

文章编号: 1000-8055(2006)05-0862-05

轮盘低循环疲劳寿命预测方法研究 及试验验证

王卫国^{1,2}, 古远兴², 卿 华², 滕光蓉², 温卫东¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 针对轮盘低循环疲劳载荷非对称及其主要寿命区限, 提出了一种简化的 Walker 应变寿命预测模型, 在寿命预测中考虑了轮盘危险部位数目的影响。进行了 GH4133 材料轴向应变控制的低循环疲劳试验; 设计了涡轮盘低循环疲劳试验件, 在旋转试验器上进行了涡轮盘的高温低循环疲劳试验。结果表明: 轮盘低循环疲劳寿命预测方法是有效的, 对试验涡轮盘的寿命预测精度在 2 倍散度以内。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 轮盘; 低循环疲劳; 寿命预测; Walker 应变; 试验

中图分类号: V231. 95

文献标识码: A

Investigation of disk LCF life prediction and its experimental verification

WANG Wei-guo^{1,2}, GU Yuan-xing², QING Hua²,
TENG Guang-rong², WEN Wei-dong¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China))

Abstract: A simplified Walker strain model was presented to predict the disk Low Cycle Fatigue (LCF) life for unsymmetrical loads and the main life regions. The effect of number of life critical regions in each disk was taken into account in the life prediction. A series of axial strain-controlled LCF tests of GH4133 bar specimens were conducted. An experimental turbine disk was designed, and the high temperature LCF test of the rotor was carried out on the spin test rig. The result indicates that the disk LCF life prediction method is effective, and the accuracy of the life prediction is within the targeted scatter band of two compared to the turbine disk LCF test data.

Key words: aerospace propulsion system; disk; Low Cycle Fatigue (LCF); life prediction; walker strain; experiment

低循环疲劳破坏是影响和限制轮盘安全使用 的最主要因素, 因此, 发展和验证其低循环疲劳寿

收稿日期: 2005 - 08 - 17; 修订日期: 2005 - 11 - 15

作者简介: 王卫国(1966 -), 男, 陕西宝鸡人, 中国燃气涡轮研究院高级工程师, 南京航空航天大学博士生, 主要从事发动机强度寿命的研究。

命预测方法显得尤为重要。目前国内外普遍采用 Manson-Coffin 模型进行轮盘低循环疲劳寿命预测,由于选用的平均应力修正方法不同,预测结果往往有很大差别。在国内,轮盘寿命预测方法还没有考虑危险部位数目对寿命的影响。针对轮盘低循环疲劳载荷非对称、多危险部位及其主要寿命区限($10^3 \sim 10^6$)的特点,本文对 Walker 应变模型进行了简化;将简化的 Walker 应变模型、考虑危险部位数目的疲劳寿命预测方法应用于轮盘的低循环疲劳寿命预测;进行了 GH4133 材料轴向应变控制的低循环疲劳试验,设计了涡轮盘低循环疲劳试验件,在轮盘旋转试验器上完成了涡轮盘的高温低循环疲劳试验,验证了所提出的低循环疲劳寿命预测方法的有效性。

1 Walker 应变寿命预测模型及其简化

1.1 Walker 应变寿命预测模型

航空发动机轮盘循环工作时应力集中部位往往已进入屈服,循环应力应变水平较高且载荷非对称。在采用 Manson-Coffin 模型进行低循环疲劳寿命预测时,由于选用的平均应力修正方法不同,寿命预测结果往往有很大的差别。Walker 应变寿命预测模型首先定义了一个包含平均应力的参量—Walker 应变参数 ϵ_w ^[1-3]:

$$\epsilon_w = \left(\frac{\sigma_{\max}}{E} \right) \left(\frac{\Delta \epsilon \cdot E}{\sigma_{\max}} \right)^m \quad (1)$$

式中 $\sigma_{\max}$ 为最大应力, E 为弹性模量, $\Delta \epsilon$ 为应变范围, m 为材料常数;Jaske 等人用反双曲正切函数拟合试验数据:

$$\lg N_f = A_0 + A_1 \arctan h \left\{ \frac{\lg \left(\frac{\epsilon_u \epsilon_w}{\epsilon_e} \right)}{\lg \left(\frac{\epsilon_u}{\epsilon_e} \right)} \right\} \quad (2)$$

式中: A_0 和 A_1 为回归常数; ϵ_u 为对应于 $1/4$ 循环时的应变,由 $\epsilon_u = \epsilon_w |_{N=10} + 0.0025$ 确定; ϵ_e 为对应于疲劳极限时的应变,由 $\epsilon_e = \epsilon_w |_{N=10^8} - 0.0005$ 确定。公式(2)适用于较宽广寿命区限,且不需要作平均应力修正。

1.2 Walker 应变寿命预测模型的简化

由于公式(2)中共有 4 个常数需要确定,所需的试验工作量较大,加之反双曲正切函数拟合比较复杂,Walker 应变寿命预测模型在工程实际中的应用受到了一定限制。本文针对航空发动机轮

盘低循环疲劳寿命主要区限($10^3 \sim 10^6$)及其载荷的非对称性,基于 Walker 应变参数,提出了一种 Walker 应变寿命预测模型的简化形式:

$$\epsilon_w = u \cdot N_f^{(-v)} \quad (3)$$

其中: u 和 v 为 2 个拟合常数。

1.3 GH4133 材料 Walker 应变寿命预测模型的拟合

根据 GH4133 合金盘坯轴向应变控制在 400°C , $R_\epsilon = 0$ 和 -1 , 500°C , $R_\epsilon = -1$ 时的低循环疲劳试验数据,取 $m = 0.55$,画出 Walker 应变寿命散点图(图 1)^[4]。

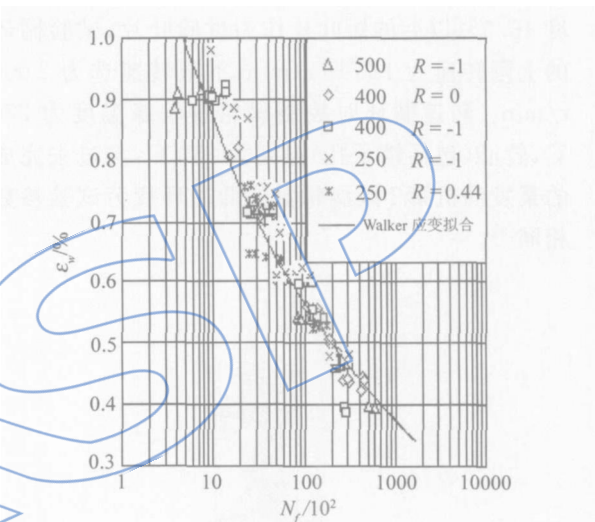


图 1 Walker 应变寿命曲线

Fig. 1 Walker strain-life curve for GH4133

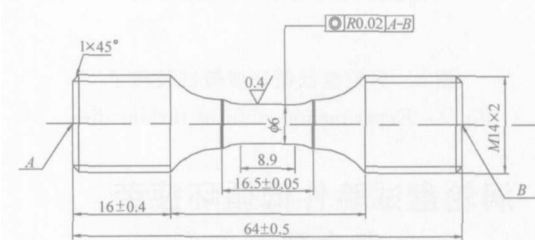


图 2 低循环疲劳试样

Fig. 2 LCF specimen

为了使 Walker 应变寿命拟合曲线能更全面地反映材料疲劳特性,补充进行了 GH4133 盘坯 250°C 下轴向应变控制的低循环疲劳试验。试样设计和加工按 GB/T 15248-94 进行(图 2),试验频率 $f = 0.25 \sim 0.5$ Hz, $R_\epsilon = -1$ 和 0.44 ,加载波形为三角波,失效判据为试样断裂。材料试验机为 MA YES-100E 高温疲劳试验机。根据试验

结果画出了 250 °C, $R_{\epsilon} = -1$, 250 °C, $R_{\epsilon} = 0.44$ 时 Walker 应变寿命散点图(图 1)。可见,采用 Walker 应变参数时,可以直接考虑平均应力对寿命的影响。

由上述试验数据拟合可得 GH4133 材料在 250 °C~500 °C 范围内 Walker 应变寿命预测模型:

$$\epsilon_w = 0.0295 \cdot N_f^{(-0.1794)} \tag{4}$$

2 涡轮盘试验件

涡轮盘试验件如图 3 所示。试验用涡轮盘是一个真实高压涡轮新盘。将从叶尖起切去叶身长度 46.5 % 以后的短叶片作为试验叶片,试验循环的上限转速为 12 710 r/min,下限转速选为 2 000 r/min。转速循环时控制涡轮盘轮缘温度为 270 °C,轮心(包括销子孔)温度为 250 °C,与过去完成的某发动机第 I 级涡轮盘的低循环疲劳试验参数相同^[5]。

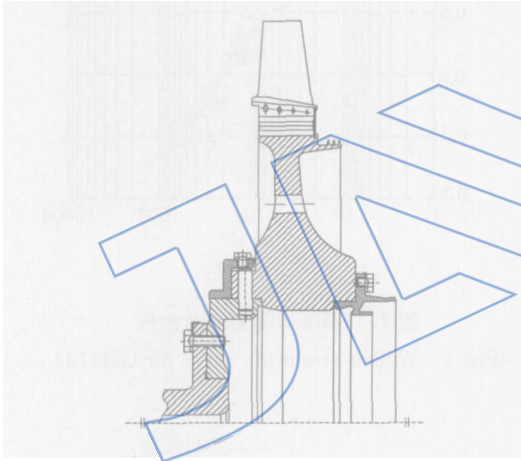


图 3 涡轮盘低循环疲劳试验转子
Fig.3 Experimental rotor of turbine disk

3 涡轮盘试验件低循环疲劳寿命预测

3.1 涡轮盘销子孔应力应变范围的确定

对涡轮盘的初步应力分析和试验表明,径向销子孔是涡轮盘在循环工作时的危险部位,疲劳裂纹有可能从这里萌生^[5]。本文在涡轮盘有限元应力分析的基础上,基于材料疲劳试验数据,确定涡轮盘销子孔的疲劳缺口系数,采用修正的 Neuber 法确定销子孔的应力应变范围。由于在 250 °C 下 GH4133 材料性能测试数据有限,考虑到该材料的中温性能比较稳定,本文采用 300 °C 的

GH4133 材料性能数据确定涡轮盘销子孔的应力应变范围^[4]。

采用轴对称有限元模型,利用 ANSYS 软件进行涡轮盘的轴对称热弹性应力分析,可得销子孔边的名义应力范围为:725~30 MPa。循环对称有限元分析表明,在 12 710 r/min 下,涡轮盘销子孔边的最大周向应力为 2 154 MPa(图 4),计算得销子孔理论应力集中系数为 $K_t = 2.97$ 。

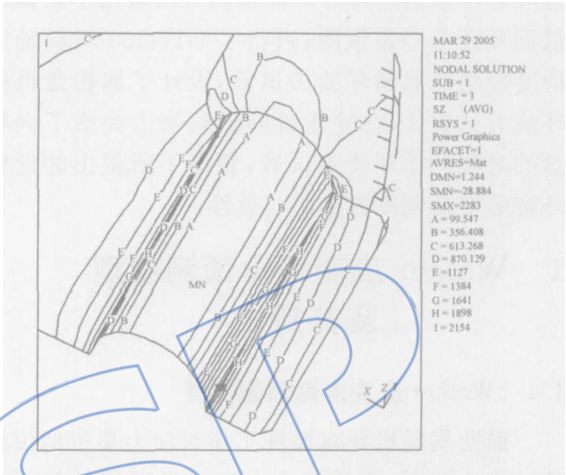


图 4 12710r/min 下轮盘销子孔周向应力分布
(单位:MPa)

Fig.4 Disk pin hole tangential stress distribution
at 12 710 r/min (Unit:MPa)

由参考文献[4,6]可得 GH4133 合金盘形锻件在不同理论应力集中系数,寿命在 $5 \times 10^3 \sim 1 \times 10^5$ 范围内的疲劳极限和疲劳缺口系数,见表 1。

表 1 GH4133 在 300 °C 下疲劳极限和疲劳缺口系数
Table 1 Fatigue limits and fatigue notch factors
at 300 °C of GH4133

	循环数	疲劳极限/ MPa	疲劳缺口系数
	K_t		K_t
5×10^3	1	1 150	1.36
	3	84	
1×10^4	1	1 022	1.38
	3	739	
5×10^4	1	793	1.42
	3	559	
1×10^5	1	717	1.43
	3	502	

在循环加载过程中,修正的 Neuber 公式为:

$$\Delta\sigma\Delta\varepsilon = \frac{K_f^2\Delta S^2}{E} = C \tag{5}$$

式中: ΔS 、 $\Delta\sigma$ 和 E 分别为名义应力范围、局部应力范围和弹性模量。

GH4133 材料循环应力应变曲线用 Ramberg-Osgood 模型描述为:

$$\Delta\varepsilon = \frac{\Delta\sigma}{E} + \left(\frac{\Delta\sigma}{K}\right)^{1/n} \tag{6}$$

其中: n 为应变硬化指数, K 为强度系数。由公式(5)和(6)迭代求解,可得到涡轮盘低循环疲劳试验时销子孔边的应力应变数据。

3.2 涡轮盘试验件低循环疲劳寿命预测

涡轮盘低循环疲劳试验时销子孔的 Walker 应变参数可由公式(1)求得,再由公式(4)可得 $N_f = 14\,666$ 。由于试验涡轮盘沿周向均布有 16 个销子孔,需要考虑销子孔数目对疲劳寿命进行修正。根据文献[7],假设涡轮盘每一个销子孔具有相同的疲劳寿命,疲劳寿命的 Weibull 形状参数 e 相同,带 n 个销子孔涡轮盘的低循环疲劳预测 N_{sys} 为:

$$N_{sys} = \frac{N_f}{n^{1/e}} \tag{7}$$

其中: N_f 为涡轮盘有 1 个销子孔时的预测寿命。在疲劳寿命服从对数正态分布时, $e = 3.57$ 。另外,由于在获取 GH4133 材料性能数据时,试样都达到断裂,因此,在预测裂纹萌生寿命时,一般要除以 1.5。这时,涡轮盘的裂纹萌生寿命预测值分别为 4 497。

4 涡轮盘低循环疲劳试验验证

4.1 涡轮盘低循环疲劳试验

涡轮盘低循环疲劳试验在中国燃气涡轮研究院 SB804 立式轮盘低循环疲劳试验器上进行。循环试验中轮缘温度为 $270\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$,轮心温度为 $250\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。转速范围:2 000~12 710~2 000 r/min。在完成 6 400 次循环后,对试验件进行着色检查,各部位未见异常;6 600 次循环后进行检查,从销子孔与中心孔相交处起,试验盘 3[#]和 6[#]

2 个 $\phi 10$ 销孔靠进气边内壁出现了径向疲劳裂纹,其中 3[#]销孔裂纹为 3 mm,6[#]销孔裂纹为 6 mm,其余各孔未发现裂纹;在完成 6 700,6 800 和 6 877 次循环后,分别对试验件进行着色检查,裂纹继续扩展。6 877 次循环后着色检查,所有

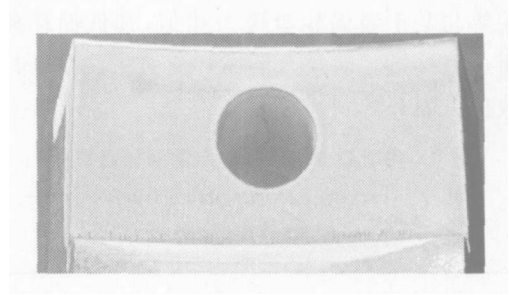


图 5 10[#]销子孔裂纹

Fig. 5 Crack of No. 10 pin hole

未装销子的销子孔均有裂纹产生。试验件分解后,对原装有销子的销子孔进行着色检查,除 12[#]销子孔未发现裂纹外,其余各孔均有裂纹产生,其中 10[#]销子孔裂纹最长,10[#]销子孔线切割试样着色检查情况见图 5。

4.2 裂纹断口分析

委托中国航空工业失效分析中心对 6[#]和 10[#]销子孔切块的裂纹进行了断口分析。将裂纹人工打开后进行宏、微观观察可知,销子孔裂纹断口试样均为线源特征,在扩展区可观察到明显的疲劳条带(图 6),两条裂纹的性质均为低循环疲劳开裂。在扫描电镜下对断口进行定量分析可以得到,6[#]销子孔的疲劳裂纹萌生寿命为 5 148 次循环,10[#]销子孔的疲劳裂纹萌生寿命为 4 764 次循环。利用光谱分析仪对试样进行化学成分分析可知,试样化学成分符合相关技术要求,轮盘材质无缺陷。

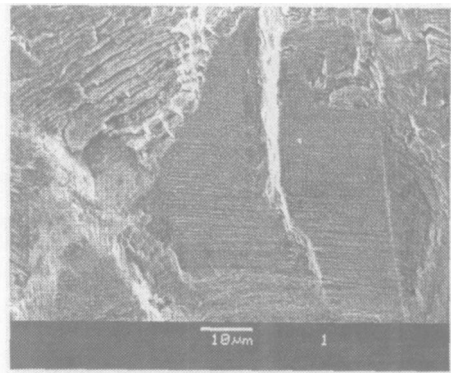


图 6 10[#]销子孔裂纹断口疲劳条带

Fig. 6 Fatigue striations of No. 10 pin hole crack

4.3 涡轮盘试验寿命

涡轮盘低循环疲劳试验件的试验参数与某 I 级涡轮盘低循环疲劳试验数据相同。从涡轮盘裂纹断口分析可以发现,裂纹萌生部位、走向和断口形貌等与某 I 级涡轮盘极为相似,其低循环疲劳

寿命也很接近。涡轮盘低循环疲劳主裂纹断口分析数据见表 2^[5]。

表 2 用断口分析技术确定的涡轮盘寿命
Table 2 Turbine disk lives from fracture anti-derivation technique

轮盘类别	萌生寿命	扩展寿命
涡轮盘	4 764	2 133
某 I 级涡轮盘新盘	3 493	3 594
某 I 级涡轮盘旧盘	3 679	2 886

5 涡轮盘裂纹萌生寿命预测值与试验值的比较

涡轮盘裂纹萌生寿命预测值与试验循环数的比较见图 7。可见：本文所提出轮盘低循环疲劳寿命预测方法的准确度在 2 倍散度以内。

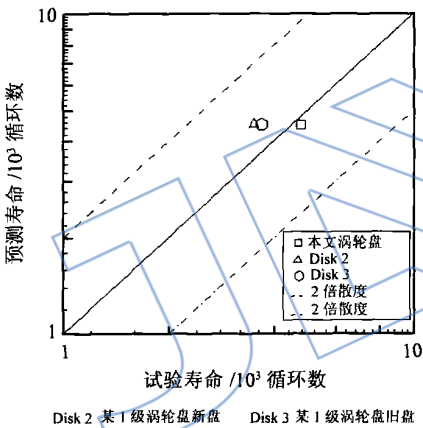


图 7 涡轮盘低循环疲劳寿命预测值与试验值比较
Fig. 7 The comparison of turbine disk LCF lives between the predicted and experimental results

6 结 论

针对轮盘低循环疲劳载荷非对称、多危险部位及其主要寿命区限的特点,对 Walker 应变模型进行了简化,提出一种采用简化的 Walker 应变模型、考虑危险部位数目的疲劳寿命预测方法,在旋转试验器上进行了涡轮盘的高温低循环疲劳试验,验证了本文所提出的寿命预测方法的有效性。该方法可望推广应用于类似轮盘的低循环疲劳寿命预测。

参考文献:

[1] Jaske C E, Feddersen C E, Davis K B, et al. Analysis of fatigue, fatigue crack propagation, and fracture Data [R]. NASA CR - 132332, 1973: 49-54.

[2] Shepherd D P. The prediction of fatigue life for arbitrary geometries from the statistical analysis of plain specimen data [R]. NASA/CP - 2002 - 211682, Fifth Annual Workshop on the Application of Probabilistic Methods for Gas Turbine Engines, Editors: Victoria Briscoe, 2002: 511-538.

[3] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

[4] 中国航空材料手册: 第 2 卷[Z]. 第 2 版: 北京: 中国标准出版社, 2002.

[5] 龚梦贤, 黄庆东, 肖玉祥, 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 1st turbine disk in aeroengine [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998, 11 (3): 40-45.

[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): 37-51.

Yu Duokui, Shao Piren. LCF life prediction of turbine disk pin holes in aeroengine [J]. Aeroengine, 2000, (2): 37-51.

[7] Melis M E, Zaretsky E V, August R. Probabilistic analysis of aircraft gas turbine disk life and reliability [R]. NASA/TM 1999 - 107436.