

文章编号:1000-8055(2011)09-2116-06

基于修改加速控制规律的航空发动机 寿命延长控制

陈小磊, 郭迎清, 陆 军

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对发动机加速过程,以涡轮导向叶片热机械疲劳寿命为例,通过在原加速控制规律后半段增加转子加速度限制,综合考虑加速性能与寿命延长指标,利用遗传算法对加速规律进行优化. 仿真结果表明修改后的加速控制规律能够明显地延长涡轮导向叶片的寿命,而发动机加速过程上升时间基本保持不变.

关 键 词: 寿命延长控制; 加速控制规律; 热机械疲劳模型; 遗传算法; 航空发动机寿命

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Life extending control of aircraft engine based on adjusting acceleration schedule

CHEN Xiao-lei, GUO Ying-qing, LU Jun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The acceleration schedule of engine which influenced the thermo-mechanical fatigue (TME) of turbine stator blade was analyzed. Through additional acceleration limit to the original control schedule, the acceleration schedule was optimized by genetic algorithm, in consideration of the acceleration performance and life of blade. The simulation results show that the improved acceleration schedule can provide significant life extension of blade while keeping the rise time unchanged during the acceleration process.

Key words: life extending control; acceleration schedule;
thermo-mechanical fatigue model; genetic algorithm;
life of aircraft engine

当前航空发动机的控制器,无论是功能相对简单的机械液压式控制器,还是采用先进控制理论的全权限数字电子控制器,在设计时更多的是考虑如何更好地挖掘发动机的性能,比如:更快的加速性能、更高的稳定性^[1-4]. 否则就使得发动机的许多重要部件,在不必要的极端恶劣环境中运行,从而加速了它们的损伤,导致发动机整体寿命下降.

军用航空发动机,应该优先考虑其性能的发

命,那么就可以保证发动机更多的在翼时间,增加飞机的作战效能,同时降低维修次数,减少维修费用等;而民用发动机,应考虑如何降低使用费用,减少维修次数等. 因此对于民机领域来说发动机寿命的延长可以极大地降低航空公司的运营成本,提高发动机的经济性.

寿命延长控制:从广义上来讲,就是通过修改复杂系统(比如航空发动机、火箭发动机等)控制逻辑或控制硬件,来影响一个或多个寿命因素,从而使系统的服役寿命得以延长. 1991 年 Loren-

收稿日期:2010-09-03; 修订日期:2010-11-12

作者简介:陈小磊(1986—),男,江苏南通人,博士生,主要从事航空发动机寿命延长控制研究.

zo 与 Merrill 等^[5-7]首次在可重复利用液体火箭发动机控制中提出寿命延长控制的概念.之后,美国国家航空航天局(NASA)的各个实验中心将该思想引入到航空发动机控制中,并开展了相关的研究. Glenn 实验中心的 Guo, Philip, Chen 等人^[8-10]将某商用发动机的高压涡轮叶片的寿命作为优化目标函数,对原有发动机的加速控制规律进行优化,减少运行过程中叶片的热机械疲劳损伤. 研究表明,在加速上升时间不变的情况下,叶片寿命比原来增加近 30%.

本文将某型发动机涡轮导向叶片的热机械疲劳寿命纳入到加速控制器的设计中,在原有加速控制规律基础上,增加高转速段加速度限制措施,以期新加速控制规律能够在保证发动机加速性能基本不变的情况下,延长叶片寿命. 仿真结果显示,在发动机加速性能不变或者有轻微降低的情况下,叶片的热机械寿命有大幅度的延长.

1 叶片的热机械损伤寿命建模

涡扇发动机通常由大量部件组成,而这些部件或多或少都经受着不同程度的损伤破坏. 特别是一些热端部件,比如涡轮导向叶片、涡轮盘、涡轮叶片等,这种破坏呈现加速状态. 因此这些部件又常常被称作寿命限制部件(life limiting parts, 简称 LLP). 比较常见的寿命限制部件包括:压气机叶片、轮盘,燃烧室,涡轮叶片、轮盘以及主轴等. 影响其寿命的因素有:燃气温度、转子转速、燃气成分等^[11]. 下面以发动机涡轮导向叶片为例,建立其热机械损伤寿命模型.

涡轮导向叶片的作用是使燃气在通过导向叶片的收敛形流道时,速度增加,压力和温度下降,将气流的部分热能转变成动能. 尽管涡轮导向叶片是静止件,但其工作条件却十分恶劣.

对于涡轮导向叶片来说,叶片的主要载荷为来自燃烧室的高温燃气的机械冲击和叶片受热不均匀而产生的热载荷,其中热载荷占有相当大的比例. 当发动机运行时,叶片不同部位会产生不同应力,形成不同的应变变量,即会在叶片上产生应变差. 在发动机反复加速、减速过程中,应变差经过多次循环变化,就会产生热机械疲劳损伤(thermo-mechanical fatigue, 简称 TMF)^[12-14].

通过分析发动机运行时涡轮导向叶片的受力,最终得到单次加速过程中,叶片的总应力差 $\Delta\sigma_t$ 为

$$\Delta\sigma_t = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} =$$

$$(\sigma_{\text{thermal},\max} + \sigma_{\text{mech},\max}) - (\sigma_{\text{thermal},\min} + \sigma_{\text{mech},\min}) = f(\Delta_{\max}, T_{\text{metal}(\Delta_{\max})}) + f(p_1, p_2) \quad (1)$$

其中 $\Delta_{\max}$ 为加速过程中涡轮前后最大温度差, $T_{\text{metal}(\Delta_{\max})}$ 为此温度差下对应的叶片温度,而 p_1, p_2 为发动机运行时涡轮前、后的压力.

发动机单次加速过程中,叶片的总应变差 $\Delta\epsilon_t$ 可以采用下面的应力应变公式^[15]计算得到

$$\frac{\Delta\epsilon_t}{2} = \frac{\Delta\sigma_t}{2E} + \left[\frac{\Delta\sigma_{\text{total}}}{2K'} \right]^{\frac{1}{n'}} \quad (2)$$

其中 K' —循环强度系数; n' —循环应变硬化指数; E —材料的弹性模量. 三者均为材料常数.

得到发动机叶片单次加速运行的总应变变量后,就可以采用预测疲劳寿命的 Manson-Coffin 法来进行叶片循环寿命的计算. 但由于该方法是在室温实验中获得,因此不能直接将得到的寿命定义为叶片的剩余寿命. Halford, Manson^[16]为了估计高温低循环疲劳寿命,提出 10% 规律法. 即在考虑蠕变损伤的作用下,疲劳寿命 N'_f 将缩短至原来寿命 N_f 的 10%. 这样将上面得到的总应变差代入 Manson-Coffin 公式^[15],通过解方程即可得到理论寿命 N_f

$$\frac{\Delta\epsilon_t}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (3)$$

其中 σ'_f —疲劳强度系数; b —疲劳强度指数; ϵ'_f —疲劳延性系数; c —疲劳延性指数. 而以上参数均为温度和材料的函数,再根据 10% 规律法,就可以得到高温下叶片的疲劳寿命 N'_f

$$N'_f = f(\Delta_{\max}, T_{\text{metal}(\Delta_{\max})}, p_1) \quad (4)$$

2 叶片热机械疲劳寿命延长分析

从涡轮导向叶片寿命预测模型的建立过程中可以发现,寿命长短与叶片上总应变变量有直接关系,并且总应变变量与涡轮前后的最大温度差 $\Delta_{\max}$ 呈正相关,即最大温度差 $\Delta_{\max}$ 越大,总应变变量越大. 而研究发现,最大温度差通常出现在发动机由慢车加速到最大推力的过程中,如果在该过程中,因追求过高的加速性能,使得涡轮进口温度上升过快,前后温度差增大,叶片上形成较大的热应变变量,那么叶片的寿命就大大降低.

图 1 可以看出,温度差峰值出现在加速后期,说明发动机加速后期的运行情况会直接影响叶片的热机械疲劳寿命,而加速前期对叶片的热机械疲劳寿命影响不大,但前期却对发动机加速性能

起到非常重要的作用.而且从图1中可以看出,温度差峰值出现在加速超调阶段.研究发现,加速后期供油量过大,发动机加速过快就会出现超调,尽管适当超调可以对加速过程有利,但对加速上升时间、稳态误差等加速性能影响不大.反而适当地限制发动机加速过程中超调情况,却可以降低加速过程中的最大温度差,大大延长叶片的寿命.

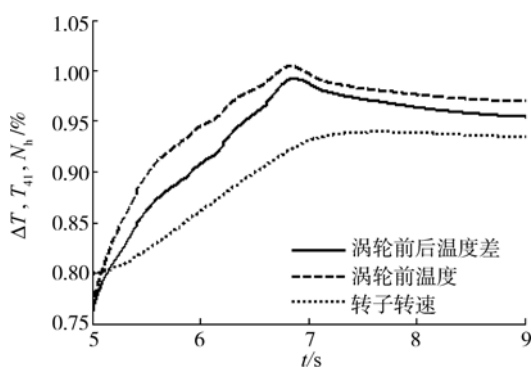


图1 加速过程中,涡轮前后缘温度差曲线、涡轮前温度曲线、转子转速曲线

Fig.1 Temperature difference curve between airfoil and endwall, turbine inlet temperature curve and N_h curve

由于发动机转子加速度能够比较直观地反映发动机加速的快慢,且容易由转速计算得到,因此本文通过限制加速过程中转子加速度,来控制加速过程.具体措施是在原有控制器中添加一条转子加速度限制曲线(主要是在加速后期),限制发动机加速后期的转子加速度,这样就可以限制因加速后期加速度过快、供油量过大,而引起的不必要的叶片损伤,进而延长叶片疲劳寿命.

3 加速控制规律优化

上节中已经提出,修改加速控制规律的主要措施是在原有控制器中添加一条转子加速度限制曲线.但限制发动机加速度必然会对发动机的部分加速性能产生影响.为了在延长叶片热机械疲劳寿命的同时,尽量不损失发动机的加速性能,同时考虑到发动机运行的非线性特性、热机械疲劳的复杂性和加速限制等因素,很难采用普通优化软件包进行加速控制规律优化,因此本文通过将发动机加速性能参数——上升时间和涡轮导向叶片热机械疲劳寿命作为指标,采用遗传算法对发动机的加速控制规律进行优化.

3.1 加速度限制曲线

3.1.1 曲线基本规律

通过上面分析可知,影响叶片寿命主要是在

加速后期,而发动机加速中前期加速的快慢并不会对叶片寿命造成主要影响.并且发动机在加速过程前期,由于惯性原因,转子加速度较小,可以放宽对加速度的限制.

因此本文为简化加速度限制曲线优化过程,假设转子加速度限制曲线是一条随着转速增加、加速度限制单调减小的曲线,并且该曲线由可控Bezier曲线构成.采用Bezier曲线是因为其有很多优良特性,比如曲线形状由几个控制点来决定,不会有不可预期形状,并且Bezier曲线比较光滑,很适合用来作为发动机转子加速度限制曲线.

3.1.2 加速度限制曲线表示

在实际应用中,一条Bezier曲线往往难以描述复杂的曲线形状.由于增加曲线顶点数,会引起Bezier曲线次数的提高,而高次多项式又会带来计算上的困难.所以采用分段设计,然后将各段曲线相互连接起来,并在接合处保持一定的连续条件.

本文中采用三段三阶Bezier曲线来表示加速度限制曲线,根据工程经验,将第一段设定成转子目标转速0.7以下,这部分对发动机加速性能起到重要作用,因此该部分加速度可以放宽;第二段为目标转速0.7~0.8,为加速调整阶段,从上面分析可知这部分对叶片寿命有较大影响,且会对加速性能有一定影响;第三段为目标转速0.8以上,这部分情况同第二段.具体划分如图2.

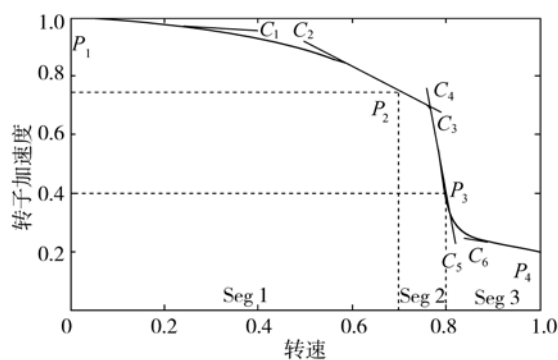


图2 转子加速度组合限制曲线

Fig.2 Combined acceleration schedule curve of N_h

三阶Bezier曲线有两个定点和两个控制点,曲线形状完全由两个控制点来决定.从图2中可以看出,加速度限制曲线由四个定点: P_1, P_2, P_3, P_4 ,六个控制点: $C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6$ 决定.为了保证在连接处光滑过渡,曲线在 P_2, P_3 处应该分别与直线 C_2C_3, C_4C_5 相切,而且两段Bezier曲线在连接处的曲率相等,这样在四个定点确定的情

况下,曲线的形状仅由 $C_1(x_1, y_1)$, $C_2(x_2, y_2)$, $C_4(x_4, y_4)$, $C_6(x_6, y_6)$ 四个控制点的坐标确定,将这四个点的坐标作为遗传算法的染色体,进行下一步的优化设计.如表1所示.

表1 组合限制曲线的染色体表示

Table 1 Chromosome representation of the combined schedule curve

x_1	y_1	x_2	y_2	x_4	y_4	x_6	y_6
C_1		C_2		C_4		C_6	

3.2 加速控制规律优化

之前的分析已经指出,期望在叶片寿命延长的同时,发动机的加速性能尽量不损失,因此定义算法的是适应度函数为叶片损伤和发动机加速上升时间的组合函数.

$$F_{\text{fitness}} = 1/[qk\Delta\epsilon_t + (1-q)T_{\text{rise}}] \quad (5)$$

其中 q 为权系数,其值在 $0 \sim 1$ 之间.用来确定损伤和上升时间在函数中的比重,可以通过调节该值,获得不同的上升时间和对应的叶片寿命; $\Delta\epsilon_t$ 为单次循环叶片上的总应变差; k 为一常数; T_{rise} 为发动机转子上升时间.

加速控制规律优化流程如图3所示.

3.3 优化结果分析

设定发动机在零高度、零马赫数下,从慢车加速至非加力最大状态进行仿真.同时设定优化初始种群为30,遗传50代结束.运行遗传算法优化程序,得到如图4所示的适应度函数值曲线.

从图4可以看出,从第40代以后,目标函数值保持平稳,得到优化后的Bezier曲线控制点坐标为 $C_1[11913.2, 1247.6]$, $C_2[11968.3, 1240.7]$, $C_4[14275.4, 359.7]$, $C_6[14723.2, 299.4]$.将这组控制点形成的Bezier曲线作为发动机转子加速度限制曲线,应用到加速控制器中,进行发动机加速仿真.表2为优化前后,涡轮导向叶片热机械

疲劳寿命和转子加速上升时间.

从表2可以看出,发动机控制器中加入转子加速度限制曲线后,在保证转子上升时间不变的情况下,涡轮前后温度差下降了近 10°C ,与此同时涡轮前温度也有所下降,涡轮导向叶片热机械疲劳寿命也从4662循环增加至6085循环,增加近30.5%.并且随着上升时间的增加,叶片寿命还可以延长.

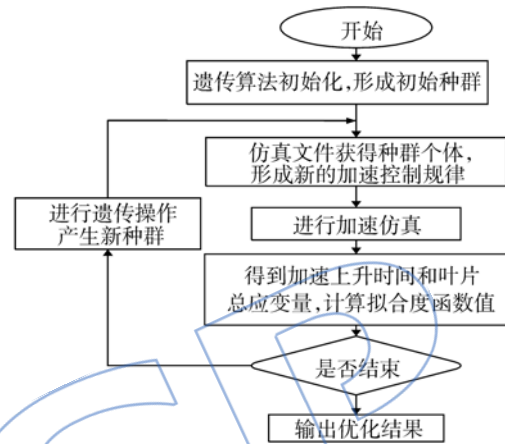


图3 加速控制规律优化流程图

Fig. 3 Optimization flow chart of acceleration schedule

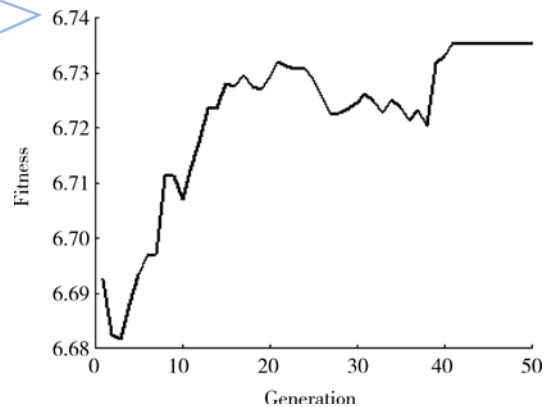


图4 适应度函数值曲线

Fig. 4 Fitness function value curve

表2 优化前后 TMF 寿命与上升时间

Table 2 TMF life vs. rise time

权系数 q	上升时间/s	T_{41}/K	$\Delta_{\text{max}}/\text{K}$	$\Delta\epsilon_t$	N'_f	备注
	1.35	1756.41	545.52	0.015253	4662	初始
0.1	1.35	1721.35	532.28	0.014829	6085(30.5%)	优化后
0.5	1.455	1716.81	524.66	0.014736	6648(42.6%)	优化后

图5为加速控制规律优化前后,高压涡轮前后温度差曲线,其中实线为优化前,虚线为优化后。从图5中可以看出,优化后温度差峰值有所下降,峰值出现时间后移1~2 s。

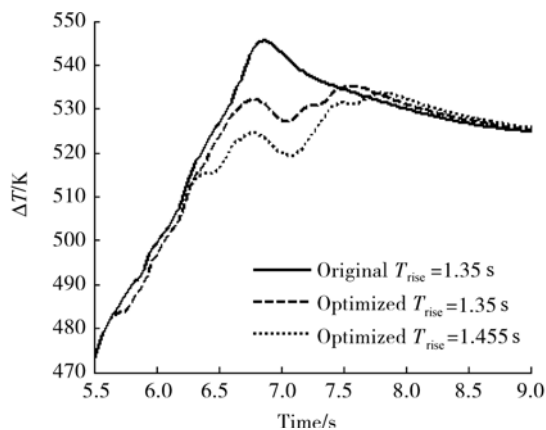


图5 涡轮前后缘温度差

Fig. 5 Temperature difference between airfoil and endwall

图6为优化前后转子转速变化曲线,实线为优化前,虚线为优化后。从图6中可以看出,转子转速在加速前期基本与原来相同,而加速后期,加速度变得缓慢,转速峰值有所下降,峰值出现时间后移。但由于加速后期对上升时间影响不大,因此上升时间基本保持不变,且稳态误差不变。而点线更快地对转子加速度进行限制,因此对发动机加速性能略有影响,上升时间比原来有所增加。

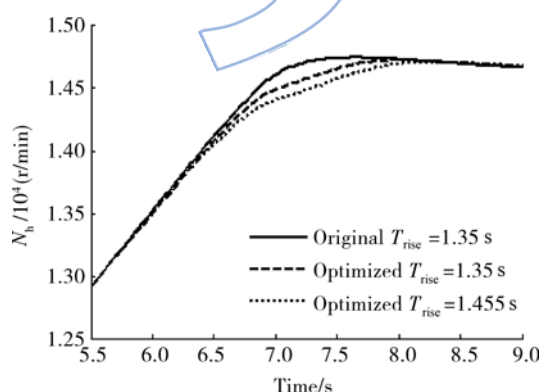


图6 加速过程中转子转速变化曲线

Fig. 6 Turbine rotor speed curve

图7为采用新加速控制规律后,发动机加速过程中转子加速度曲线。其中实线为加速度限制曲线,而虚线为实际转子加速度曲线,从图7中可以看出,限制曲线对转子加速度起到限制作用。

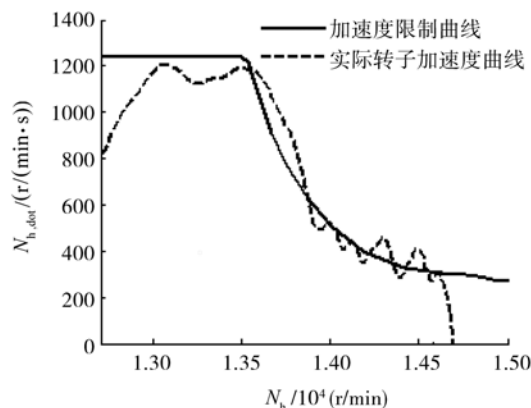


图7 新加速控制规律下转子加速度曲线

Fig. 7 Acceleration curve of turbine rotor

4 结 论

本文将寿命延长控制应用到航空发动机中,通过对原发动机加速控制规律修改,在保证发动机加速性能不变的前提下,使关键部件的寿命有较大幅度提高。仿真结果显示,在发动机加速上升时间保持不变时,高压涡轮导向叶片的寿命增加近30.5%。而在加速上升时间略有增加时,叶片的寿命还会得到进一步的延长。

然而本文在建立叶片寿命模型时未考虑叶片形状所引起的传热不均匀等因素,因此其精度不适合实际工程应用。但可以确定的是,降低叶片运行时的温度可以有效地延长叶片使用寿命。

参考文献:

- [1] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 375-382.
ZHANG Shaoji. A review of aeroengine control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 375-382. (in Chinese)
- [2] 郭迎清. 航空发动机神经网络自适应控制研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 83-86.
GUO Yingqing. A new neural network adaptive control-scheme research[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1): 83-86. (in Chinese)
- [3] 薛银春, 孙健国. 燃气轮机控制技术综述[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1066-1071.
XUE Yinchun, SUN Jianguo. A survey of gas turbine control technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1066-1071. (in Chinese)
- [4] 王曦, 程茵. 国外航空推进控制技术的发展[J]. 航空发动机, 2009, 35(3): 4-7.
WANG Xi, CHENG Yin. Development of thrust control technology for foreign aeroengine[J]. Aeroengine, 2009, 35(3): 4-7. (in Chinese)
- [5] Lorenzo C F, Merrill W C. Life extending control[C]//

- Proceedings of the American Control Conference, United States; American Automatic Control Council, 1991: 1081-1095.
- [6] Lorenzo C F, Merrill W C. An intelligent control system for rocket engines: need, vision, and issues[J]. IEEE Control Systems Magazine, 1991, 11(1): 42-46.
- [7] Lorenzo C F, Holmes M S, Ray A. Nonlinear life-extending control of a rocket engine[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(4): 759-762.
- [8] Guo T H. A roadmap for aircraft engine life extending control[C]// Proceedings of the American Control Conference, United States; Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2001: 3702-3705.
- [9] Guo T H, Philip C, Link J. Intelligent life-extending controls for aircraft engines[R]. NASN/TM 2005-213373, 2005.
- [10] Chen C L, Kim J, Guo T H. Monte Carlo simulation for system damage prediction: an example from thermal mechanical fatigue(TMF) damage for a turbine engine [C]// Proceedings 2006 IEEE/SMC International Conference on System of Systems Engineering, United States; Inst. of Elec. and Elec. Eng. Computer Society, 2006: 30-34.
- [11] 苏清友. 航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [12] 洪杰, 张大义, 陈璐璐. 气流激励下的叶片高周疲劳寿命研究的发展[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 652-661.
- HONG Jie, ZHANG Dayi, CHEN Lulu. Review on investigation of high cycle fatigue failures for the aero engine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 652-661. (in Chinese)
- [13] 钱惠华, 李海. 涡轮导向叶片热疲劳分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 186-190.
- QIAN Huihua, LI Hai. Thermal fatigue analysis to nozzle guide vanes[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 186-190. (in Chinese)
- [14] 梁国伟. 空心冷却涡轮叶片的寿命预测[J]. 航空动力学报, 1988, 2(4): 365-370.
- LIANG Guowei. Life prediction fo cooled turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 1988, 2(4): 365-370. (in Chinese)
- [15] 鲁华平. 涡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.
- LU Huaping. Reliability analysis and test for the low cycle fatigue life of a disk[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [16] Halford G R, Manson S S. Application of a method of estimating high temperature low cycle fatigue behavior of material[J]. ASM Quarterly, American Society for Metals, 1968, 61(1): 94-102.