

文章编号: 1000-8055(2007)03-0419-06

涡轮叶片榫齿部位疲劳/ 蠕变试验的新特点

孙瑞杰, 闫晓军

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在某型航空发动机涡轮叶片的低周疲劳试验中发现, 叶片疲劳/蠕变试验寿命高于纯疲劳试验寿命, 为探究这一现象的原因, 对此展开相关的理论计算和分析. 研究表明: 试验条件较好地模拟了叶片的实际工作条件, 该涡轮叶片的损伤以疲劳损伤为主, 相对于真实涡轮叶片的纯疲劳试验, 在疲劳/蠕变试验条件下, 其考核部位(榫齿)出现了较大的应力松弛, 故而使得叶片疲劳/蠕变寿命高于纯疲劳寿命. 研究结果对于保证发动机安全工作、提高飞行可靠性、以及发展高温构件的疲劳试验技术有重要意义.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 低周疲劳试验; 有限元分析; 疲劳/蠕变

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

New characteristics of fatigue creep tests on serration of turbine blades

SUN Ruijie, YAN Xiaojun

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The fatigue creep life was found to be longer than the fatigue life from the Low Cycle Fatigue experiment of turbine blade of an aeroengine. The relevant theoretical calculation and analysis were then carried out to provide a further insight into such phenomenon. The research shows that: the actual working conditions of blades were well simulated in the experimental conditions, indicating that the damage of blade was mainly attributable to fatigue damage. As compared with pure fatigue test of real turbine blade, stress relaxation occurred at the key section (serration) under fatigue creep test conditions, showing that fatigue/creep life of blade was longer than fatigue life. The research results play a key role in ensuring the safety of engines, improving the flight reliability and developing fatigue test techniques of high temperature components.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; low cycle fatigue experiment; finite element method; fatigue creep tests

涡轮叶片是航空发动机的关键件, 其预测寿命直接影响发动机整机寿命的研究. 目前, 常用的叶片寿命预测方法有三种: (1) 利用材料试验数据, 借助现代有限元计算分析技术, 从理论上对涡轮叶片进行寿命预测. 但由于实际叶片和标准

试件在材料性能、形状、体积上不可避免的差异, 计算所得寿命数据与叶片实际寿命必然存在一定差距; (2) 在试验室利用加载设备对模拟件或构件进行疲劳、蠕变/疲劳试验^[1]. 由于涡轮叶片在实际工作状态下的应力场、温度场沿叶高、弦向都是

收稿日期: 2006-03-16; 修订日期: 2006-12-08

基金项目: 全国优秀博士学位论文作者专项资金资助项目(200351), 航空科学基金资助(02C51031)

作者简介: 孙瑞杰(1983), 女, 甘肃庆阳人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院在读博士.

变化的, 因此在试验室条件下模拟叶片各个部位的真实工作条件, 其技术难度是非常大的; (3) 通过发动机长期试车可以对叶片寿命进行“验证”, 但对于定寿、排故研究, 长期试车不太适合. 首先, 试车过程中影响叶片失效的因素多, 叶片裂纹不易检测; 其次, 单个叶片的失效断裂即会导致事故中断试车, 从而很难得到较为全面的叶片寿命分布的子样数据; 再者试车的高成本也是必须考虑的问题^[2].

实际上, 叶片的寿命取决于叶片损伤大的部位, 即考核部位, 因此对实际涡轮叶片进行疲劳, 或者蠕变/疲劳试验, 通过试验装置来模拟考核部位实际工作应力场和温度场所得出的数据, 对于涡轮叶片的定寿研究、排故分析有重要指导意义. 近年来, 课题组发展了一套高温涡轮叶片蠕变/疲劳试验方法, 该方法可以模拟叶片考核部位的应力场和温度场, 试验得到的结果和实际试车及飞行数据相吻合^[2]. 但是, 在针对某型涡轮叶片的低周疲劳试验中, 发现叶片的疲劳/蠕变寿命要高于纯疲劳寿命, 此现象和一般文献及教科书上的标准试样的试验结果不一致^[3]. 基于试验数据的规律, 本文对叶片的试验条件进行了细致的理论计算和分析, 研究结果为故障分析及后续排故工作提供必要的依据, 对保证发动机安全工作、提高飞行可靠性有重要意义.

1 涡轮叶片高温低周疲劳/蠕变试验

对涡轮叶片进行蠕变/疲劳试验, 首先要确定其考核部位. 确定危险部位有两种途径: 有限元计算和外场故障情况. 根据该叶片外场断裂情况和初步的理论计算结果^[4]得出: 该型涡轮叶片第一榫齿齿根处是寿命偏低的危险部位, 疲劳源靠近排气边, 因此确定第一榫齿处为该叶片的考核部位(图 1).

试验基于高温构件疲劳试验系统完成, 采用了利用摩擦原理来实现对叶片加载的高温夹具(图 2), 在利用所设计的夹具进行低周疲劳试验时, 需要先调整夹具, 使得考核截面的应力分布和涡轮叶片的实际工作应力分布(通过计算得到)接近一致. 为此本文首先对叶片考核部位进行常温的试验标定, 对比理论计算结果与试验标定结果, 两者应变分布趋势一致(图 3), 因此所采用的加载方案可以模拟真实工作条件叶片考核部位的应力分布.

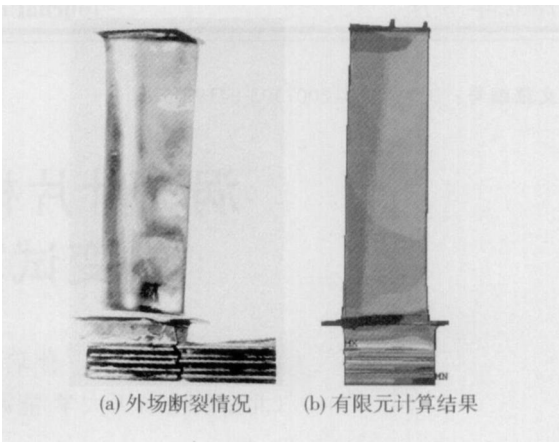


图 1 叶片考核部位
Fig. 1 Location of the key section

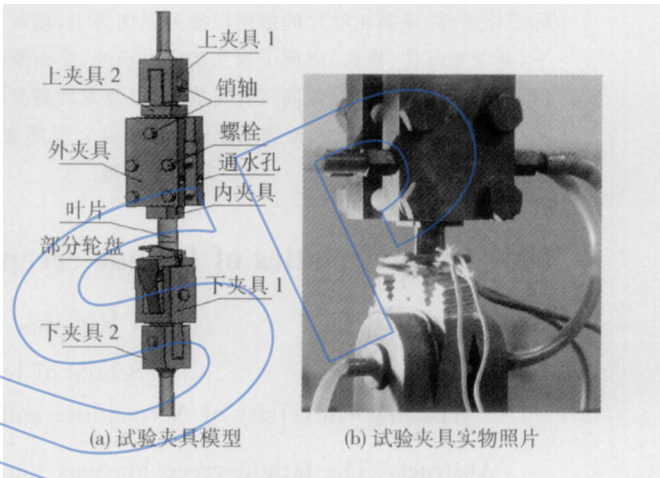


图 2 试验夹具图
Fig. 2 Illustration of the loading rig

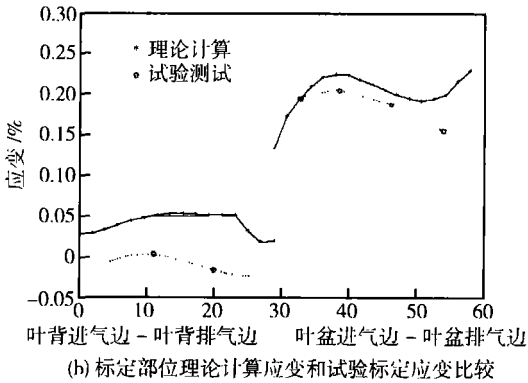
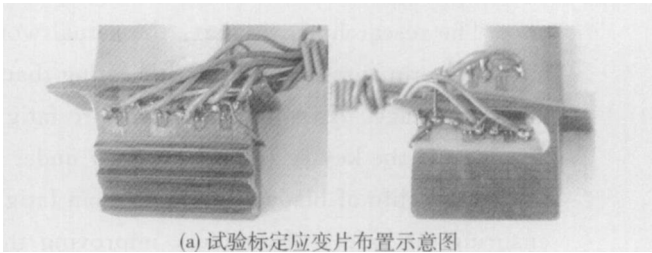


图 3 考核部位试验标定
Fig. 3 Validation experiments of the key section

叶片温度场的模拟借助感应加热实现, 由于叶片稳态工作中, 考核部位上温度变化较小, 故试验中考核部位温度保持为恒温. 为方便叶片试验, 按照等损伤原则, 利用线性损伤累积法则把工作载荷谱转化为等效的梯形载荷谱如图 4 所示. 试验条件由表 1 的数据给出.

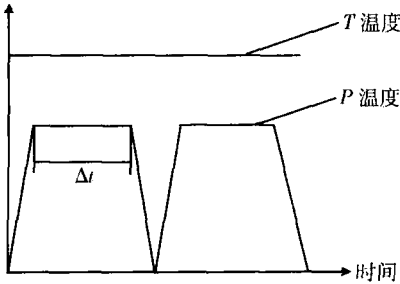


图 4 试验载荷谱

Fig.4 Load spectrum of the blade tests

表 1 试验载荷及温度列表
Table 1 Load conditions of the test

试验类型	纯疲劳	疲劳/蠕变
试验温度 $t/^\circ\text{C}$	570	570
载荷 P/kN	48.6	48.6
加载频率 $f(\text{次}/\text{min})$	30	2
保载时间 $\Delta t/\text{s}$		28

利用上述试验方法, 对叶片进行完全寿命试验, 获得叶片寿命数据, 对数据进行威布尔分析 (其中疲劳/蠕变试验 1, 2, 4, 5 号叶片作为失效处理), 得到可靠度为 99.9%, 置信度 95% 的叶片安全寿命(表 2).

表 2 某型涡轮叶片试验记录及威布尔分析结果
Table 2 Weibull distribution analysis of the tests

叶片序号	纯疲劳试验		疲劳/蠕变试验		
	循环次数	安全寿命	循环次数	失效状况	安全寿命
1	27 782		36 223	未出现裂纹	
2	16 820		21 000	未出现裂纹	
3	18 000	16 771.02	19 510	一齿断裂	19 465.40
4	17 630		20 280	未出现裂纹	
5	44 400		21 020	未出现裂纹	

从表 2 中试验数据可以看出, 叶片疲劳/蠕变循环寿命要高于纯疲劳循环寿命. 如前所述, 根据初始应力场计算和试验标定, 试验条件能够模拟工作条件; 疲劳/蠕变试验条件下的一个载荷周期内, 不仅存在疲劳损伤, 还存在蠕变损伤, 疲劳/蠕变的循环寿命应该低于纯疲劳循环寿命, 那么为什么会出现本文这样的试验结果, 接下来有必要对试验条件下的叶片应力场进行深入的理论计算分析, 借以深入研究上述试验现象出现的原因.

2 试验条件考核部位应力场变化规律

在 ANSYS 软件中建立叶片的有限元模型 (图 5). 叶片材料为 GH4033^[5], 其蠕变模型的相关参数通过对三个温度九条蠕变试验曲线进行拟合得到; 叶片的边界约束和载荷模拟对应的试验条件施加.

对纯疲劳和疲劳/蠕变两种试验条件下, 叶片

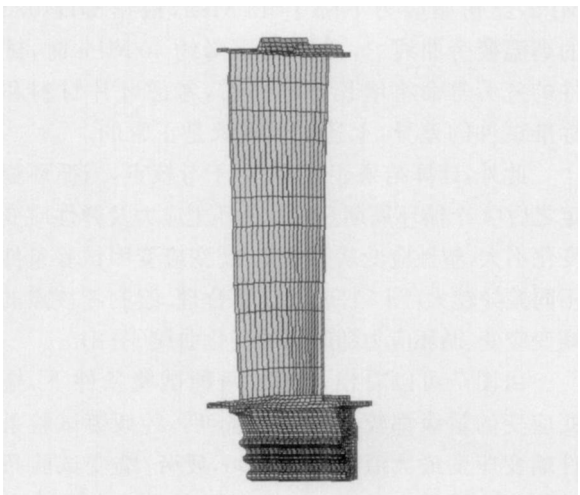


图 5 叶片计算模型

Fig.5 Finite element model of blade

的应力应变循环进行了计算和分析. 分别计算数个完整的应力-应变循环, 求解得到纯疲劳、疲劳/蠕变试验条件下循环应力-应变稳定时的叶片考核部位的等效应力分布场如图 6 所示.

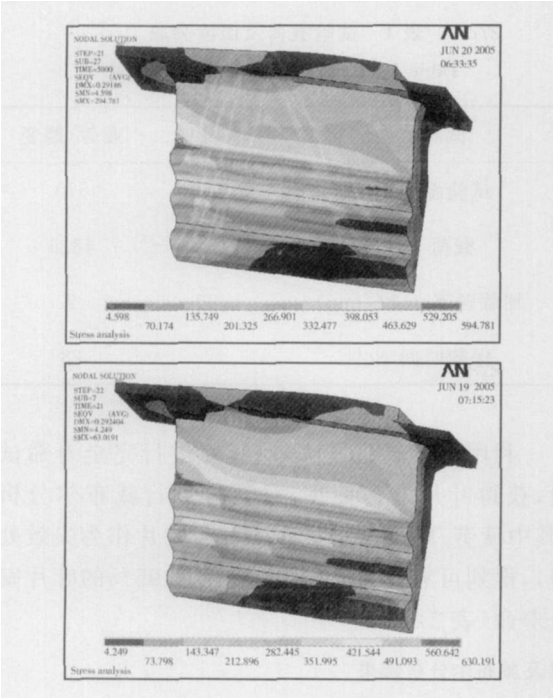


图 6 循环稳定时考核部位等效应力分布图(单位: MPa)

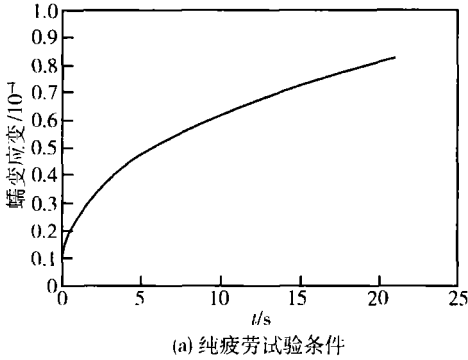
Fig. 6 Von Mises stress distribution of the key section(Unit: MPa)

将循环稳定后考核部位应力最大值点作为考核点进行分析, 和该点在试验条件下的初始应力 627 MPa 进行对比, 可以发现循环稳定时, 纯疲劳循环的考核点等效应力 630 MPa 与初始应力持平, 而疲劳/蠕变循环的考核点等效应力为 594 MPa, 比初始应力下降了 43 MPa, 根据 GH4033 的高温疲劳曲线^[5], 当应力下降约 40 MPa 时, 试件的疲劳寿命将增长一倍左右, 考虑叶片材料和标准试件的差异, 上述试验现象是正常的。

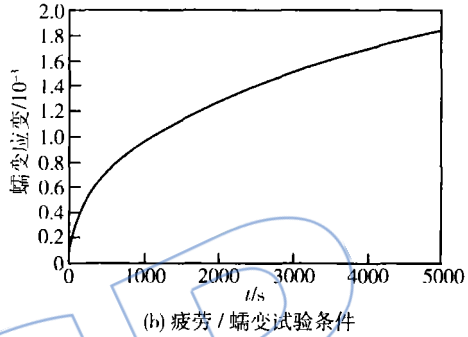
此外, 计算结果还表明: 对于考核点, 当循环稳定之后(4 个循环周期左右), 循环主应力及弹性应变变化不大, 塑性应变基本不变, 蠕变应变因试验条件不同差异较大(图 7), 说明计算合理。绘制考核点的蠕变应变、循环应力随时间的变化曲线(图 8)。

由图 7 可以看出, 570℃两种试验条件下, 蠕变应变的量级都较小(循环稳定后, 纯疲劳试验条件蠕变应变最大值为 0.000 08, 疲劳/蠕变试验条件蠕变应变最大值为 0.002), 因此叶片在试验条件下的蠕变损伤较小, 主要以疲劳损伤为主。

此外, 图 8 两种试验条件循环应力变化曲线对比可见, 循环稳定时, 疲劳/蠕变条件下的应力出现了松弛现象。相比纯疲劳循环, 疲劳/蠕变交互作用使得叶片考核部位应力水平下降, 导致疲劳损伤减小, 虽然蠕变损伤有所增加, 但根据前面

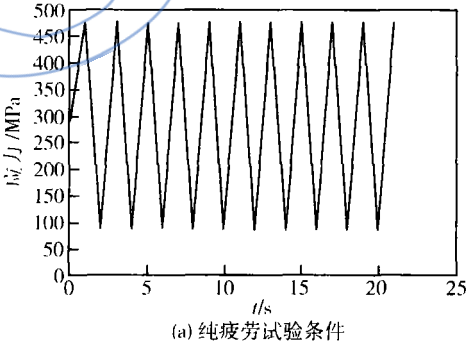


(a) 纯疲劳试验条件

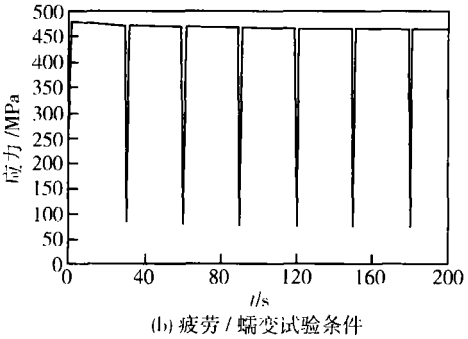


(b) 疲劳/蠕变试验条件

图 7 考核点蠕变应变随时间变化曲线
Fig. 7 Creep strain curves of the key point



(a) 纯疲劳试验条件



(b) 疲劳/蠕变试验条件

图 8 考核点循环应力随时间变化曲线
Fig. 8 Stress curves of the key point

的分析, 叶片以疲劳损伤为主, 对于疲劳/蠕变试验, 疲劳损伤的减少要大于蠕变损伤的增加, 所以叶片寿命增长, 这和试验得到的数据是相吻合的。此外, 根据文献研究的结果, 当温度进一步提高,

蠕变损伤增大,成为主要损伤,叶片的蠕变/疲劳寿命将低于纯疲劳寿命^[2].

3 工作条件考核部位应力场变化规律

上述计算说明: 试验条件下的叶片疲劳/蠕变寿命高于纯疲劳寿命, 而实际工作环境为疲劳/蠕变交互作用, 那么实际工作条件下的叶片是否存在应力松弛现象呢, 需要进一步根据叶片的工作条件展开计算.

实际工作条件的的计算载荷谱根据真实的飞行载荷谱等效换算得到, 可以看到, 叶片的工作载荷为疲劳/蠕变性质(图 9). 叶片的边界约束和载荷模拟工作条件施加. 计算数个完整的应力-应变循环, 求解得到循环应力-应变稳定时的叶片考核部位的等效应力分布场如图 10 所示.

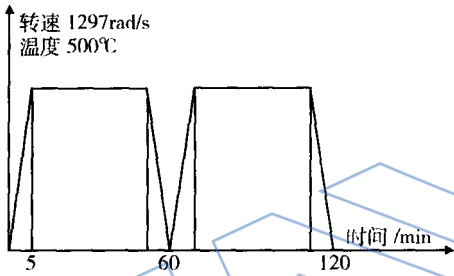


图 9 工作条件计算载荷谱
Fig. 9 Load spectrum of the working condition

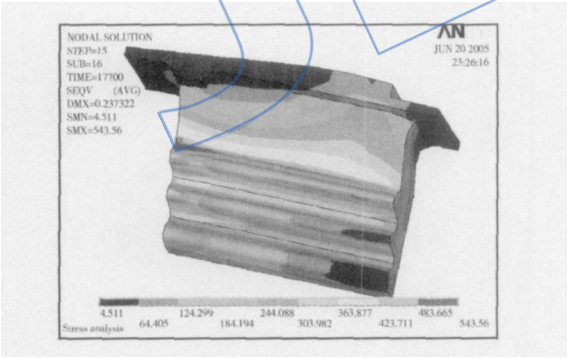


图 10 实际工作条件考核部位等效应力分布图(单位: MPa)
Fig. 10 Von Mises stress distribution of the key section under the working condition(Unit: MPa)

绘制实际工作条件下, 蠕变应变和应力随时间变化曲线(图 11, 12). 由图 11 可以看出, 循环稳定时, 实际工作条件下蠕变应变变量也很小(0.0022), 叶片的损伤仍以疲劳损伤为主. 图 12 说明实际工作条件下考核点也出现了应力松弛, 上

述疲劳/蠕变试验条件较好的模拟了实际工作条件, 所以在试验条件下, 根据纯疲劳试验寿命来确定叶片的寿命是能够确保安全的.

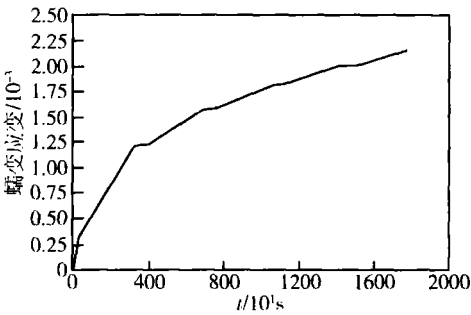


图 11 实际工作条件下考核点蠕变应变随时间变化曲线
Fig. 11 Creep strain curves of the key point under the working condition

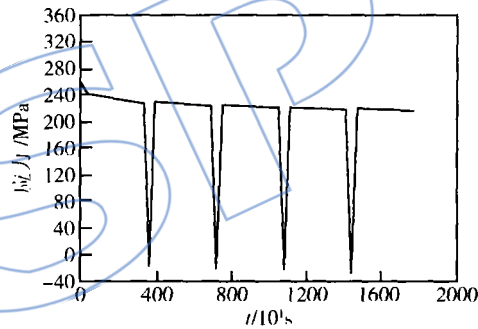


图 12 实际工作条件下考核点循环应力随时间变化曲线
Fig. 12 Stress curves of the key point under the working condition

4 结 论

本文针对某型涡轮叶片低周疲劳试验所得到的“疲劳蠕变寿命高于纯疲劳寿命”的试验结果, 展开细致的理论计算和分析, 并对照该叶片的实际工作条件, 对其疲劳/蠕变寿命及纯疲劳寿命进行分析研究, 可以得到如下结论:

- (1) 对真实涡轮叶片进行的高温低周疲劳试验能够模拟叶片考核部位的应力场和温度场.
- (2) 对于本文所研究的叶片, 在工作条件下, 疲劳损伤起主导作用, 由于疲劳/蠕变交互作用会引起应力松弛, 故而导致疲劳损伤下降, 疲劳/蠕变寿命高于纯疲劳寿命.
- (3) 对于此次研究的涡轮叶片, 其损伤以疲劳损伤为主, 而实际工作中叶片的真实环境为疲劳/蠕变交互作用; 因此在试验条件下, 根据纯疲劳试验寿命来确定叶片的寿命是偏安全的.

参考文献:

[1] Issler S, Eberhard R. Numerical and experimental investigations into life assessment of blade disc connections of gas turbines[J]. Nuclear Engineering and Design, 2003, 226: 155-164.

[2] 闫晓军, 聂景旭. 定向结晶涡轮叶片蠕变/疲劳寿命的试验与分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 925-931.
YAN Xiaojun, NIE Jingxu. New experimental approach in determining creep/ fatigue life of directionally solidified alloy turbine Blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 925-931.

[3] 王正, 刘蔚. 蠕变疲劳交互作用对高温低周疲劳寿命的影响[J]. 石油化工设备, 2003, 32(4): 1-4.
WANG Zheng, LIU Wei. Creep fatigue interaction on fatigue life under high temperature[J]. Petrochemical Equipment, 2003, 32(4): 1-4.

[4] 张可. 某型涡轮叶片的强度分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.

[5] 黄志豪, 马翠娣, 王庆如, 等. 材料数据手册[M]. 北京: 北京航空材料研究所, 1993: 573-585.

