

一种单晶涡轮叶片热机械疲劳寿命 评估方法

荆甫雷¹, 王荣桥², 胡殿印²

- (1. 中国航空工业集团公司 中航空天发动机研究院有限公司, 北京 101304;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对单晶涡轮叶片热机械疲劳(TMF)问题,围绕单晶涡轮叶片 TMF 试验,结合单晶变形、损伤理论及数值模拟,建立了一套单晶涡轮叶片 TMF 寿命评估方法.利用空心气冷涡轮叶片 TMF 试验系统,对单晶涡轮叶片考核截面在服役条件下所产生的交变应力场和交变温度场进行模拟,确定了裂纹萌生部位及其 TMF 寿命.考虑单晶涡轮叶片变形和损伤行为的特征,分别建立了基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型和基于临界平面的循环损伤累积(CDA)模型.利用上述本构和寿命模型,完成了单晶涡轮叶片 TMF 试验的数值模拟.结果表明:叶片理论危险点与试验结果一致,且计算寿命基本落在试验寿命的 3 倍分散带内.

关 键 词: 单晶; 涡轮叶片; 热机械疲劳; 寿命; 黏塑性; 损伤

中图分类号: V232.4; O346.2 **文献标志码:** A

A thermo-mechanical fatigue life assessment method for single crystal turbine blades

JING Fu-lei¹, WANG Rong-qiao², HU Dian-yin²

- (1. Academy of Aeronautic Propulsion Technology,
Aviation Industry Corporation of China, Beijing 101304, China;
2. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A thermo-mechanical fatigue (TMF) life assessment method of single crystal turbine blades was developed based on TMF experiments of single crystal turbine blades combined with deformation and damage theory of single crystal as well as numerical simulation for thermo-mechanical fatigue problem of single crystal turbine blades. Firstly, the cyclic stresses and temperatures generated on the critical section in the single crystal turbines during service were simulated with the TMF experimental system of hollow air-cooled turbine blades, and the position of crack initiation and the TMF life were determined. Then, the Walker viscoplastic constitutive model based on slip systems and cyclic damage accumulation (CDA) model based on critical plane were proposed considering the features of deformation and damage behavior of single crystal turbine blades. Finally, the numerical simulation of TMF of single crystal turbine blades under the experimental conditions was performed with the above-proposed constitutive model and life model. Results show that the theoretical dangerous point is consistent with the experimental results, and the calculated life is basically within three times scatter band of the experimental life.

收稿日期:2014-06-12

作者简介:荆甫雷(1984—),男,山东海阳人,博士,工程师,主要从事航空发动机热端部件结构强度相关方向的研究.

Key words: single crystal; turbine blade; thermo-mechanical fatigue (TMF); life; viscoplastic; damage

由于结构和服役条件的极端复杂性,单晶空心气冷涡轮转子叶片寿命设计涉及的很多问题尚未得到清晰理解和有效解决,成为制约军、民先进航空发动机研制的瓶颈难题.其中,热机械疲劳(thermo-mechanical fatigue, TMF)是单晶涡轮叶片的主要失效模式^[1-7],其具体体现为复杂交变的温度-力-化学多场耦合载荷/环境下疲劳、蠕变、氧化耦合失效.与传统的低周疲劳、蠕变以及蠕变-疲劳等相比, TMF 能更为精准地刻画疲劳、蠕变、氧化等损伤因素对单晶涡轮叶片的耦合作用^[8].因此,十分有必要开展单晶涡轮叶片 TMF 寿命评估方法的研究.

从国内外的航空发动机涡轮叶片定寿流程^[9-10]可以看出,包含应力应变分析和寿命分析在内的数值模拟以及从材料到构件再到整机的疲劳寿命试验是涡轮叶片疲劳寿命评估的关键组成部分.目前,实验室条件下的疲劳寿命试验主要基于标准试件^[1-8]和特征模拟件^[11-15].然而,由于难以同时描述多轴应力状态、应力梯度、温度梯度以及制造加工工艺等对涡轮叶片损伤的影响,标准试件和特征模拟件试验通常只用于材料力学性能测试,尚不足以对单晶涡轮叶片 TMF 寿命进行可靠评估^[16-17],难以满足先进发动机研制需求.此外,发动机整机试车虽然可以对单晶涡轮叶片的 TMF 寿命进行验证,但其存在叶片裂纹不易检测、成本过高以及子样数目少等缺点^[18],也不宜直接用于涡轮叶片设计中的定寿研究、叶片故障的分析和预防等.而在实验室条件下,以真实单晶涡轮叶片为对象进行 TMF 试验可以有效解决上述问题^[16-18].

鉴于此,本文围绕单晶涡轮叶片 TMF 试验,结合单晶变形、损伤理论及数值模拟,提出一种单晶涡轮叶片 TMF 寿命评估方法.研究成果可有效提升涡轮叶片强度试验和寿命预测精度,为我国先进航空发动机研制提供技术支撑.

1 单晶涡轮叶片 TMF 试验

空心气冷涡轮转子叶片在服役过程中要承受离心力、气动力以及热应力等载荷的联合作用,为多轴应力状态;在发动机的起动/停车过程中,扰流柱和气膜冷却孔等结构特征部位会产生较大的温度梯度,造成显著的应力集中,极易导致裂纹的萌

生.上述载荷特征是标准试件和特征模拟件试验所难以模拟的.并且对于镍基单晶高温合金,工艺过程和取样的细微差异可能会造成力学性能的明显不同,很难保证试件/模拟件与真实叶片的材料性能完全一致.目前,解决上述问题的有效方法是以真实单晶涡轮叶片为对象进行疲劳寿命试验^[16-18].

本次试验的对象为某型先进航空发动机 1 级涡轮转子叶片,材料为国产第 2 代镍基单晶高温合金(DD6),具有复杂的冷却内腔以及大量的扰流柱和气膜冷却孔.通过外场试验与气-热-固多学科耦合数值模拟,确定该单晶涡轮叶片的考核截面为叶身中截面(温度最高的截面).利用有限元传热分析和应力分析计算得到单晶涡轮叶片在服役条件下的温度场和应力场,并以考核截面的循环峰值应力和循环峰值温度作为试验条件下应力场和温度场模拟的目标.由发动机的服役载荷谱简化得到试验载荷谱,形式为梯形波,应力与温度同相位变化,加载、保载、卸载时间分别为 35, 20, 25 s.在保载阶段,涡轮叶片内腔的冷却气流压力为 0.1 MPa,质量流量为 8 g/s.

针对上述试验要求,采用专门研制的空心气冷涡轮叶片 TMF 试验系统^[19]来实现考核截面应力场、温度场以及载荷谱等的模拟,并完成单晶涡轮叶片 TMF 试验(图 1).



图 1 单晶涡轮叶片 TMF 试验

Fig. 1 TMF experiment of single crystal turbine blade

单晶涡轮叶片 TMF 试验结果如表 1 所示,平均试验寿命为 513.5 循环.试验过程中发现:疲劳裂纹首先在单晶涡轮叶片考核截面叶背尾缘部位的扰流柱倒角处萌生,并沿考核截面向两侧扩展.考核截面叶背裂纹形貌如图 2 所示.

表 1 单晶涡轮叶片 TMF 寿命

Table 1 TMF life of single crystal turbine blades

叶片编号	寿命/循环
1	524
2	466
3	769
4	295

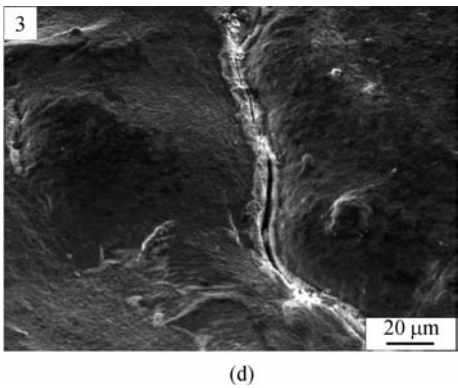
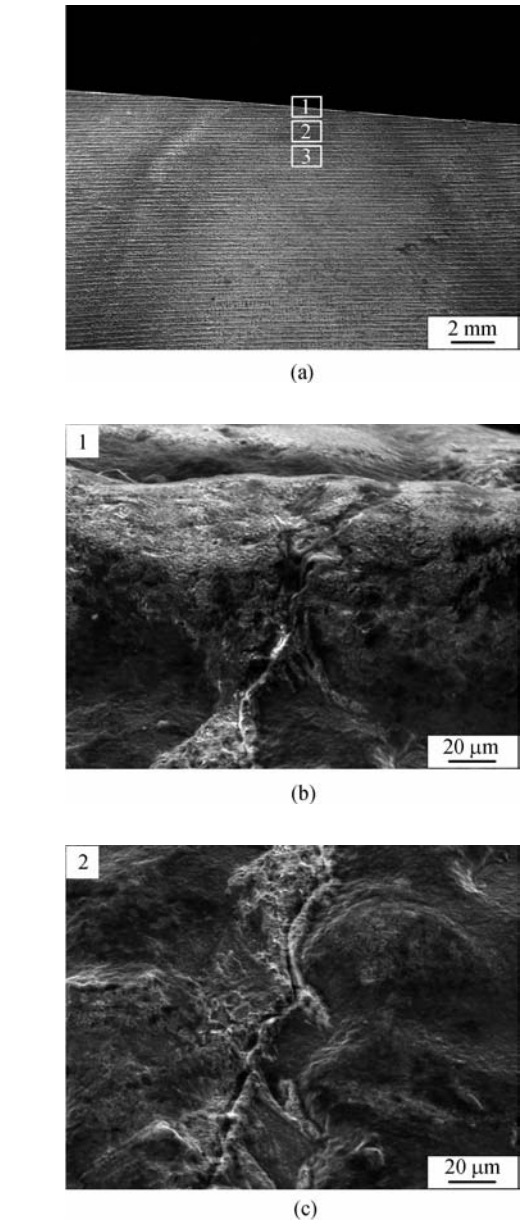


图 2 考核截面叶背裂纹形貌
Fig. 2 Crack morphology at the trailing edge of the critical section

2 单晶黏塑性本构模型

为实现对单晶涡轮叶片 TMF 的数值模拟,首先需对单晶变形行为进行准确描述.在服役过程中,单晶涡轮叶片的扰流柱、气膜冷却孔等结构特征部位存在着显著的应力集中,其变形呈现出明显的正交各向异性和黏塑性特征.基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型具有不涉及材料的屈服面、形式较为简单、能够很好的描述棘轮效应和应力松弛现象等优点,并且国外学者已采用 PWA1480, Hastelloy-X 等多种镍基单晶高温合金对其进行了广泛验证^[20].因此本文选取基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型来描述 DD6 单晶涡轮叶片的变形行为.

采用基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型^[21],对 DD6 标准试件在不同温度 t 、不同取向下的循环应力-应变曲线进行模拟,结果如图 3 所示;对温度 $t=760\text{ }^{\circ}\text{C}$, $[001]$ 取向、应变比 $R=0.05$ 、不同最大应变下的应力-应变曲线模拟结果

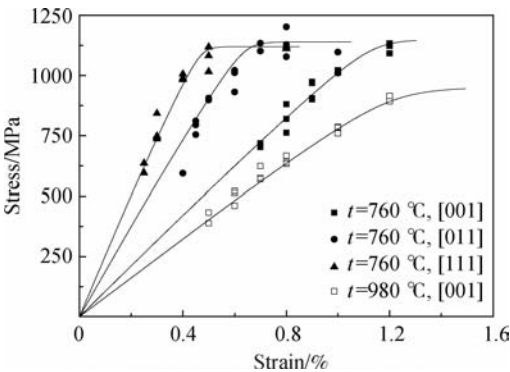


图 3 不同温度、不同取向循环应力-应变曲线的模拟
Fig. 3 Simulation of cyclic stress-strain curves with different orientations and temperatures

如图 4 所示,可以看出,基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型对不同温度、不同取向、不同应变比下的 DD6 变形行为模拟结果与试验数据符合良好. 上述结果表明,基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型具有较高的精度,能够满足单晶涡轮叶片变形分析的要求.

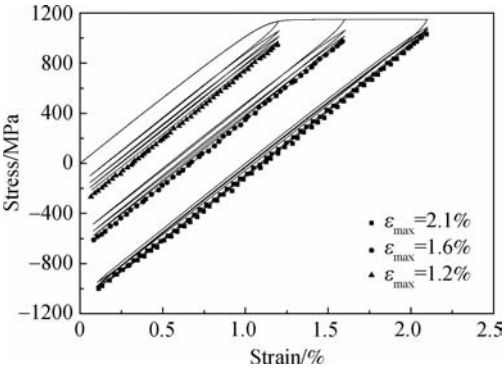


图 4 应力-应变曲线的模拟
($R=0.05$, [001]取向, $t=760\text{ }^{\circ}\text{C}$)

Fig. 4 Simulation of stress-strain curves
($R=0.05$, orientation [001], $t=760\text{ }^{\circ}\text{C}$)

3 单晶高温疲劳寿命模型

在解决了单晶变形行为描述后,还需对单晶损伤行为进行准确描述,才能实现对单晶涡轮叶片 TMF 的数值模拟. 研究表明^[1], TMF 损伤包括疲劳损伤、蠕变损伤以及环境因素引起的损伤(氧化损伤)等 3 部分,并且同相 TMF 损伤主要由疲劳损伤和蠕变损伤组成,而反相 TMF 损伤主要由疲劳损伤和氧化损伤组成. 单晶涡轮叶片 TMF 试验所采用的是同相 TMF 载荷谱且具有明显的高温保载阶段,其 TMF 损伤以蠕变损伤和疲劳损伤为主. 考虑到目前缺少 DD6 标准试件的 TMF 试验数据,难以直接进行单晶 TMF 寿命建模,而 DD6 的高温疲劳试验数据比较完善^[22],因此采用单晶高温疲劳寿命模型对带有明显高温保载阶段的同相 TMF 寿命进行评估是一种可行的手段.

基于临界平面的循环损伤累积(CDA)模型^[10]以滑移剪应变最大的滑移系作为临界滑移系,采用临界滑移系上的最大 Schmid 应力、最大滑移剪应变率、循环 Schmid 应力比以及滑移剪应变范围等细观参量作为损伤参量,能够反映单晶高温疲劳破坏的细观特征和疲劳损伤的晶体取向相关性,并可虑及本构模型的计算误差对寿命预测的影响. 采用基于临界平面的 CDA 模型对

DD6 标准试件在不同试验条件下的高温疲劳寿命进行预测,结果如图 5 所示,可以看出,计算寿命基本落在试验寿命的 3 倍分散带内. 上述结果表明,基于临界平面的 CDA 模型能够满足单晶涡轮叶片损伤分析的要求.

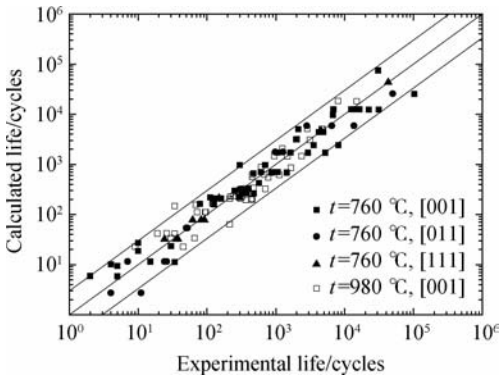


图 5 高温疲劳寿命预测

Fig. 5 High temperature fatigue life prediction

4 单晶涡轮叶片 TMF 数值模拟

利用前面发展的基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型和基于临界平面的 CDA 模型,对单晶涡轮叶片 TMF 试验进行数值模拟,确定考核截面的理论危险部位及其计算 TMF 寿命,并与试验结果对比,验证所用数值模拟方法的正确性.

单晶涡轮叶片的考核截面为叶身中截面,如图 6 所示,包含扰流柱(编号 p1~p3)、气膜冷却孔(编号 h1~h7)等结构特征. 利用该截面建立单晶涡轮叶片考核截面模型,并采用六面体单元进行网格划分,如图 7 所示. 利用该有限元模型进行单晶涡轮叶片 TMF 数值模拟.

单晶涡轮叶片 TMF 数值模拟所采用的载荷谱为同相 TMF 载荷谱(图 8). 试验条件下考核截

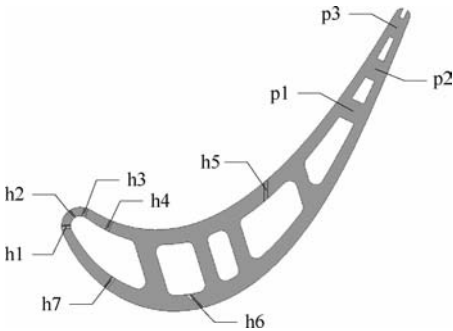


图 6 单晶涡轮叶片考核截面示意图

Fig. 6 Schematic diagram of the critical section of single crystal turbine blade

面的峰值温度分布如图 9 所示. 疲劳试验机所提供的机械载荷转化为压强施加于考核截面有限元模型的上表面. 单晶的晶体坐标系材料主轴 $[100]$, $[010]$, $[001]$ 取向分别与涡轮叶片总体坐标系 X, Y, Z 轴一致.

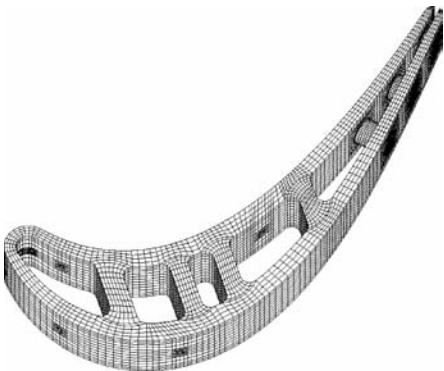


图 7 单晶涡轮叶片考核截面有限元模型

Fig. 7 Finite element model of the critical section of single crystal turbine blade

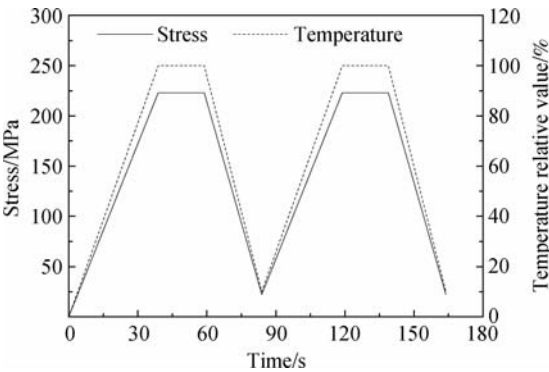


图 8 同相 TMF 载荷谱

Fig. 8 Loading spectrum of in-phase TMF

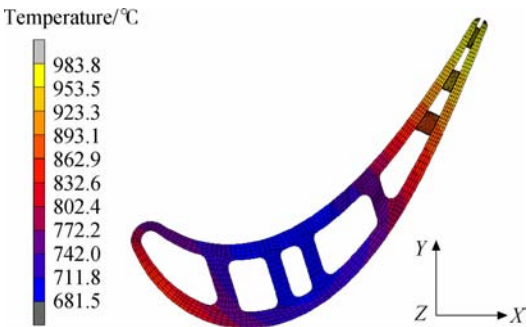


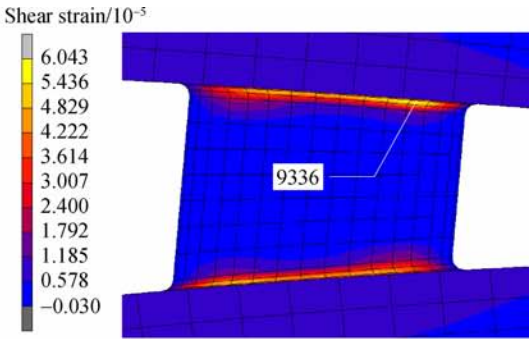
图 9 试验条件下考核截面峰值温度分布

Fig. 9 Peak temperature distribution on critical section under experimental conditions

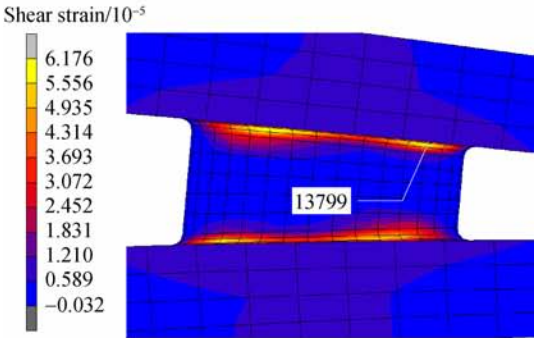
利用基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型, 进行上述条件下单晶涡轮叶片考核截面的应

力应变分析, 得到在第 2 个循环结束时扰流柱和气膜冷却孔的最大滑移剪应变分布及危险节点 (即最大滑移剪应变所在的节点) 位置如图 10 所示, 图中所示为节点编号.

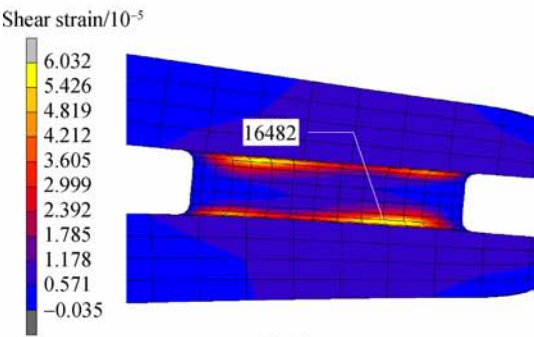
通过图 10 可以看出, 扰流柱的危险节点均位于其倒角处, 而气膜冷却孔的危险节点均位于其



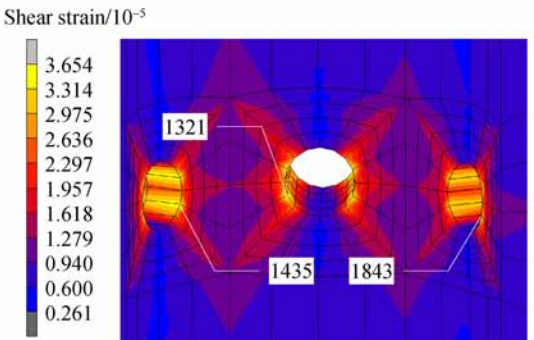
(a) p1



(b) p2



(c) p3



(d) h1~h3

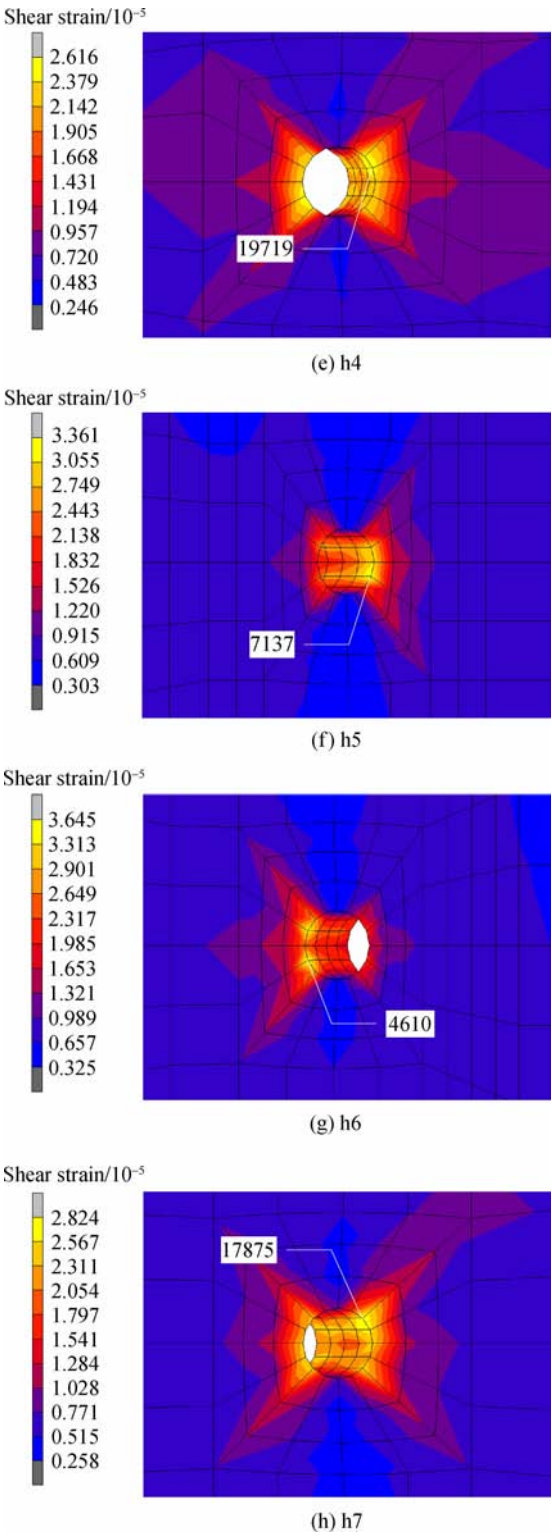


图 10 第 2 个循环结束时扰流柱和气膜冷却孔最大滑移剪应变分布及危险节点位置

Fig. 10 Max slip shear strain distribution and dangerous node position of pin-fins and film cooling holes at the end of the second cycle

本次数值模拟所采用的 TMF 载荷谱为同相且具有明显的高温保载阶段,因此蠕变损伤和疲劳损伤占主导地位,可以利用单晶高温疲劳寿命模型,对单晶涡轮叶片 TMF 寿命进行评估。

根据第 2 个循环计算得到扰流柱和气膜冷却孔危险节点的滑移系细观参量,利用 $980\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下基于临界平面的 CDA 模型,对其进行寿命预测. 扰流柱和气膜冷却孔各个危险节点的计算寿命与温度对比如图 11 所示,可以看出:

1) 气膜冷却孔各个危险节点的温度明显低于寿命模型的给定温度 $980\text{ }^{\circ}\text{C}$,其计算寿命远小于真实寿命;扰流柱各个危险节点的温度接近于 $980\text{ }^{\circ}\text{C}$,其计算寿命接近于真实寿命;而扰流柱各个危险节点的计算寿命明显小于气膜冷却孔,因此扰流柱倒角处为考核截面的危险部位。

2) 扰流柱 p3 危险节点的温度为 $977\text{ }^{\circ}\text{C}$,最接近于 $980\text{ }^{\circ}\text{C}$,其寿命预测的精度最高;扰流柱 p1 和 p2 危险节点的温度为 $895\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $948\text{ }^{\circ}\text{C}$,低于 $980\text{ }^{\circ}\text{C}$,其计算寿命偏保守;并且单晶涡轮叶片 TMF 试验结果表明,疲劳裂纹首先萌生于考核截面尾缘的扰流柱(即 p3)倒角处。

综上,最终选取寿命预测精度最高且与试验测得危险部位一致的扰流柱 p3 危险节点 16 482 作为单晶涡轮叶片考核截面的危险点进行寿命评估,其计算寿命为 922 循环。

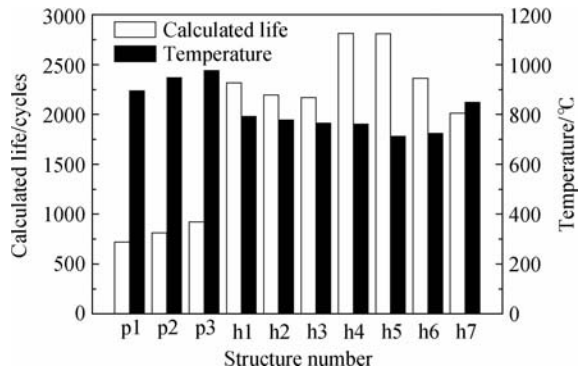


图 11 危险节点计算寿命与温度对比

Fig. 11 Temperature and calculated life comparisons at dangerous nodes

单晶涡轮叶片 TMF 试验寿命与数值模拟得到的计算寿命对比如图 12 所示. 可以看出,计算寿命基本落在试验寿命的 3 倍分散带内,表明以本文发展的单晶黏塑性本构模型和高温疲劳寿命模型为基础的数值模拟方法精度较高,能够满足单晶涡轮叶片 TMF 寿命评估的要求。

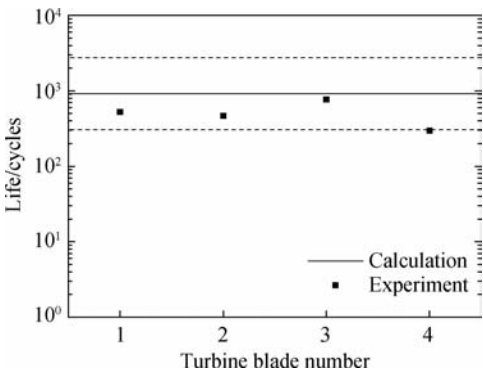


图 12 单晶涡轮叶片 TMF 试验寿命与计算寿命对比

Fig. 12 Comparison of experimental life and calculated life of single crystal turbine blades

5 结 论

单晶空心气冷涡轮转子叶片的 TMF 是先进航空发动机研制所面临的瓶颈问题之一。针对该问题,本文试验与数值模拟相结合,就单晶涡轮叶片 TMF 寿命评估方法展开研究,着重开展了单晶涡轮叶片 TMF 试验、单晶黏塑性本构模型、单晶高温疲劳寿命模型以及单晶涡轮叶片 TMF 数值模拟等 4 个方面的工作。主要结论有:

1) 单晶涡轮叶片 TMF 试验结果表明裂纹萌生于考核截面叶背尾缘的扰流柱倒角处,平均试验寿命为 513.5 循环。

2) 基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型对 DD6 在不同温度、不同取向、不同应变比下变形行为的模拟结果与试验数据符合良好。

3) 基于临界平面的 CDA 模型对 DD6 高温疲劳寿命预测精度可达 3 倍分散带内。

4) 单晶涡轮叶片 TMF 数值模拟所确定的理论危险点位于考核截面尾缘的扰流柱 p3 倒角处,与试验结果一致,且其计算寿命基本落在试验寿命的 3 倍分散带内,验证了所用数值模拟方法的正确性。

本文所提出的数值模拟方法还可以应用于单晶涡轮叶片服役条件下的寿命预测,建立服役循环与试验循环的损伤等效关系,在此基础上将单晶涡轮叶片 TMF 试验寿命外推,从而对单晶涡轮叶片服役寿命进行评估。

参考文献:

[1] Amaro R L, Antolovich S D, Neu R W, et al. Thermomechanical fatigue and bithermal-thermomechanical fatigue of a nickel-base single crystal superalloy [J]. International Journal of Fatigue, 2012, 42: 165-171.

[2] Johansson S, Moverare J, Leidermark D, et al. Investigation of localized damage in single crystals subjected to thermomechanical fatigue (TMF) [J]. Procedia Engineering, 2010, 2(1): 657-666.

[3] Zhang J X, Harada H, Ro Y, et al. Thermomechanical fatigue mechanism in a modern single crystal nickel base superalloy TMS-82 [J]. Acta Materialia, 2008, 56(13): 2975-2987.

[4] Han G M, Yu J J, Sun X F, et al. Thermo-mechanical fatigue behavior of single crystal nickel-based superalloy [J]. Material Science and Engineering: A, 2011, 528 (19/20): 6217-6224.

[5] Scholz A, Schmidt A, Walther H C, et al. Experiences in the determination of TMF, LCF and creep life of CMSX-4 in four-point bending experiments [J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 357-362.

[6] Xu J, Reuter S, Rothkegel W, et al. Tensile and bending thermo-mechanical fatigue testing on cylindrical and flat specimens of CMSX-4 for design of turbine blades [J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 363-371.

[7] 王跃臣, 李守新, 艾素华, 等. DD8 单晶镍基高温合金热机械疲劳后的微观结构 [J]. 金属学报, 2003, 39 (4): 337-341.

WANG Yuechen, LI Shouxin, AI Suhua, et al. Microstructures of DD8 single crystal nickel based superalloy after thermo-mechanical fatigue [J]. Acta Metallurgical Sinica, 2003, 39(4): 337-341. (in Chinese)

[8] Hong H U, Kang J G, Choi B G, et al. A comparative study on thermomechanical and low cycle fatigue failures of a single crystal nickel-based superalloy [J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33(12): 1592-1599.

[9] 苏清友, 孔瑞莲, 陈筱雄, 等. 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.

[10] 荆甫雷. 单晶涡轮叶片热机械疲劳寿命评估方法研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.

JING Fulei. Research on thermo-mechanical fatigue life assessment of single crystal turbine blades [D]. Beijing: Beijing University of of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[11] Mallet O, Kaguchi H, Ilschner B, et al. Influence of thermal boundary conditions on stress-strain distribution generated in blade-shaped samples [J]. International Journal of Fatigue, 1995, 17(2): 129-134.

[12] Brendel T, Affeldt E, Hammer J, et al. Temperature gradients in TMF specimens. Measurement and influence on TMF life [J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30 (2): 234-240.

[13] 李伟, 史海秋. 航空发动机涡轮叶片疲劳-蠕变寿命试验技术研究 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 323-326.

LI Wei, SHI Haiqiu. Research on experimental technique for fatigue-creep life of the turbine blade in aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16 (4): 323-326. (in Chinese)

[14] 邓瑛. 定向凝固涡轮叶片不同部位材料力学性能差异的研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2011.
DENG Ying. Investigation on material's mechanical properties variation among different locations of columnar grained turbine blades[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011. (in Chinese)

[15] 代胜刚,殷玲,卿华. DD6 单晶冷却涡轮叶片模拟试样蠕变寿命研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2011,24(4):36-39.
DAI Shenggang, YIN Ling, QING Hua. Creep life study on the modeling specimen of DD6 single crystal cooling turbine blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011,24(4):36-39. (in Chinese)

[16] Bychkov N G, Lukash V P, Nozhnitsky Y A, et al. Investigations of thermomechanical fatigue for optimization of design and production process solutions for gas-turbine engine parts[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2):305-312.

[17] 王洪斌. 涡轮叶片热/机械复合疲劳试验方法研究[J]. 航空发动机,2007,33(2):7-11.
WANG Hongbin. Test methods on thermal/mechanical fatigue (TMF) of turbine blade[J]. Aeroengine, 2007, 33(2):7-11. (in Chinese)

[18] YAN Xiaojun, Nie Jingxu X. Creep-fatigue on full scale directionally solidified turbine blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(4): 044501.1-044501.5.

[19] 王荣桥,荆甫雷,胡殿印. 单晶涡轮叶片热机械疲劳试验技术[J]. 航空动力学报,2013,28(2):252-258.
WANG Rongqiao, JING Fulei, HU Dianyin. Experimental setup for testing thermo-mechanical fatigue of single crystal turbine blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2):252-258. (in Chinese)

[20] Jordan E H, Walker K P. A viscoplastic model for single crystals[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1992, 114(1):19-26.

[21] 王荣桥,荆甫雷,胡殿印. 基于临界平面的镍基单晶高温合金疲劳寿命预测模型[J]. 航空动力学报,2013,28(11):2587-2592.
WANG Rongqiao, JING Fulei, HU Dianyin. Fatigue life prediction method based on critical plane for nickel-based single crystal superalloys[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11):2587-2592. (in Chinese)

[22] 于慧臣,吴学仁. 航空发动机设计用材料数据手册:第四册[M]. 北京:航空工业出版社,2010.

(编辑:王碧琚)