 \times 10^{-4} \sigma)^{9.105} \quad (1)$$

循环应力应变曲线通过弹性模量 E 引入随机性,其中 σ 、 E 单位均为 MPa。

表 1 应力应变分析选取的随机变量

Table 1 The random variables in stress and strain analysis		
随机变量	中值	标准差
弹性模量 E /MPa	1.992×10^5	7.0×10^3
最大转速 ω rad/s	1 331	4.44
过盈量 δ mm	0.01	0.001 67

1.2 应变变程计算结果

一般认为,低循环疲劳寿命不直接与最大应变相关,而与最危险点的应变变程和平均应力相关。当转速从最小转速升到最大转速再降到最小转速时,轮盘各点应力状态随发动机的转速经历

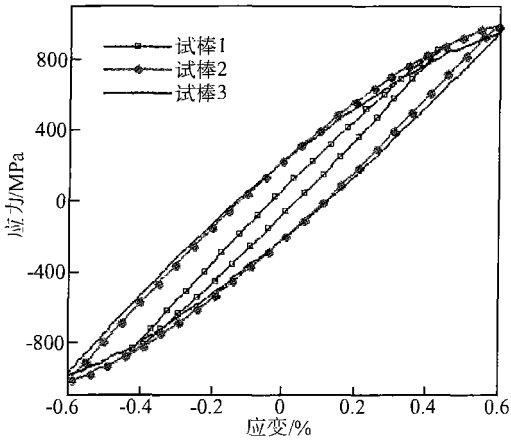


图 2 试棒疲劳试验稳态迟滞环

Fig. 2 The steady-state hysteresis loop in fatigue test

一次循环。根据试验大纲的转速谱,本文取最大最小转速分别为 1 331 rad/s 和 209.6 rad/s,计算轮盘 3 个典型考核点应变变程及平均应力的 大小,当各随机变量取为均值时,计算结果见表 2。

表 2 轮盘考察点计算结果均值

Table 2 The computational results of mean value at the critical sizes

考察点	应变变程 $\Delta\varepsilon$	平均应力/MPa
P1	0.009 042	155
P2	0.008 880	275
P3	0.008 792	310

1.3 应变变程函数分布模拟

为考虑各随机变量对最危险点的应变变程影响,采用响应表面法进行应变变程函数拟合。根据表 1 的数据应用中心组合法计算 15 个计算点的应力应变状态,对 3 个考察部位分别拟合(运用逐步回归法与随机变量变换^[7]结合寻找“最优”回归方程)得到的应变变程函数分别为:

$$\begin{aligned} \Delta\varepsilon_{P1} = & -1.847 \times 10^{-2} - \\ & 1.010 \times 10^{-7} T^2 + (2.725 \times 10^{-5} + \\ & 1.157 \times 10^{-8} T - 3.508 \times 10^{-11} E) \omega \quad (2-a) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta\varepsilon_{P2} = & -1.217 \times 10^{-7} T^2 + \\ & (-4.153 \times 10^3 + 3.689 T + 4.478 \omega) / \\ & E - 3.37 \times 10^7 / E^2 \quad (2-b) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta\varepsilon_{P3} = & 8.250 \times 10^{-4} - 1.291 \times \\ & 10^{-7} T^2 + (-4.34 \times 10^{-3} \\ & + 4.09 T + 4.34 \omega) / E \quad (2-c) \end{aligned}$$

对(2)进行蒙特卡洛模拟,得到 $\Delta\varepsilon$ 概率密度

曲线如图 3 所示。从图 3 中可以看出,P1 的应变变程略大于其他两点的应变变程。

2 涡轮盘低循环疲劳寿命计算

2.1 GH4133 材料疲劳性能

Coffin-Manson 公式的核心是认为在双对数坐标下,寿命与弹、塑性应变分量分别近似成线性关系。如进一步认为在给定弹性应变或塑性应变条件下,寿命服从对数正态分布,则在 250 °C下,GH4133 在应变比为 $R = -1$ 的对称循环下,应变寿命曲线通过随机化 Coffin-Manson 公式可以表示为:^[8]

$$\begin{aligned} \frac{\Delta\varepsilon}{2} = & 0.020\,96 \times 10^{0.023\,2u_1} (2N_f)^{-0.170\,2} + \\ & 14.00 \times 10^{0.154u_2} (2N_f)^{-1.117} \quad (3) \end{aligned}$$

其中 u_1 、 u_2 是相关系数为 0.445 的标准正态随机变量。对于平均应力 $\sigma_m > 0$,如采用 Morrow 法进行平均应力修正,由式(3)得到:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta\varepsilon}{2} = & (0.020\,96 \times 10^{0.023\,2u_1} - \sigma_m / E) \\ & (2N_f)^{-0.170\,2} + 14.00 \times 10^{0.154u_2} (2N_f)^{-1.117} \quad (4) \end{aligned}$$

2.2 裂纹萌生寿命 N_f 的概率分布

式(4)中, u_1 、 u_2 、 $\Delta\varepsilon$ 为随机变量, σ_m / E 也不是定值,但本文为计算方便作了简化,取定 σ_m / E 为均值。由此,式(4)中未知变量只有 N_f ,通过蒙特卡洛法多次求解式(4),统计得到其分布。对 3 个考察点可分别计算得到失效寿命分布,各点失效寿命 N_f 的概率密度曲线见图 4。表 3 列出某些特定失效概率的计算寿命。

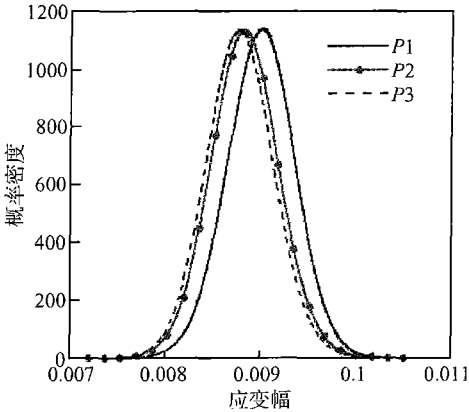


图 3 考核点应变概率密度曲线

Fig. 3 The strain probability density curve at the critical sizes

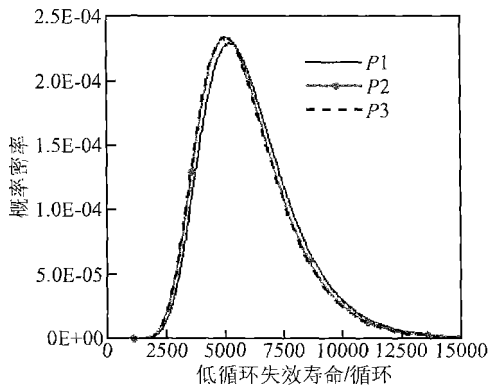


图 4 考核点寿命概率密度曲线
Fig. 4 The failure life probability density curve at the critical sizes

表 3 轮盘考察点低循环疲劳概率寿命计算结果

Table 3 The computational results of LCF probability life at the critical sizes

失效概率	循环数[周]		
	P1	P2	P3
0.13 %	2283	2168	2137
50 %	5820	5625	5575
99.87 %	15614	15287	15175
最大概率密度	5225	5050	5000

从图 4 中可以看出,3 个考核点的低循环寿命概率密度曲线比较接近,说明这几个点的裂纹萌生寿命比较接近,裂纹可能从多个部位同时或不同部位萌生。计算寿命分布最大概率密度处对应的循环数均在 5 000 附近,说明本文预测的涡轮盘裂纹萌生寿命在该循环数附近发生可能最大。虽然从图 3 中可以看出 P1 处的应变范围最大,但由于其平均应力比其他两点要小,故计算的萌生寿命反而高于其他两点。对于失效概率 0.13 %,P3 点的寿命最小,对应寿命为 2 137 个标准循环。因此可取涡轮盘可靠度 99.87 %的预测寿命为 2 137 个标准循环。

2.3 轮盘试验及萌生寿命的评估

文献[1]、文献[2]分别提到对一个涡轮盘旧盘与一个涡轮盘新盘进行了低循环疲劳试验,旧盘试验至 6 047 次循环,新盘试验至 7 087 次循环后均发现有较长裂纹而被认为失效。经过断口反推得旧盘含销钉的孔表面裂纹萌生寿命为 3 783,考虑到旧盘已服役 200 小时,如按飞行换算率 2.73 计算,实际涡轮盘裂纹萌生寿命估计为 4 329 次循环。而对新盘估算的萌生寿命为 3 667

次循环。

通过与图 4 比较发现,由试验估算这 2 个盘裂纹萌生寿命均落在所预测寿命概率密度相对较大区域,说明预测的寿命分布反映出在得到的试验寿命附近有相对较大失效概率,因此预测结果与试验比较符合。另外,试验寿命均比本文预测的最大概率寿命(P3 处最大概率寿命为 5 000 次)略低。造成这种可能的原因之一是因为采用了不同的初始裂纹准则,本文方法所用的疲劳试验数据是在应变控制下,载荷下降 5 %时的寿命近似为试棒裂纹萌生寿命,而文献[2]、文献[3]是按初始裂纹尺寸 0.3 mm 先估算裂纹扩展寿命,然后由总寿命减裂纹扩展寿命得到裂纹萌生寿命。初始裂纹长度假设的不同,将得到不同的裂纹萌生寿命。如采用初始裂纹尺寸 0.38 mm 扩展至快速断裂(近似取 $K_{IC} = 90 \text{ MP} \cdot \text{m}$),可得计算的裂纹扩展寿命为 2 435 次循环,从而可以估算出涡轮新盘的裂纹萌生寿命约为 4 654 次循环,更靠近预测的最大概率寿命。

文献[3]在试验的基础上运用寿命分散系数法评估该涡轮盘,得置信度 95 %、可靠度 99.87 %的技术寿命为 2 198 次循环,与本文计算的可靠度为 99.87 %的寿命 2 137 次循环吻合良好。

3 结 论

通过与试验对比,说明通过引入随机变量,应用寿命概率模型方法预测的概率寿命结果合理。本文计算的涡轮盘低循环疲劳寿命中值为 5 575 次标准循环,可靠度为 99.87 %的寿命为 2 137 次标准循环,在寿命分布 $\pm 3\sigma$ 范围内最大寿命与最小寿命之比为 6.98。上述结果可为实际涡轮盘寿命评估提供参考。

参考文献:

[1] 龚梦贤,黄庆东,肖育祥等. 某 I 级涡轮盘低循环疲劳寿命试验研究[J]. 航空动力学报 1999,14(4):361-365.
Gong Mengxian, Huang Qingdong, Xiao Yuxiang, et al. An experimental study on low cycle fatigue life of 1ST stage turbine disk in an aeroengine[J], Journal of Aerospace Power, 1999,14(4):361-365(in Chinese).
[2] 龚梦贤,黄庆东,肖育祥,等. 某型发动机第 I 级涡轮盘低循环疲劳试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,1998,11(3):40-45.
Gong Mengxian, Huang Qingdong, Xiao Yuxiang, et al. An experimental study on low cycle fatigue life of an aero-engine 1ST stage turbine disk[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998,11(3):40-45(in Chinese)

- [3] 龚梦贤, 古远兴, 王旅生. 某型发动机 I 级涡轮盘的技术寿命[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(4): 22-26.
Gong Mengxian, Gu Yuanxing, Wang Lusheng. Service life of an aeroengine 1st stage turbine disk[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2000, 13(4): 22-26 (in Chinese).
- [4] Rusk D T, Hoffman P C. Developments in Probability-Based Strain-Life Analysis[C]. *Fifth Joint NASA/ FAA/ DoD Aging Aircraft Conference*, 2001.
- [5] 赵永翔. 应变疲劳可靠性分析的现状及其展望[J]. 机械工程学报, 2001, 37(11): 1-6
Zhao Yongxiang. On the strain-based fatigue reliability analysis[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2001, 37(11): 1-6 (in Chinese)
- [6] 蔚夺魁, 邵丕仁. 某型发动机涡轮盘销钉孔边低循环疲劳寿命分析[J]. 航空发动机, 2000(2): 37-41.
Yu Duokui, Shao Piren. LCF analysis of a disk pinhole in aeroengine[J]. *Aeroengine*, 2000(2): 37-41 (in Chinese).
- [7] 唐俊星, 陆山. 轮盘应变疲劳寿命可靠性分析方法[J]. 推进技术, 2005(4): 344-347.
Tang Junxing, Lu Shan. Reliability analysis method for the strain fatigue life of a disk[J]. *Journal of Propulsion Technology* 2005(4): 344-347 (in Chinese).
- [8] 鲁华平. 轮盘低周疲劳寿命可靠性分析及试验评估[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.