

某型航空发动机高温总压探针基础激励疲劳寿命研究*

THE FATIGUE LIFE OF AERO ENGINE TOTAL PRESSURE
PROBE ON THE BASE EXCITATION

左泽敏** 武瑞娟 郭 斌

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

ZUO ZeMin WU RuiJuan GUO Bin

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

摘要 被试航空发动机内涵高温区测试探针的可靠性直接关系发动机试飞试验安全,对其进行疲劳寿命进行预估十分必要。根据 Steinberg 提出的基于高斯分布和 Miner 法则的三区间法,结合某型发动机低压涡轮导向叶片截面的总压探针试验时工作环境,推导出发动机基础激励下该总压探针疲劳寿命模型;通过对总压探针所安装的发动机大量试飞试验数据统计分析,得到该总压探针的实际工作温度环境,并进行温度区间划分,计算各区间时间占比、平均频率等;最后通过 Ansys 软件计算该总压探针在划分的各温度区间下的最大等效应力,代入疲劳寿命模型得出该总压探针的疲劳寿命,从而为被试发动机试飞试验的安全可靠性提供参考。

关键词 航空发动机 压力探针 疲劳寿命 基础激励

中图分类号 V231.95

Abstract The reliability of total pressure probe is directly related to the test aero engine safe, the probe fatigue life calculation is necessary. According to the three-interval method based on Gaussian distribution, the Miner rule and the actual work environment of pressure probe, the fatigue life calculation model of the pressure probe has been obtained on the base excitation. A large number of test data of test engine pressure probe workspace temperature has been analyzed, the time percent and average frequency of each temperature range are obtained. The equivalent stress of the pressure probe has been obtained by the Ansys finite element software. The time percent, average frequency and equivalent stress of each temperature range has been substituted into the fatigue life calculation model, and acquired the pressure probe fatigue life. The fatigue life is to provide a reference for the safety and reliability of the engine fly test.

Key words Aero engine; Pressure probe; Fatigue life; Base excitation

Corresponding author: ZUO ZeMin, E-mail: zuozemin@qq.com, Tel: +86-29-86836496

Manuscript received 20140707, in revised form 20140901

引言

航空发动机总压探针是用于获取航空发动机相关管路及流道截面处的气流压力或温度的设备。而安装于航空发动机低压涡轮截面的探针长期处于高温、高压恶劣的环境中,所承受的载荷较为复杂,环境严酷,一旦发生结构上破坏性故障,轻则发动机本身受损,重则引发重大安全事故。据统计^[1-5],航空发动机结构故障占总故障的 60% - 70%,而疲劳破坏又占发动机结构故障的 80% - 90%。因此,对安装在发动机高温高压区域的探针进行疲劳寿命预测研究十分必要^[6]。

目前,设备或零件的疲劳寿命预测,主要依据线性损伤累积法则(Miner 法则),其通过直接测量结构件在载荷下的响应(应力或应变),并在保证已记录所有

特征的一段时间后,通过雨流计数法确定结构件受到的载荷谱,根据材料的 $P-S-N$ 曲线确定各个应力的损伤大小,得到结构的疲劳预测寿命。但对于随机载荷,得到的应力(应变)并不能完全概括或包含所有情况,Andrew Halfpenny、Dirlik J S 等^[7-8]提出了一种从载荷的功率谱密度(PSD)信号求取结构疲劳寿命的方法。Crandall 和 Mark 提出了基于随机振动结果的 Miner 方法,但有个假设前提是随机过程是一个典型的窄带随机程。Steinberg N W M^[9]提出了在高斯分布和 Miner 法则的三区间法求取结构的疲劳预测寿命,其认为在基础激励为随机载荷的情况下,结构件的等效应力服从高斯分布。该方法假定了在三区间外的应力发生的时间极少,且他们不造成任何结构损伤,该方法使用较为简单且得到的疲劳寿命也有着较高的精度。

* 20140707 收到初稿, 20140901 收到修改稿。

** 左泽敏, 男, 1985 年 01 月生, 安徽安庆人, 汉族, 中国飞行试验研究院 工程师, 研究方向为航空发动机飞行试验测试技术研究。

本文以航空发动机内涵道低压涡轮某一截面的总压探针为研究对象。首先介绍了疲劳寿命预测理论 Miner 法则和 Steinberg 的三区间法;其次,根据该探针的工作环境,在三区间方法基础上进行推导,得到适合该探针的疲劳寿命计算模型;最后较长时间的试飞试验数据统计,划分探针的工作温度区间,计算温度区间时间占比、平均频率等,并根据发动机振动限制情况得出基础激励 PSD,通过 Ansys 软件分析得到结构最大等效应力,将以上各参数代入疲劳寿命模型,得出结构的疲劳寿命预测寿命。

1 疲劳寿命预测方法

现有的线性系统结构的疲劳寿命预测计算均以 Miner 法则(疲劳累计损伤法则)作为基础,即构件在 k 个应力范围的 S_i 作用下,各经受了 N_i 次循环,其在各个应力下的每一次循环造成的微小损伤,均可线性叠加,随着应力循环数的增多,累积损伤不断增多,直至发生失效。

随机载荷下,主要介绍 Steinberg 提出的基于高斯分布和 Miner 法则三区间法,其计算方法较为简单,且能计算结果精度亦能保证。首先计算结构件在随机载荷下作用的等效应力,根据三区间法分别得到 1σ 、 2σ 、 3σ 等效应力,查询 $S-N$ 曲线中三个应力值下的循环数,根据 Miner 法则进行疲劳寿命预测计算,如

$$D = \frac{n_{1\sigma}}{N_{1\sigma}} + \frac{n_{2\sigma}}{N_{2\sigma}} + \frac{n_{3\sigma}}{N_{3\sigma}} \leq 1 \quad (1)$$

2 测压探针寿命分析计算模型

由于探针需安装于某型航空发动机低压涡轮导向叶片前,因此,其处于高温环境的气流里,无法通过直接测量探针结构上各关键点的实际应力来得到探针确定性的载荷谱,故不能直接通过 Miner 法则计算探针疲劳预测寿命。

本文的高温探针安装在发动机本体上,探针受到的激励主要为发动机运转过程中产生的振动通过安装座传递至探针,可直接认为,探针受到安装座的基础激励。因此,根据上节统计分析,可认为其在各温度区间受到的载荷为随机载荷,而探针的安装位置处的振动情况较容易得到,因此,考虑通过 Steinberg 的三区间法进行求解。

2.1 疲劳寿命计算模型

随着发动机的状态变化,探针所处的工作环境温度在较宽的温度范围内来回变化,其在各个温度下受到发动机的基础激励,均会产生疲劳损伤。因此,假设各个温度下产生的疲劳损伤可线性累积,根据 Miner 法则,有

$$D = D_{\theta_1} + D_{\theta_2} + \cdots + D_{\theta_k} \leq 1 \quad (2)$$

其中, D_{θ_k} 为温度 θ_k 下的疲劳损伤。
根据三区间法,将式(1)代入式(2),有

$$D = \left[\frac{n_{1\sigma\theta_1}}{N_{1\sigma\theta_1}} + \frac{n_{2\sigma\theta_1}}{N_{2\sigma\theta_1}} + \frac{n_{3\sigma\theta_1}}{N_{3\sigma\theta_1}} \right] + \left[\frac{n_{1\sigma\theta_2}}{N_{1\sigma\theta_2}} + \frac{n_{2\sigma\theta_2}}{N_{2\sigma\theta_2}} + \frac{n_{3\sigma\theta_2}}{N_{3\sigma\theta_2}} \right] + \cdots + \left[\frac{n_{1\sigma\theta_i}}{N_{1\sigma\theta_i}} + \frac{n_{2\sigma\theta_i}}{N_{2\sigma\theta_i}} + \frac{n_{3\sigma\theta_i}}{N_{3\sigma\theta_i}} \right] \leq 1 \quad (3)$$

式中, $n_{1\sigma\theta_i}$ 、 $n_{2\sigma\theta_i}$ 、 $n_{3\sigma\theta_i}$ 为 θ_i 温度下最大等效应力下的循环次数, $N_{1\sigma\theta_i}$ 、 $N_{2\sigma\theta_i}$ 、 $N_{3\sigma\theta_i}$ 为 θ_i 温度下最大等效应力下的许用循环次数。

因探针的工作温度范围较大,并不能对每个温度下的情况进行计算,因此,可根据材料的力学性能,确定材料的工作温度的几个区间,假设在每个温度区间,材料的力学性能一定,从而大大简化计算量。设探针总寿命为 T , 在各个温度区间的工作时间 T_i 可用式(4)表示。并根据各温度区间下振动情况,计算出其平均工作频率 f_i 。

$$T_i = k_i T \quad (4)$$

式中, k_i 为探针在每个温度区间下的总工作时间的占比。

根据 Steinberg 三区间法,可以确定温度区间 θ_i 下的,探针最大等效应力下的应力循环数 $n_{1\sigma\theta_i}$ 、 $n_{2\sigma\theta_i}$ 、 $n_{3\sigma\theta_i}$ 。可表示为

$$\begin{cases} n_{1\sigma\theta_i} = 0.683 \ 1 \times f_i \times T_i \\ n_{2\sigma\theta_i} = 0.271 \ 0 \times f_i \times T_i \\ n_{3\sigma\theta_i} = 0.043 \ 3 \times f_i \times T_i \end{cases} \quad (5)$$

将式(4)、式(5)代入上式(3)有

$$D = \left[\frac{0.683 \ 1 f_1 k_1 T}{N_{1\sigma\theta_1}} + \frac{0.271 \ 0 f_1 k_1 T}{N_{2\sigma\theta_1}} + \frac{0.043 \ 3 f_1 k_1 T}{N_{3\sigma\theta_1}} \right] + \left[\frac{0.683 \ 1 f_2 k_2 T}{N_{1\sigma\theta_2}} + \frac{0.271 \ 0 f_2 k_2 T}{N_{2\sigma\theta_2}} + \frac{0.043 \ 3 f_2 k_2 T}{N_{3\sigma\theta_2}} \right] + \cdots + \left[\frac{0.683 \ 1 f_i k_i T}{N_{1\sigma\theta_i}} + \frac{0.271 \ 0 f_i k_i T}{N_{2\sigma\theta_i}} + \frac{0.043 \ 3 f_i k_i T}{N_{3\sigma\theta_i}} \right] \leq 1 \quad (6)$$

由式(6)可计算疲劳预测寿命 T 。

2.2 探针工作温度区间划分及平均频率

2.2.1 工作温度区间划分

随机选取了该发动机飞行试验中的 15 次试验数据,其中飞行试验 13 架次,地面试验 2 次,总发动机工作时间约 40 小时 20 分钟。通过统计所有数据中高低压转速、低压涡轮二级导向叶片前温度三个参数,对低压涡轮二级导向叶片前温度,即探针安装位置处的温度进行统计分析,如图 1 所示。

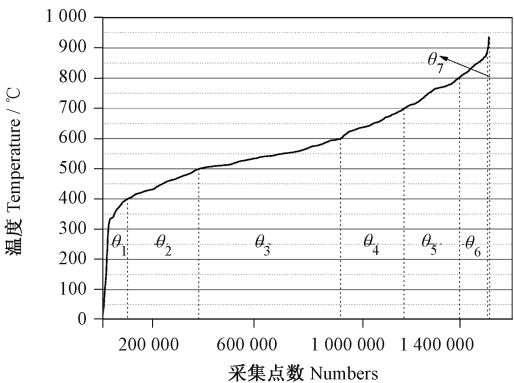


图 1 探针工作温度范围
Fig. 1 Pressure probe woke temperature range

图 1 反映了在整个数据中温度在各范围所占的时间,根据,探针的材料随温度变化的属性,可将其划分 7 个温度区间,经统计计算,探针在各个温度区间所点的时间统计结果如表 1。

2.2.2 各温度区间平均工作频率计算

因未在安装处安装传感器测取该安装点的振动情

况,因此选择该发动机振动限制值,作为该发动机在各个状态下的振动值,该动机的振动限制值采用跟踪高低压转子转速频率下的振动位移和速度峰值,确定其不大于某个量值。

根据图 1 所划分的 7 个温度区间,分别统计在各温度区间,高低压转速值在各转速点所占点数。如图 2 所示。

表 1 各温度区间工作时间

Tab.1 Pressure probe work time of each temperature range		
序号 Sequence Number	温度范围 Temperature Range $\theta_i/^{\circ}\text{C}$	百分比 Percent $k_i/\%$
θ_1	0 – 400	6.66
θ_2	400 – 500	18.54
θ_3	500 – 600	36.47
θ_4	600 – 700	16.40
θ_5	700 – 800	14.14
θ_6	800 – 900	7.60
θ_7	900 – 940	0.17

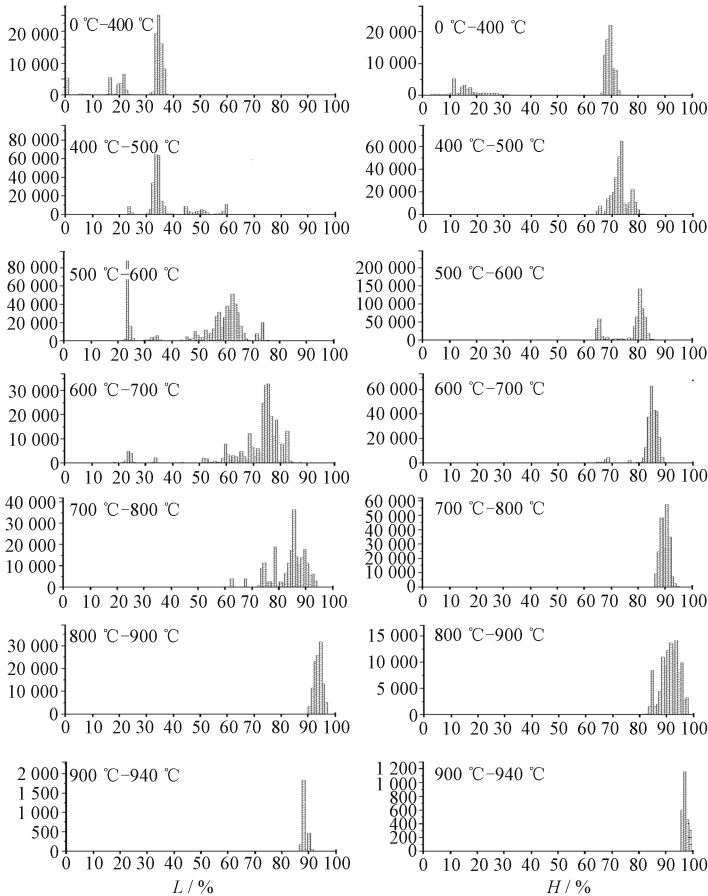


图 2 各温度区间高低转子转速统计
Fig. 2 High and low rotor speed statistics of each temperature range

由图 2 可知,各个区间转子工作的转速范围不同,且在同一个温度区间,各温度范围内平均频率,可以根据图 2 中的统计,并由式(7)求得。

$$f_i = \frac{\sum_i^k n_i L_i + \sum_i^l m_i H_i}{\sum_i^k n_i + \sum_i^l m_i}$$

(7)

式中, L_i 、 H_i 分别表示在低压转速 L 和高压转速 H 在温度范围 θ_i 的各转速点; n_i 、 m_i 分别表示低压转速 L 和高压转速 H 在各点的统计; 将各范围内的统计数据代入上式, 可以得到各个温度范围的工作平均频率表 2。

表 2 各温度范围内探针基础激励平均频率 f_i

Tab.2 Base excitation average frequency of each temperature		
序号 Sequence Number	温度范围 Temperature Range $\theta_i/^\circ\text{C}$	平均频率 Average Frequency f_i/Hz
θ_1	0 ~ 400	86. 7
θ_2	400 ~ 500	107. 2
θ_3	500 ~ 600	119. 7
θ_4	600 ~ 700	136. 7
θ_5	700 ~ 800	147. 6
θ_6	800 ~ 900	154. 6
θ_7	900 ~ 940	160. 1

3 基于 Ansys 的应力分析及探针寿命计算

3.1 基础激励功率谱密度

根据图 2 的统计, 利用 Matlab 仿真计算各温度区间下的随机功率谱密度谱线值。考虑到随机载荷的不确定性、某型发动机工作中会出现的振动超过限制值的情况, 因此, 实际的应力存在大于 Steinberg 三区间法计算得到的 3σ 应力的可能性, 将得到的功率谱密度谱线进行放大 $K=2$ 倍, 以确保计算值的可靠性。

3.2 随机载荷等效应力仿真

3.2.1 建立总压探针模型

总压探针的实体图片见图 3 所示, 该探针采用了 GH3044 牌号的镍基抗氧化合金, 相关材料属性可在《中国航空材料手册》查询。



图 3 总压探针

Fig. 3 Pressure probe

根据探针实际尺寸在有限元软件 Ansys 里进行建模, 对不影响计算结果导角, 外压力管接嘴等相关部位进行简化处理, 内部导压管安装位置遵循内部结构样式, 采用了 SOLID92 单元进行自由网格化分。如图 4。

3.2.2 等效应力

根据探针的安装形式, 采用了安装座上的螺栓安装孔处全约束, 根据材料手册查询对应温度区间的力学性能参数, 及 2.1 小节得到的各温度区间的功率谱密度进行载荷加载, 分别得出相应的等效应力图和最大等效应力。本文中仅列出了 800℃ ~ 900℃ 温度区间的分别在水平和垂直两个方向进行载荷加载的等效应力云图。图 5 为水平方向的等效应力云图, 可以看

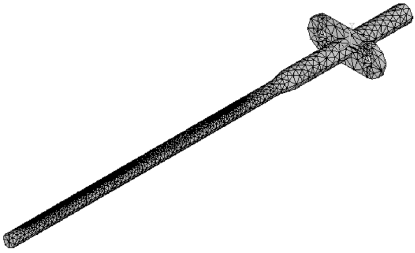


图 4 探针模型及网络划分

Fig. 4 Pressure probe network division

出, 其最大应力集中于探针的中间的测压孔附近, 最大值为 56.4 MPa, 图 6 为垂直方向等效应力云图, 最大应力同样集中探针的中间位置, 但其最大值为较水平方向 30.8 MPa。实际情况中, 各温度区间的水平方向等效应力均较垂直方向大。得到的各温度区间的最大等效应力如表 3。

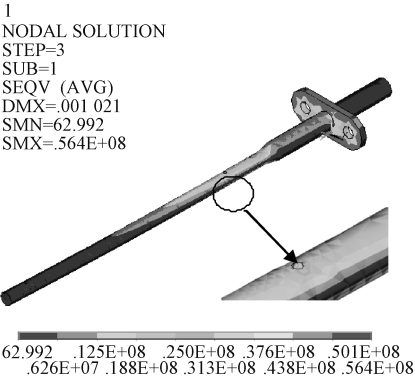


图 5 900℃ ~ 1000℃ 温度区间水平等效应力

Fig. 5 Horizontal equivalent stress at 900 ~ 1000℃

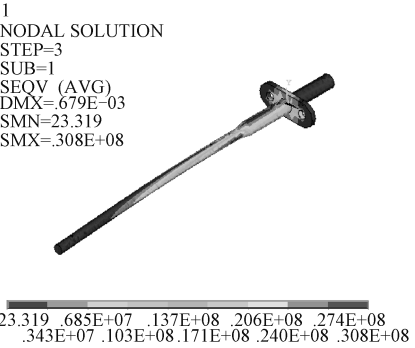


图 6 900℃ ~ 1000℃ 温度区间垂直等效应力

Fig. 6 Vertical equivalent stress at 900 ~ 1000℃

表 3 各温度区间最大等效应力

Tab.3 The high equivalent stress of each temperature range		
序号 Sequence Number	温度范围 Temperature Range $\theta_i/^\circ\text{C}$	最大等效应力 High Equivalent Stress σ/MPa
θ_1	0 ~ 400	14. 2
θ_2	400 ~ 500	25. 7
θ_3	500 ~ 600	28. 3
θ_4	600 ~ 700	35. 7
θ_5	700 ~ 800	38. 9
θ_6	800 ~ 900	47. 4
θ_7	900 ~ 940	56. 4

3.3 疲劳寿命预测

由表 3 可知,探针的最大等效应力发生在 900 ℃ ~940 ℃ 温度区间上,为 56.4 MPa,通过查询《中国航空材料手册》,可得到该材料在 900℃ 的 $P-S-N$ 曲线,根据上表 3 得到 $\theta_1 \sim \theta_7$ 温度区间的 $1\sigma, 2\sigma, 3\sigma$ 应力值,查询相当应力下的许用循环次数 $N_{1\sigma\theta_i} N_{2\sigma\theta_i} N_{3\sigma\theta_i}$,可知 $\theta_1 \sim \theta_6$ 均为无限许用循环次数 ∞ , θ_7 温度区间为有限值,将其代入式(8)得到式(9)。如下

$$D = \frac{0.6831f_7k_7T}{N_{1\sigma\theta_7}} + \frac{0.2710f_7k_7T}{N_{2\sigma\theta_7}} + \frac{0.0433f_7k_7T}{N_{3\sigma\theta_7}} = \frac{0.6831f_7k_7T}{\infty} + \frac{0.2710f_7k_7T}{\infty} + \frac{0.0433f_7k_7T}{2.5 \times 10^5} \leqslant 1 \tag{9}$$

将表 1 时间百分比 k_i 、表 2 中的平均频率 f_i 代入式(9),解得 $T \leqslant 5\,892$ 小时。

4 结论及展望

通过对该压力探针试验数据的统计和材料的力学性能来划分合适的工作温度区间,推导出该探针疲劳预测寿命计算模型,并根据飞行试验中实际数据统计及等效应力分析,可以得出如下结论:

- 1)根据 Ansys 等效应力云图,可知在各个温度区间下,基础载荷下最大等效应力集中于探针中间的测压孔处,装机前应该重点检查。
- 2)根据仿真计算可知,影响探针疲劳寿命载荷的主要发生在 900℃ ~940℃ 温度区间,且得到疲劳预测寿命为 5 892 小时,为该测压探针装机后的工作可靠性提供依据,并为该被试发动机后续长期试验提供参考。
- 3)该探针的工作环境中,存在着温度剧烈变化带来的热应力载荷,以及流道气流冲击载荷的影响,因此,要得到更为精确的疲劳预测寿命,必须加以考虑并研究。

参考文献 (References)

[1] 董保童,施荣明,朱广荣. 随机疲劳载荷作用下的结构疲劳寿命

估算[J]. 飞机设计,2001(3):36-41.
DONG BaoTong, SHI RongMing, ZHU GuangRong. Structural fatigue life prediction under random vibration loadings[J]. Aircraft Design, 2001(3):36-41 (In Chinese).
[2] 金潇明. 包装系统在随机振动下的破坏准则与疲劳计算[J]. 株洲工学院学报,1999,13:13-16.
JIN XiaoMing. Damage criterion and fatigue calculation of packaging system under random vibration [J]. Journal of Zhuzhou Institute of Technology,1999,13:13-16(In Chinese).
[3] 可成河,巩孟祥,赵鑫. 某型发动机高压压气机第 6 级静子叶片牛角故障分析[J]. 航空发动机,2012,38(2):55-58.
KE ChengHe, GONG MengXiang, ZHAO Xin. Fracture failure analysis of sixth-stage stator blade for an aeroengine hp compressor [J]. Aeroengine,2012,38(2):55-58(In Chinese).
[4] 杨俊,张贵斌,祁圣英,等. 发动机高压两级涡轮盘联合低循环疲劳寿命试验[J]. 燃气涡轮试验与研究,2012,25(1):19-13.
YANG Jun, ZHANG GuiBin, QIN ShengYing, et al. Joint test of two-stage hp turbine disk low cycle fatigue life [J]. Gas Turbine Experiment and Research,2012,25(1):19-13(In Chinese).
[5] 苏清友. 航空涡喷涡扇发分理处机主要零部件定寿指南[M]. 北京:航空工业出版社,2004:3-20.
SU QingYou. Aviation turbojet and turbofan engine main parts given life guide [M]. Beijing Aviation Industry Press, 2004:3-20 (In Chinese).
[6] 杨兴宇,阎晓军,赵福星,等. 某型航空发动机涡轮盘低循环疲劳寿命分析[J]. 机械强度,2004,26(2):229-233.
YANG XingYu, YAN XiaoJun, ZHAO FuXing et al. Low cycle fatigue life of an aeroengine gas turbine disk [J]. Journal of Mechanical Strength,2004,26(s):229-233(In Chinese).
[7] Andrew Halfpenny. 基于功率谱密度信号疲劳寿命估计[J]. 中国机械工程,1998,9(1):16-19.
Andrew Halfpenny. A frequency domain approach for fatigue life estimation[J]. China Mechanical Engineering,1998,9(1):16-19 (In Chinese).
[8] M. M. Rahman, A. K. Ariffi, S. Abdulla, et al. Durability Assessment of Cylinder Block for Two Stroke Free Piston Linear Engine using Random Loading[J]. American Journal of Applied Science,2009,6(4):726-735.
[9] N. W. M. Bishop. Vibration Fatigue Analysis in the Finite Element Environment[C]. Americas User Conference California,1999:1-15.