

文章编号: 1000-8055(2009)09-2033-07

某燃气涡轮工作叶片裂纹分析

赵 萍^{1,2}, 何清华¹, 李 维²

(1. 中南大学 机电工程学院, 长沙 410083;

2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 为阐明测试单元环境下加速任务试车 (AMT) 过程中叶片早期起裂的物理原因, 对裂纹叶片断口进行了检查和分析, 并采用 LPTi's XactLIFE™ 系统对叶片进行了深入的分析. 结果表明: 叶片叶型发生了过量的蠕变损伤, 此过量的蠕变损伤导致了叶片的过量延伸以及叶型特别是在尾缘区域的转扭, 此行为可能造成 AMT 疲劳循环条件下缘板以下的叶片伸根部位疲劳裂纹的形核与生长. 因此, 过量的蠕变被认为是整个裂纹形核过程的主要驱动力.

关 键 词: 叶片裂纹; 断口; 蠕变; 机械损伤

中图分类号: V239.5

文献标识码: A

Crack analysis of the first stage blade on a gas turbine

ZHAO Ping^{1,2}, HE Qing-hua¹, LI Wei²

(1. School of Mechanical and Electronic Engineering,
Central South University, Changsha 410083, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: To clarify the physical cause of premature blade cracking during the accelerated mission test (AMT) in a test cell environment, initial fracture graphic investigation and analysis of the cracked blades was carried out and an in-depth analysis of the blade was undertaken using ansys system XactLIFE™ of Life Prediction Technologies inc (LPTi's XactLIFE™) system. Results show that the blades have suffered excessive airfoil creep damage, leading to excessive blade lengthening and airfoil untwisting particularly in the trailing edge region. It's believed that this uneven rubbing action might have contributed to the fatigue crack nucleation and growth process just below the platform in the shank region of the blade under AMT fatigue cycling conditions. Excessive creep deformation is therefore believed to be the significant contributor to the overall crack nucleation process.

Key words: blade crack; fracture; creep; mechanical damage

涡轮叶片因其工作环境非常恶劣是航空发动机易出现故障的零件, 其主要故障模式有: 叶身裂纹、折断、榫齿裂纹、叶尖磨损、叶片伸长等, 其原因主要有: 应力破裂、高低周疲劳、蠕变、氧化和腐蚀及外物损伤等^[1-2]. 某发动机在试车中发生事

故. 经调查发现, 由单晶 DD3 合金制造的发动机一级涡轮工作叶片在加速任务试车 (AMT) 过程中形成了裂纹. 叶片在仅仅经过大约 50~180 h 的试车后就产生了裂纹. 裂纹的形核发生在叶片尾缘顶部榫齿之上的伸根部位. 为查明叶片开裂原

收稿日期: 2008-10-07; 修订日期: 2008-12-15

基金项目: 国防预研基金

作者简介: 赵萍 (1978 -), 女, 湖南湘潭人, 博士生, 主要从事单晶材料的性能、力学行为研究及应用.

E-mail: xtzhaping@126.com

因,开裂叶片被沿裂纹分开,以得到裂纹断口用于观察和分析.同时通过采用 LPTi's XactLIFE™ 系统(ansis system XactLIFE™ of Life Prediction Technologies inc)^[3]进行模拟计算对分析预测结果进行验证.

1 外观检查

如图 1 所示,裂纹位于榫头靠叶盆面与排气边一侧,长约 13 mm,裂纹在靠叶盆面与排气边的第一榫齿齿面接触痕迹根部呈锯齿形,直线长度约 7 mm,裂纹在排气边一侧的榫头端面长约 6 mm.在叶盆面第一榫齿距排气边端面约 0.6 mm 左右的齿面接触痕上,可见较为明显的两个皿状浅坑,见图 2.从图 1 还可以看出,区域 A 为裂纹形核部位.随后裂纹沿榫齿顶部或榫齿之上呈现 Z 字形扩展,标注为 B.继而裂纹向第一个榫齿顶部和缘板之间的叶根部位上推进,最后扩展至缘板上,标注为 C.

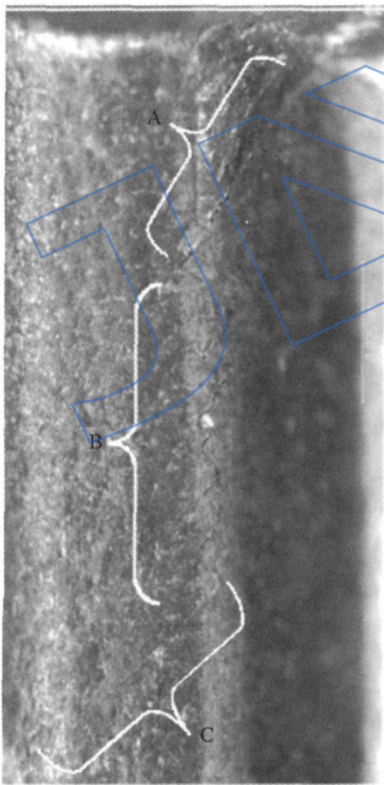
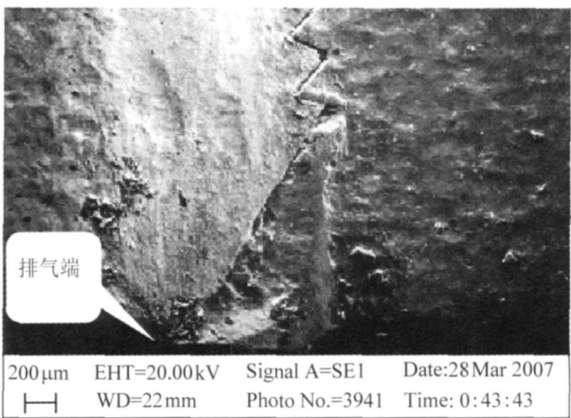
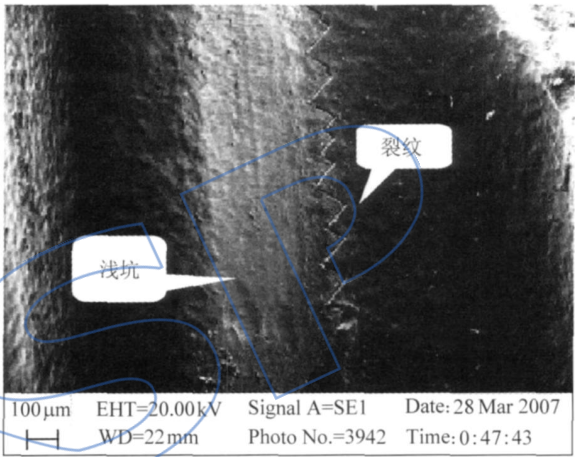


图 1 尾缘附近第一个榫齿上裂纹位置
Fig.1 Location of cracks on the first tooth near the trailing edge side

此外,从叶片宏观形貌还观察到以下现象:叶背呈灰黑色,叶盆较叶背颜色偏深,榫头呈铁灰色.叶尖有轻微磨痕且局部有翻边现象(进气边约



(a) A 裂纹



(b) B 裂纹

图 2 A 和 B 裂纹位置放大
Fig.2 High-power appearance of fracture location A and B

4 mm 范围内无磨痕).叶盆面及叶背面榫齿齿面上均存在明显的不均匀接触的痕迹,第一榫齿齿面接触痕迹较第二、三齿深且明显,靠排气边一侧的第一榫齿齿面接触痕较进气边一侧深.叶盆面靠排气边一侧的第一榫齿面及其延伸段存在长约 6 mm 的黑色区,接触痕迹较深,有塑性变形特征.

2 裂纹断口观察和分析

断口分析的关键是找出裂纹形核形成的主要原因^[4].仔细检查裂纹产生的部位(见图 3),能清晰地看到半椭圆形裂纹,可能由于高应力(随机机械压痕的存在而局部升高)和蠕变(其表面形态明显不同于其它形式晶体断裂形貌)的联合作用,此半椭圆形裂纹呈现非疲劳方式形核.图 4 提供了此位置一些附加特写显微照片.图 4(a)所示为裂纹起始位置的全貌以及其它相关的显微信息.图 4(b)所示为榫齿顶部表面的部分机械压痕,几乎位于裂纹中心,并在其附近发现一个大的气孔.图

4(c)和图 4(d)是半椭圆形裂纹内部的无明显特征的断口形貌.此区域的断口裂纹是通过高应力和蠕变的联合作用在枝晶间形核的.在中等温度时,单晶或定向凝固 Ni 基合金中,即使没有任何大量筏化 γ 相,其蠕变强烈地取决于高应力.在半椭圆形裂纹周围,如图 4(e)所示,能看到清晰的疲劳海滩花样,而在其内部则看不到.此金相特征有力地表明,叶片上裂纹是通过完全不同的机制进行形核和扩展的.

图 5(a)是裂纹 B 锯齿状侧面的放大像,每个锯齿的夹角均约为 70° .图 5(b)是图 5(a)中的裂

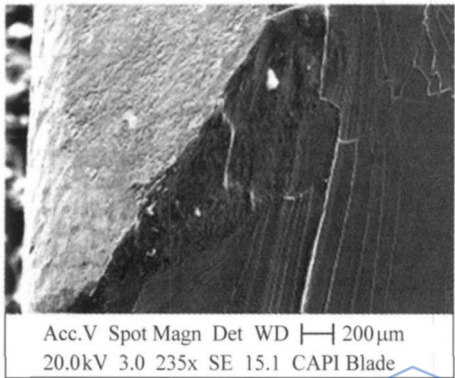
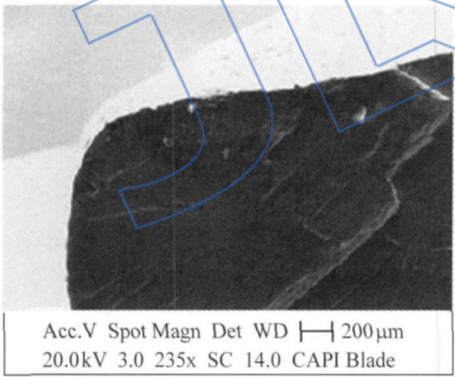
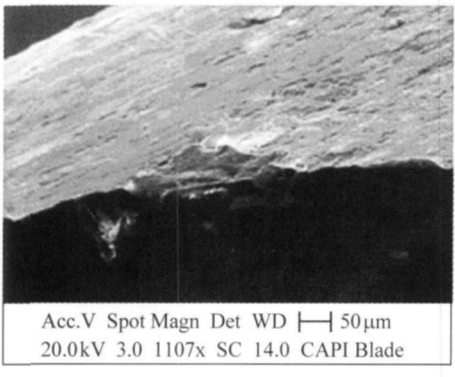


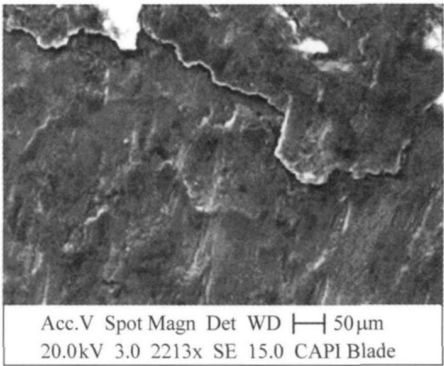
图 3 裂纹 A 金相组织
Fig. 3 Metallurgical results of crack A



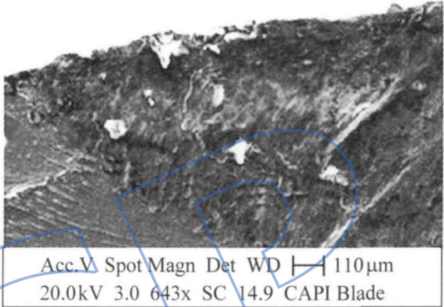
(a)



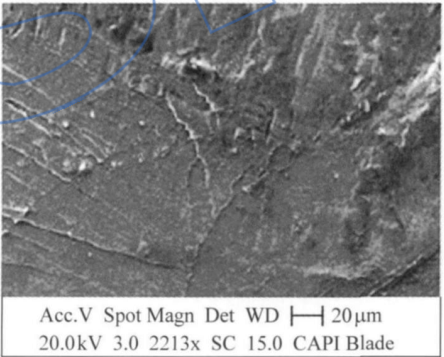
(b)



(c)



(d)



(e)

图 4 附加显微照片

Fig. 4 Additional micrographs

纹阶梯状断口放大图,表现为取向不同的光滑平面和相互平行的平直短条.这些断裂平面与叶片纵向一般并不垂直,有些平面与叶片纵向的夹角较小,小于 20° .这些断裂平面应为叶片的结晶学平面,这反映了叶片断裂是沿着结晶面发生的,而这些面很可能是 $\{111\}$ 面 ($\{111\}$ 面彼此夹角为 70° 左右).面心立方结构的滑移面就是 $\{111\}$ 面,它是 DD3 单晶的主要滑移面,也是解理面.对于单晶体来说,其力学性能呈现各向异性,即不同结晶学取向的力学性能是不同的,叶片断裂反映了结晶取向即各向异性的影响.

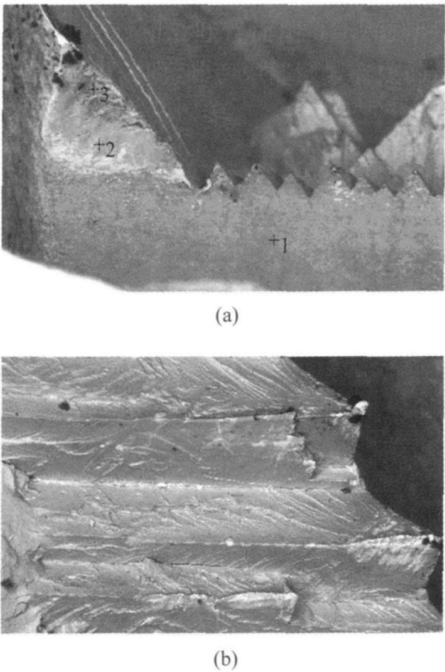


图 5 锯齿状及其梯状断口的放大像(背散射电子像)
Fig.5 High-power appearance of serration and ladder fracture(back scatter electron micrographs)

3 计算结果与分析

为进一步阐明 AMT 过程中叶片早期起裂的物理原因,采用加拿大 LPTi 公司 XactLIFE™ 系统对叶片进行了深入的分析.如图 6 所示,叶片、锁定销和盘的 CAD(computer aided design)模型是用来创建必要的几何和有限元模型文件,进行必要的以预测为基础的叶片蠕变和疲劳分析和叶片-盘安装部位的接触分析.由于叶型径向和跨度方向存在温度梯度,将产生热应力.离心力是施加到径向方向的质量力.对叶片施加机械约束形式的边界条件来模拟叶片和盘在安装位置的连接状态(如图 7).约束是把盘模型作为一个刚性实体,同时采用转动边界条件来模拟叶片和盘的摩擦特性,盘的榫槽内不使用润滑条件.因此,假定在两个组件之间没有相对滑动发生,这是实际状态的真实描述,也是最坏的状况.

3.1 温度分布

采用通过发动机控制或数据系统获得的涡轮进口温度、设计点数据和非设计点参数,来计算发动机非设计点(改变环境温度和压力)工作条件下的涡轮不同级数节线叶型的温度.然后,通过稳态热传导分析来计算所有节点的温度.图 8 所示为沿叶盆面图 8(a)和沿叶背面图 8(b)的叶片金属温度分布,结果表明,叶型中部区域有效的最高温



图 6 叶片、锁定销和盘的 CAD 装配

Fig.6 Computer aided design assembly

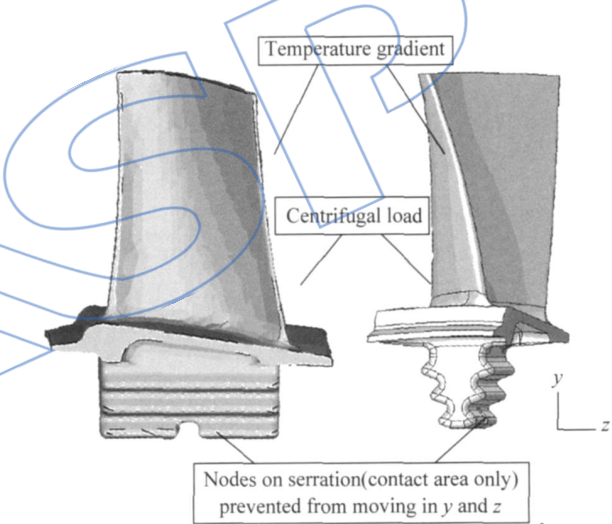


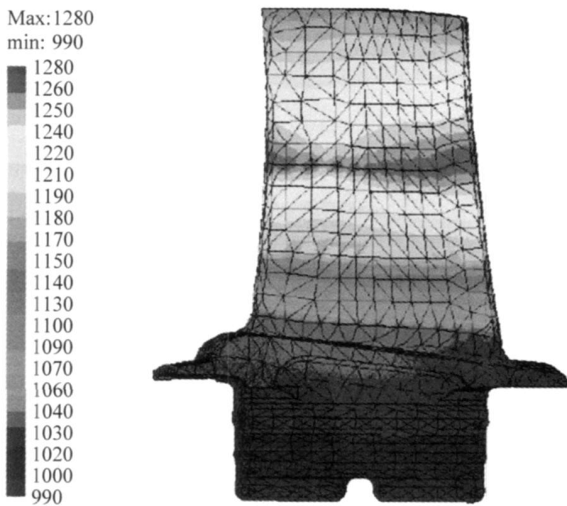
图 7 适当的边界条件和载荷

Fig.7 Applicable boundary conditions and loads

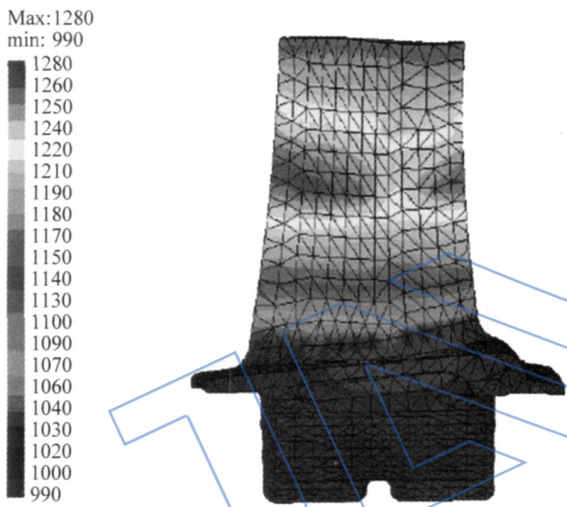
度已接近叶片工作温度范围的上限,对于实心涡轮叶片来说,这个温度是相当的高.一旦确定了叶片叶型的金属温度分布,就可进一步通过热传导分析来计算叶片缘板、伸根和榫齿部位上所有其它节点的温度.盘边缘的温度可通过叶片和盘在安装部位的接触分析首先得出,分析得出盘边缘温度大约是 990 K.然后,利用此温度来精确预测叶片缘板、伸根和榫齿部位的温度分布.

3.2 接触分析

用于接触分析的叶片模型由总数达 26 611 单元组成,其中包含 17 240 个 8 节点六面体和 9 371 个 4 节点四面体.六面体用于叶片和盘在榫齿接触区域较精确的应力分析.四面体用于叶片无接触部位的应力分析.盘有 52 483 个六面体.



(a) 叶盆



(b) 叶背

图 8 叶盆和叶背温度分布(单位:K)

Fig. 8 Temperature profile on the pressure side and on the suction side (unit:K)

ABAQUS 的接触选项用于叶片和盘模型之间相互作用的分析,如图 9 所示.其中各向异性计算中考虑了[001],[011]和[111]三个方向的弹性模量等的区别^[5-6].

3. 2. 1 应力分布各向异性计算结果

叶根接触部位,例如叶根榫齿上,其 Von Mises 应力分布标绘图如图 10 所示.图 10(a)所示为叶根叶盆面的应力分布.表明,在前缘的转角处,以及叶片尾缘榫齿的平面区域都存在接触应力集中.图 10(b)所示为叶根叶背面的应力分布.其接触模式与叶盆面相反,其尾缘边榫齿底部的应力分布更集中.这说明,仅在离心力作用下,叶片从叶背向叶盆弯曲.此外,尾缘向前缘有小许的翘曲变形.可能由于气体压力的作用,这种弯曲效

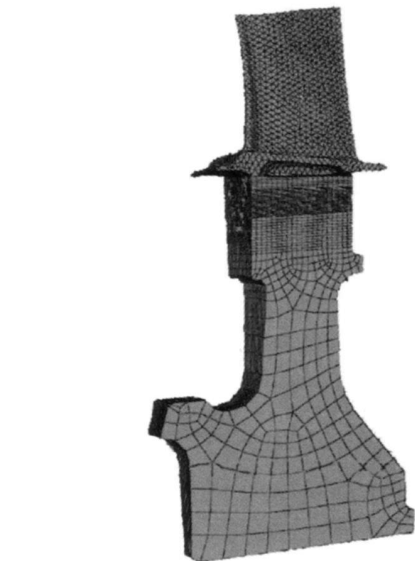
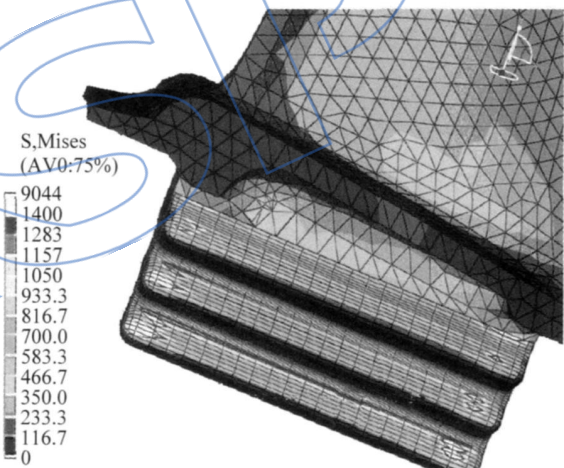
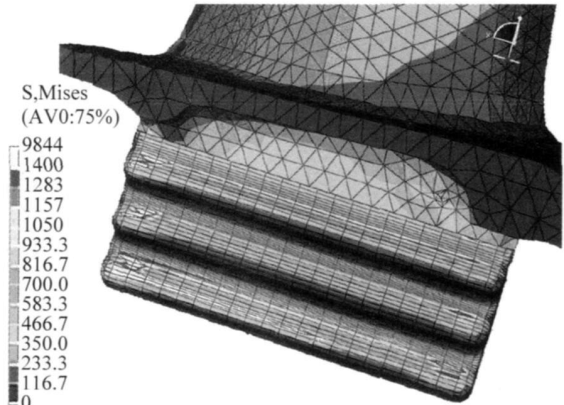


图 9 接触分析用有限元模型

Fig. 9 Blade-disc assembly finite element model



(a) 叶盆



(b) 叶背

图 10 叶盆和叶背应力分布(单位:MPa)

Fig. 10 Stress profile on pressure side and on the suction side (unit:MPa)

应得到相互抵消.但是,在目前的研究中没考虑气

体压力. 不过,分析表明,叶根近转角部位是其接触敏感区域,任何机械损伤将强烈地影响材料的局部强度.在发动机试车叶片上发现的裂纹起裂位置与叶背面第一个榫齿上的“红”点位置一致,局部机械损伤可通过光学和扫描电子显微技术发现.

3.2.2 应力分布各向同性计算结果

为便于比较,对一个假定的具有平均模数的“各向同性”叶片,进行了弹性接触分析.叶根在叶盆面和叶背面的 Von-Mises 应力分布标绘图分别如图 11 所示.并获得了相似的接触应力模式.选取伸根部位中间“光滑”区域的应力值来进行定量比较,比较结果表明:采用“各向同性”叶片进行计算,能得到比“各向异性”叶片更高的 Von-Mises 应力.因此,采用“各向同性”叶片的应力进行寿命预测更偏于安全.

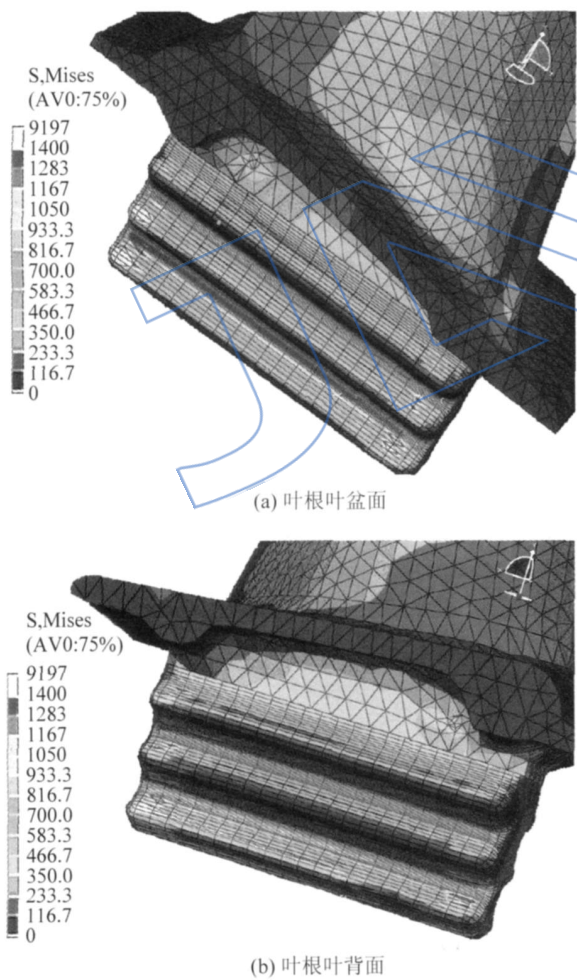


图 11 “各向同性”叶片叶盆和叶背叶根处 Von Mises 应力分布 (单位:MPa)
Fig. 11 Von-Mises stress plot in root of an “isotropic” blade, from the pressure side and the suction side (unit:MPa)

3.3 蠕变和蠕变-疲劳组合分析

为进一步查明裂纹原因,利用 XactLIFE™ 进行蠕变和复合蠕变-疲劳分析(表 1).可以看出:在蠕变和蠕变-疲劳复合两种情况下,最低寿命都出现在节点 1541 处(如图 12),此节点位于叶盆尾缘上的第一个榫齿之上和缘板之下的伸根区域,其寿命大约为 17h,表中列出的其它节点均为 1541 节点的相邻节点.此结论表明,蠕变载荷是测试单元中 AMT 条件下裂纹形核的主要驱动力.计算结果还表明伸根部位是叶片寿命极限位置.

表 1 平均蠕变寿命和蠕变-疲劳复合寿命
Table 1 Average creep life and creep and fatigue combined life

节点	蠕变寿命/h	复合寿命/h
1541	17	17
1540	94	93
13360	216	214
8148	168	167
9674	118	115
665	168	167
2138	209	208
平均值	141.42	140.14

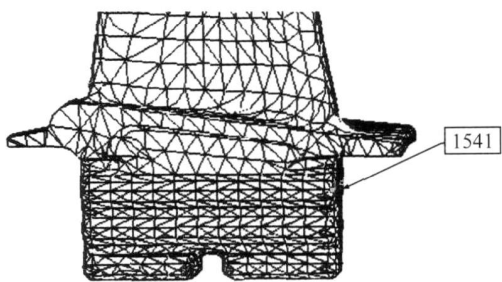


图 12 节点位置
Fig. 12 Location of the nodes

4 结 论

- 1) 采用蠕变-疲劳复合模型来模拟试车过程中的寿命损耗,确定了初始裂纹临界位置,此位置与失效叶片上的裂纹起裂位置一致.分析结果也表明了蠕变是裂纹形核过程的主要驱动力,与断口分析结果一致.
- 2) 叶片开裂与叶片和涡轮盘齿面接触不均

匀有关;接触分析表明叶根近转角位置是其接触敏感部位,任何机械损伤能强烈地影响材料的局部强度.因此除了蠕变,机械压痕也引起了大量的局部机械变形.所以,在发动机试车过程中,其疲劳模式主要是裂纹由于蠕变(或由此而产生的强烈局部变形)在叶片上形核,随后扩展.

3) 叶片伸根部位的温度相当高,是降低伸根区域寿命的主要原因.蠕变是与叶片寿命相关的主要因素,任何设计的更改或材料的改变都必须把蠕变这个因素考虑进去.

参考文献:

- [1] 郑旭东, 蔚夺魁, 王兆丰, 等. 某型航空发动机涡轮叶片和轮盘榫齿裂纹故障力学分析[J]. 航空发动机, 2005, 31(3): 35-38.
ZHENG Xudong, WEI Duokui, WANG Zhaofeng, et al. Mechanical analysis of crack failures in turbine blade and disk serration of an aeroengine[J]. Aeroengine, 2005, 31(3): 35-38. (in Chinese)
- [2] 孟憬非, 黄庆南, 赵光电, 等. 某型发动机新件涡轮叶片叶冠掉块故障分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 17-22.
MENG Jingfei, HUANG Qingnan, ZHAO Guangdian, et al. Failure analysis of turbine blade shroud loss for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 17-22. (in Chinese)
- [3] Wu X J, Koul A K. Modeling creep in complex engineering alloys creep and stress relaxation in miniature structures and components[R]. In Merchant H, Editor. TMS, 1996: 3-19.
- [4] 钟群鹏, 赵子华. 断口学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.
ZHONG Qunpeng, ZHAO Zihua. Fractography[M]. Beijing: Higher Education Press, 2006. (in Chinese)
- [5] 岳珠峰, 吕震宙, 杨治国, 等. 晶体取向的偏差和随机性对镍基单晶叶片强度与蠕变寿命的影响[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 477-480.
YUE Zhufeng, LÜ Zhengzhou, YANG Zhiguo, et al. Influence of deviation and randomness of crystallographic orientations on the strength and life of nickel-base single crystal superalloy turbine blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 477-480. (in Chinese)
- [6] 万建松, 岳珠峰. 镍基单晶 DD3 涡轮叶片蠕变寿命晶向相关性分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 18-22.
WAN Jiansong, YUE Zhufeng. The influence of controlled and uncontrolled crystal orientation on creep life of nickel based single crystal DD3 turbine blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 18-22. (in Chinese)