

小孔对 DD6 单晶热机械疲劳的影响

荆甫雷¹, 唐诗白¹, 杨俊杰²

(1. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304;

2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘 要: 通过开展同相(IP)和反相(OP)循环下 DD6 单晶带孔试样与光滑试样的机械应变控制热机械疲劳(TMF)试验,研究孔边应力集中与温度-应变相位角对裂纹萌生寿命的影响。结果表明:带孔试样裂纹萌生于孔边最大主应力位置,其寿命比相同名义载荷的光滑试样低约一个数量级;带孔试样的 OP 寿命均短于 IP,这与光滑试样寿命趋势一致。结合基于滑移系的黏塑性数值模拟,获取不同试验条件下的单晶应力应变分布特征及其演化规律,并构建单晶 TMF 损伤与宏观参量的关联。在此基础上,建立一种能够综合考虑应力集中与相位角影响的单晶 TMF 寿命模型,对光滑试样与带孔试样 IP、OP TMF 寿命预测结果基本落在试验寿命的 2 倍分散带内。

关 键 词: 单晶; 热机械疲劳; 应力集中; 同相; 反相; 寿命预测

中图分类号: V232.4; O346.2

文献标志码: A

Influence of small hole on thermal mechanical fatigue in single crystal superalloy DD6

JING Fulei¹, TANG Shibai¹, YANG Junjie²

(1. Aero Engine Academy of China,

Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China;

2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Mechanical strain-controlled thermal mechanical fatigue (TMF) tests under in-phase (IP) and out-of-phase (OP) cycles were performed on specimens with/without small hole made of nickel based single crystal superalloy DD6, and the impacts of stress concentration induced by small hole and phase shift between the mechanical strain and temperature on lifetime on crack initiation were studied. The results indicated that the life of the specimens with small hole whose cracks initiated at the location of maximum principal stress around the hole was one order of magnitude lower than that of smooth ones. Moreover, the OP life was lower than IP for specimens with small hole, which was consistent with that for specimens without small hole. The distribution and evolution of stress and strain in the specimens were obtained with the aid of numerical simulation with viscoplastic constitutive model based on slip systems. The correlation between the damage generated in single crystal superalloy under TMF loadings and the macro-/micro-parameters was identified. Based on the above-mentioned results, a new life model which could consider the effect of stress concentration and phase shift was proposed for the TMF life predic-

收稿日期: 2020-11-03

作者简介: 荆甫雷(1984—),男,高级工程师,博士,主要从事航空发动机热端部件疲劳寿命研究。

引用格式: 荆甫雷,唐诗白,杨俊杰. 小孔对 DD6 单晶热机械疲劳的影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1669-1679. JING Fulei, TANG Shibai, YANG Junjie. Influence of small hole on thermal mechanical fatigue in single crystal superalloy DD6[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1669-1679.

tion. The predicted life of DD6 specimens with and without small hole under IP and OP TMF loadings was approximately within a factor 2 of the experimental life.

Key words: single crystal; thermal mechanical fatigue (TMF); stress concentration; in-phase (IP); out-of-phase (OP); life prediction

在服役过程中单晶气冷涡轮叶片所承受的热载荷与机械载荷交替变化,温度循环与应变循环相叠加所引起的热机械疲劳(thermal mechanical fatigue, TMF)是其典型失效模式^[1]。研究表明:TMF所产生的损伤与叶片材料和使用工况,尤其是温度-应变相位等密切相关^[2-3],并且在变温条件下疲劳损伤与时间相关现象(如蠕变和氧化)的交互作用比等温条件下更为强烈,通常会促进微裂纹萌生和扩展过程,缩短结构疲劳寿命^[4-5]。与传统的等温疲劳相比,TMF能够更为精准地刻画叶片关键部位服役载荷的时变特征以及疲劳、蠕变、氧化等损伤机制的协同与竞争^[6],对于涡轮叶片寿命评估和故障分析等具有重要意义。

气膜孔是涡轮叶片用于实现强冷却效果的重要结构,同时也是造成叶片几何不连续的关键缺口区域,呈现出明显的应力集中现象,其对涡轮叶片疲劳损伤及寿命的影响需要特别关注。大量不同类型(V型、U型、小孔等)的缺口疲劳试验与分析结果^[7-10]表明:缺口的存在一方面会产生局部非弹性变形,加剧疲劳损伤、降低结构寿命;另一方面,由于缺口区域存在较大的应力梯度,根据传统的“热点”法(局部应力应变法),直接以缺口根部最大循环应力、应变等损伤参量预测的缺口疲劳寿命往往过于保守^[8-13]。采用应力场强法及临界距离理论等非局部方法,通过缺口区域内的损伤参量加权平均,可以在一定程度上消除寿命预测过于保守的现象^[4-16]。但是,目前采用的缺口破坏区尺寸或临界距离的判定准则均是针对各向同性材料等温疲劳建立的,对于单晶这类正交各向异性材料的TMF问题,其适用性目前尚未得到验证。此外,非局部方法本质上也无法推广应用于实际涡轮叶片等带有温度梯度的情况,在工程应用时存在局限性。通过统一的寿命模型对光滑与缺口结构疲劳寿命进行准确预测,目前仍是一项挑战。

随着单晶气冷涡轮叶片的广泛应用及其裂纹故障的反复出现,气膜孔部位的疲劳裂纹问题引起了国内外学者的广泛关注,个别研究开始涉及缺口对TMF行为的影响^[17-18],发现了一些与缺口

等温疲劳不同的现象,但试验对象以定向凝固高温合金为主,由于晶界的存在,其损伤机理、力学响应等与单晶存在不同。在单晶高温合金方面,Kersey等^[1]通过试验发现TMF循环下,激光制孔试样断裂寿命比相同载荷条件的光滑试样寿命低数倍,并且明确指出在失效循环数上如此显著的差异必须在叶片寿命设计中予以考虑。然而该研究主要集中在孔边裂纹扩展的定性描述和机理解释上,且只考虑了反相(out-of-phase, OP)循环的情况,未能建立起有效的TMF裂纹萌生寿命预测方法,小孔对不同相位TMF寿命的影响规律也有待进一步探讨。文献[19-20]开展了带气膜孔与不带气膜孔的单晶薄壁管试样TMF试验对比,探讨了气膜孔、横向取向以及制孔工艺对裂纹萌生寿命的影响,但上述试验只针对同相(in-phase, IP)循环,尚不足以支撑气膜孔结构的TMF寿命预测。

鉴于此,本文以单晶涡轮叶片气膜孔为研究对象,设计开展IP和OP循环下的带孔试样与光滑试样TMF试验对比,结合基于滑移系的黏塑性分析,研究小孔对单晶结构TMF寿命的影响,并建立一种基于局部应力应变参量、能够综合考虑应力集中与相位角影响的单晶TMF寿命模型,实现对不同相位角下光滑与带孔试样TMF寿命预测。

1 试验

材料采用国产二代镍基单晶高温合金DD6,化学元素成分如表1所示。DD6毛坯棒由北京航空材料研究院提供,直径为15 mm、长度为155 mm,轴向与[001]方向最大偏离为8.8°。热处理过程为:1290℃保温1 h,1300℃保温2 h,1315℃保温4 h的固溶处理,在1120℃保温4 h的一次时效处理和870℃下保温32 h的二次时效处理。

采用两类试样进行TMF试验:一类是标距段中部带有小孔的薄壁管试样(记为带孔试样,图1),用于研究小孔应力集中的影响;另一类为不带小孔的薄壁管试样(记为光滑试样),作为对比基准。除小孔外,两类试样的材料、工艺、几何尺寸

表 1 DD6 化学元素成分
Table 1 Chemical composition of DD6

成分	Ni	Al	Ta	W	Co	Re	Hf	Cr	Mo
质量分数/%	余量	5.2~6.2	6.0~8.5	7.0~9.0	8.5~9.5	1.6~2.4	0.05~0.15	3.8~4.8	1.5~2.5

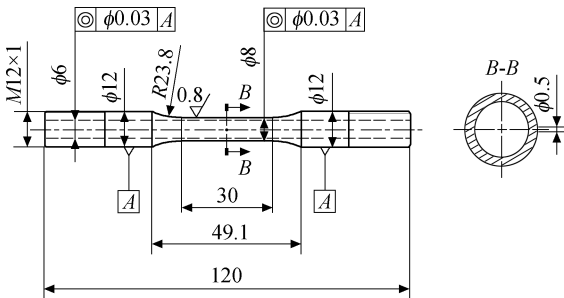


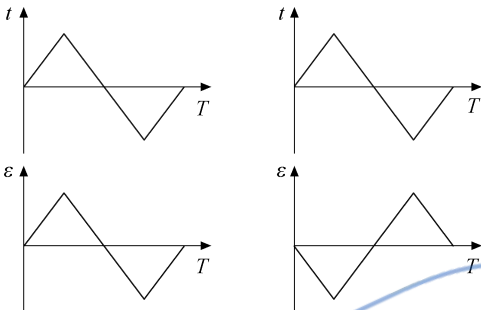
图 1 带孔试样结构(单位:mm)

Fig.1 Specimen with small hole (unit:mm)

等完全相同。试样轴向为[001]取向,壁厚为 1 mm,试样外表面采用纵向抛光,内表面进行珩磨,避免因加工缺陷而产生试样过早失效。

为了分离出应力集中对单晶 TMF 寿命的影响,需要尽可能避免制孔工艺对孔边引起的初始损伤。皮秒激光制孔工艺具有 10^{-12} s 级超短脉宽、重复频率可调、脉冲能量高等特点,皮秒脉冲宽度短到足以对材料进行“冷”烧蚀,克服了传统激光加工工艺的再铸层、微裂纹等不足,可以实现非常精确的无应力微细加工^[9]。因此,本文采用皮秒激光加工工艺进行小孔制备,由清华大学完成,小孔直径为 0.5 mm,激光功率为 1 W,每个孔刻蚀时间为 40 min。皮秒激光加工后的小孔具有良好的圆度和尺寸,同时孔边的表面状态未发现明显的再铸层和加工痕迹,避免了加工所致残余应力和改性层。当前工艺下孔边的氧化层厚度小于 5 μ m,可认为满足本文试验要求。

参照 ASTM E2368-10 试验标准^[21],开展机械应变控制 TMF 试验,温度范围为 400~980 $^{\circ}$ C,包括 IP 和 OP 两种相位角(图 2 中 t 为温度, T 为时间, ϵ 为应变)。具体试验安排如表 2 所示。表中带孔试样与光滑试样的机械应变幅值并不完全一致,这主要考虑到工程中单晶涡轮叶片设计寿命通常为几千循环,因此本试验期望的寿命范围为 $10^2\sim10^4$ 循环,在同等寿命条件下光滑试样的机械载荷要大于带孔试样。TMF 试验在清华大学的 MTS-809 热机械疲劳试验系统上开展,采用 TruHeat HF 3010 型电磁感应炉加热、压缩空气对流冷却实现热循环,S 型热电偶结合热像仪测试试样标距段表面温度,MTS 632.53 F-14 型高



(a) IP (b) OP

图 2 典型 TMF 相位角

Fig.2 Typical phase shift for TMF

表 2 试验安排
Table 2 Testing arrangement

相位	试样	温度/ $^{\circ}$ C	机械应变幅值/%
IP	光滑	400~980	± 0.55
IP	光滑	400~980	± 0.50
IP	光滑	400~980	± 0.45
IP	光滑	400~980	± 0.40
OP	光滑	400~980	± 0.55
OP	光滑	400~980	± 0.50
OP	光滑	400~980	± 0.45
OP	光滑	400~980	± 0.40
IP	[010]-孔	400~980	± 0.40
IP	[010]-孔	400~980	± 0.35
IP	[010]-孔	400~980	± 0.30
IP	[110]-孔	400~980	± 0.40
IP	[110]-孔	400~980	± 0.35
IP	[110]-孔	400~980	± 0.30
OP	[010]-孔	400~980	± 0.35
OP	[010]-孔	400~980	± 0.30
OP	[010]-孔	400~980	± 0.25
OP	[110]-孔	400~980	± 0.35
OP	[110]-孔	400~980	± 0.30
OP	[110]-孔	400~980	± 0.25

温引伸计测量试样标距段内的轴向应变。为了确定气膜孔边裂纹萌生寿命,采用长焦显微镜观测孔边裂纹情况,试验结果表明,当裂纹长度增长到

大于0.3 mm时,长焦显微镜已经可以清晰识别(图3),因此本文选取该裂纹长度所对应的载荷循环为裂纹萌生寿命。对于光滑试样,以循环峰谷值下降到最高载荷的75%作为试验终止条件^[21]。

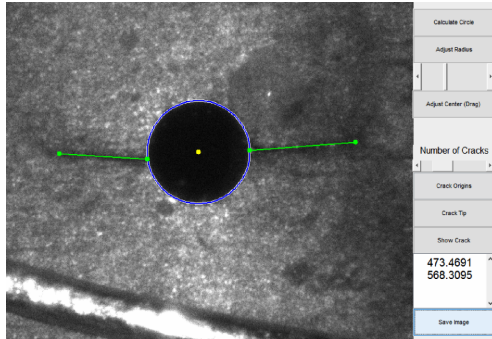


图3 长焦显微镜观测孔边裂纹

Fig.3 Cracks at the hole edge observed by long focus microscope

试验结果表明,带孔试样裂纹均萌生于孔边最大主应力处,且近似沿垂直于外载荷的方向扩展(图3)。光滑试样与带孔试样TMF试验寿命对比如图4所示。带孔试样寿命要比相同名义载荷的光滑试样低约一个数量级。对于IP TMF循环,[110]方向孔寿命与[010]方向相差不大;对于OP TMF循环,[110]方向孔寿命普遍短于[010]方向。对于两种小孔方向,在相同的机械载荷下,OP TMF寿命均短于IP TMF,这与光滑试样TMF试验趋势一致。

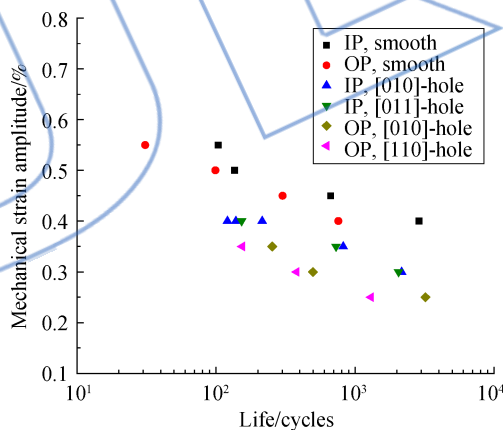


图4 TMF试验结果

Fig.4 TMF testing results

2 有限元模拟

2.1 应力集中系数计算

小孔会引起应力应变的集中现象,可通过弹性应力集中系数 K_t 进行表征。 K_t 定义为缺口处

最大应力 σ 与名义应力 S 或最大应变 ϵ 与名义应变 e 之比^[22]

$$K_t = \frac{\sigma}{S} = \frac{\epsilon}{e} \quad (1)$$

其中,名义应力 S 有两种定义方式:

1) 载荷除以总面积或毛面积;

2) 载荷除以净面积(即剔除缺口后的截面剩余面积)。

上述两种 S 定义方式得到的 K_t 相差一个与几何尺寸相关的系数。为便于工程使用,本文中名义应力采用第一种定义。需要注意 K_t 是基于材料线弹性行为假设得到的,即所有的变形都假设在弹性范围内。

在ANSYS中通过线弹性分析计算带孔试样应力应变分布情况。根据结构对称性,取1/4模型进行数值模拟,采用六面体单元进行网格划分,并对孔边进行网格细化(图5)。DD6为正交各向异性材料,有三个独立的弹性常数如表3所示。通过单元坐标系定义晶体主轴的方向,实现对不同孔方向的模拟。按照前面的试验载荷,在有限元模型上施加边界条件与温度场。

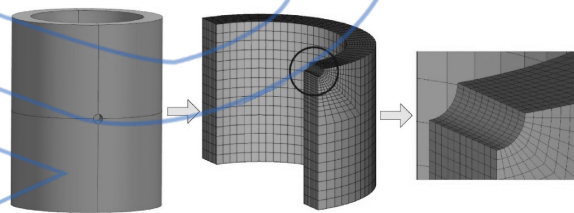


图5 带孔试样有限元模型

Fig.5 Finite element model of specimens with small hole

表3 DD6弹性常数

Table 3 Elastic constants for DD6

温度/℃	弹性模量/GPa	泊松比	切变模量/GPa
25	131.5	0.344	137.0
700	107.0	0.374	100.2
760	105.5	0.377	105.0
850	98.0	0.383	60.61
980	85.0	0.390	75.57

在线弹性分析中,机械载荷不影响应力集中系数计算,因此本节中均采用机械应变为0.3%。孔边不同路径上的轴向应力分布如图6所示。可以看出,孔边存在明显的应力集中现象,且最大应力点接近壁厚中部。

由于低温弹性模量更大,OP 循环(机械载荷峰值对应最低温度 400℃)的应力水平明显高于 IP 循环(机械载荷峰值对应最高温度 980℃),但沿壁厚及周向的分布趋势基本相同。如图 6(a)所示,与[110]方向孔相比,[010]方向孔的最大应力点更靠近外表面。应力随着与孔边距离的增大而迅速衰减(图 6(b)、图 6(c)),在距离 1 倍孔径处(0.5 mm),应力只有不到孔边应力的 1/2,而在距离 2 倍孔径处(1.0 mm),应力已基本与远场应力

相同。

应力集中系数计算结果如表 4 所示。可以看出,对于本文所采用的带孔试样([001]方向受载,孔径为 0.5 mm),应力集中系数取值在 2.44~2.50 之间,OP 循环的应力集中系数略小于 IP 循环,[010]方向孔的应力集中系数略大于[110]方向。

表 4 应力集中系数

Table 4 Stress concentration factor

相位	孔方向	σ/MPa	S/MPa	K_t
IP	[010]	637.47	255.00	2.50
IP	[110]	634.01	255.00	2.49
OP	[010]	876.72	353.67	2.48
OP	[110]	864.06	353.67	2.44

2.2 滑移系黏塑性分析

试验过程中,带孔单晶试样孔边变形呈现出正交各向异性黏塑性特征。本文选取基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型进行分析,该本构模型已在 PWA1480^[23]、DD6^[24]等多种单晶高温合金上进行了验证。

基于滑移系的 Walker 黏塑性本构模型涉及 12 个八面体滑移系和 6 个六面体滑移系,计算过程如下^[23]:

1) 将应力张量 σ 由晶体坐标系(即材料坐标系)分解到滑移坐标系,得到滑移面(法向矢量为 m)上沿滑移方向(矢量为 n)的分解剪应力,即 Schmid 应力 π_r^a 。

$$\pi_r^a = \sigma : P_r^a \quad (2)$$

$$P_r^a = \frac{1}{2} [m_r^a (n_r^a)^T + n_r^a (m_r^a)^T] \quad (3)$$

式中上标 a 代表滑移系类型, $a=o$ 时代表 octahedral(八面体滑移系), $a=c$ 时代表 cube(六面体滑移系);下标 r 为滑移系序号; P_r^a 为取向因子。

2) 在滑移坐标系下,建立滑移剪应变率 $\dot{\gamma}_r^a$ 与 Schmid 应力 π_r^a 的关系,采用背应力 ω_r^a 和阻力 K_r^a 等内变量表征硬化过程。对于八面体滑移系, $a=o, r=1\sim 12$ 。

$$\dot{\gamma}_r^a = \left| \frac{\pi_r^a - \omega_r^a}{K_r^a} \right|^{n-1} \cdot \frac{\pi_r^a - \omega_r^a}{K_r^a} \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_r^a = \rho_1^a \dot{\gamma}_r^a - \rho_2^a |\dot{\gamma}_r^a| \omega_r^a - \rho_3^a |\omega_r^a|^{p-1} \omega_r^a \quad (5)$$

$$K_r^a = K_0^a + \rho_4^a \pi_{nz}^r + \rho_5^a |\Psi_r^a| \quad (6)$$

对于六面体滑移系, $a=c, r=1\sim 6$

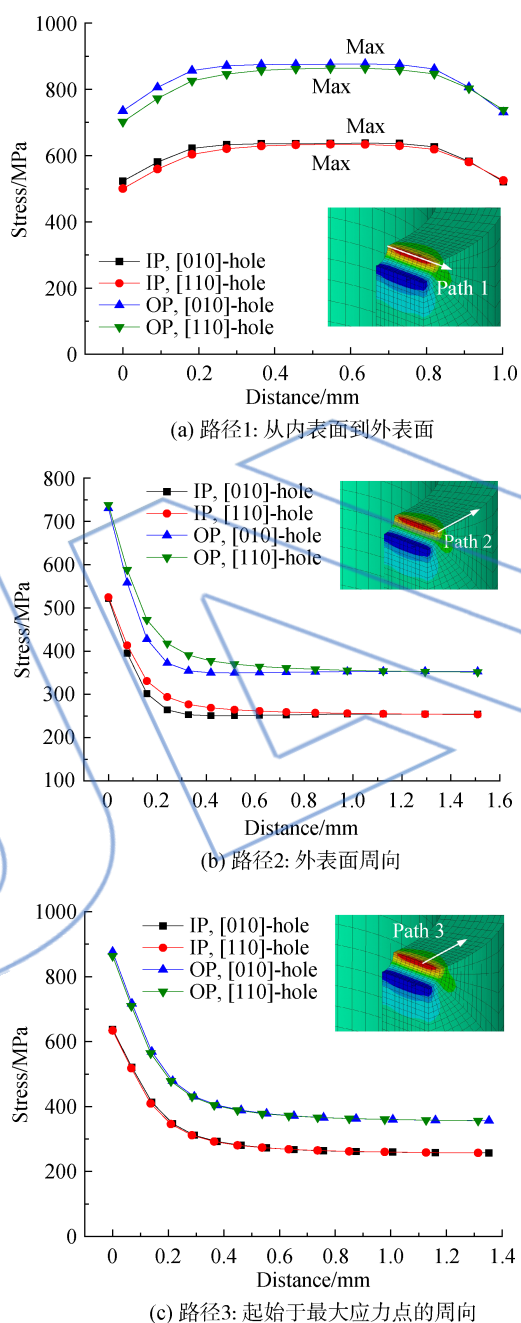


图 6 孔边不同路径的应力分布

Fig.6 Stress distribution around the hole along different paths

$$\dot{\gamma}_r^c = \left| \frac{\pi_r^c - \omega_r^c}{K_r^c} \right|^{m-1} \cdot \frac{\pi_r^c - \omega_r^c}{K_r^c} \quad (7)$$

$$\dot{\omega}_r^c = \rho_1^c \dot{\gamma}_r^c - \rho_2^c \left| \dot{\gamma}_r^c \right| \omega_r^c - \rho_3^c \left| \omega_r^c \right|^{q-1} \omega_r^c \quad (8)$$

$$K_r^c = K_0^c \quad (9)$$

式中 π_r^c 和 Ψ_r 反映了流动应力的不对称性,具体形式见文献[23];其余参数为温度相关的材料常数,取值见表5。

表5 Walker黏塑性本构模型材料常数
Table 5 Material constants in Walker viscoplastic constitutive model

参数	$t=760\text{ }^{\circ}\text{C}$	$t=980\text{ }^{\circ}\text{C}$
$\rho_1^o/10^6$	5.0	0.5
$\rho_2^o/10^4$	2.083	0.25
ρ_3^o	0	0
ρ_4^o	0.15	0
ρ_5^o	0.1	-3.5
n	9.033	4.362
p	3.0	3.0
K_0^o	428.5	1018
$\rho_1^c/10^6$	5.0	0.5
$\rho_2^c/10^4$	1.852	0.442
ρ_3^c	0	0
m	10.52	6.293
q	3.0	3.0
K_0^c	441.3	624.3

3) 根据晶体塑性变形运动学理论,材料的非弹性变形完全来源于晶体的滑移,通过坐标变换将各个滑移系上的非弹性应变率张量转化到晶体坐标系下,合成为晶体坐标系下的非弹性应变率张量 $\dot{\epsilon}_{in}$

$$\dot{\epsilon}_{in} = \sum_{r=1}^{12} \dot{\gamma}_r^o P_r^o + \sum_{r=1}^6 \dot{\gamma}_r^c P_r^c \quad (10)$$

4) 晶体坐标系下机械应变张量 ϵ_{mech} 可表示为弹性应变张量 ϵ_e 与非弹性应变张量 ϵ_{in} 之和,其中 ϵ_e 可用胡克定律进行描述。

$$\epsilon_{mech} = \epsilon_e + \epsilon_{in} \quad (11)$$

$$\sigma = C:\epsilon_e \quad (12)$$

式中 C 为正交各向异性刚度矩阵。

采用商用有限元软件 MARC 材料本构子程序 Hypela 2 对 Walker 黏塑性本构模型进行集成,

并对本文开展的光滑试样与带孔试样 TMF 试验进行数值模拟,综合考虑计算时间与循环稳定性,每种试验状态均计算 2 个循环。

光滑试样为 [001] 方向受载的单轴应力状态,根据对称性,只有 8 个八面体滑移系上存在非零的 Schmid 应力且数值相同。Walker 黏塑性本构模型计算的光滑试样 TMF 宏观应力演化与实测结果对比如图 7 所示,滑移系细观参量随时间的演化规律如图 8 所示。图中 T 为时间, T_0 为试验循环的周期, T/T_0 为归一化时间。计算结果表明,在 TMF 载荷下, Schmid 应力呈现明显的非对称性,其中 IP 循环 Schmid 应力平均值为负,且随循环数向压缩方向移动(图 8(a));而 OP 循环 Schmid 应力平均值为正,且随循环数向拉伸方向移动(图 8(c)),这与实测的应力演化趋势相同。此外,滑移剪应变均产生明显累积,表明滑移的不可恢复性:对于 IP 循环,滑移剪应变均保持正值,且滑移剪应变的循环最大值、平均值均随循环逐渐增大(图 8(b));而对于 OP 循环,滑移剪应变初始为正值,在随后的压缩段向负值转变,并且在后续的循环过程中,滑移剪应变向负方向累积(图 8(d))。

带孔试样网格模型、边界条件等与文中第 2.1 节一致,数值模拟结果如图 9 所示。滑移系黏塑性分析得到的孔边第一主应力最大点近似位于壁厚中部,与文中第 2.1 节线弹性分析的最大应力点位置一致。由于孔边的多轴应力状态,第一主应力最大点(图 9(a))与滑移变形最大位置(图 9(b))并不重合。一般认为,最大拉伸主应力是对疲劳分析最有指示意义的应力分量^[25],结合试验

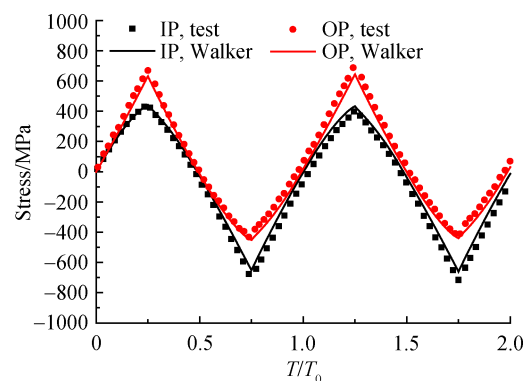


图7 单晶 TMF 应力计算与实测结果对比

Fig.7 Calculated stress versus testing results under TMF for single crystal

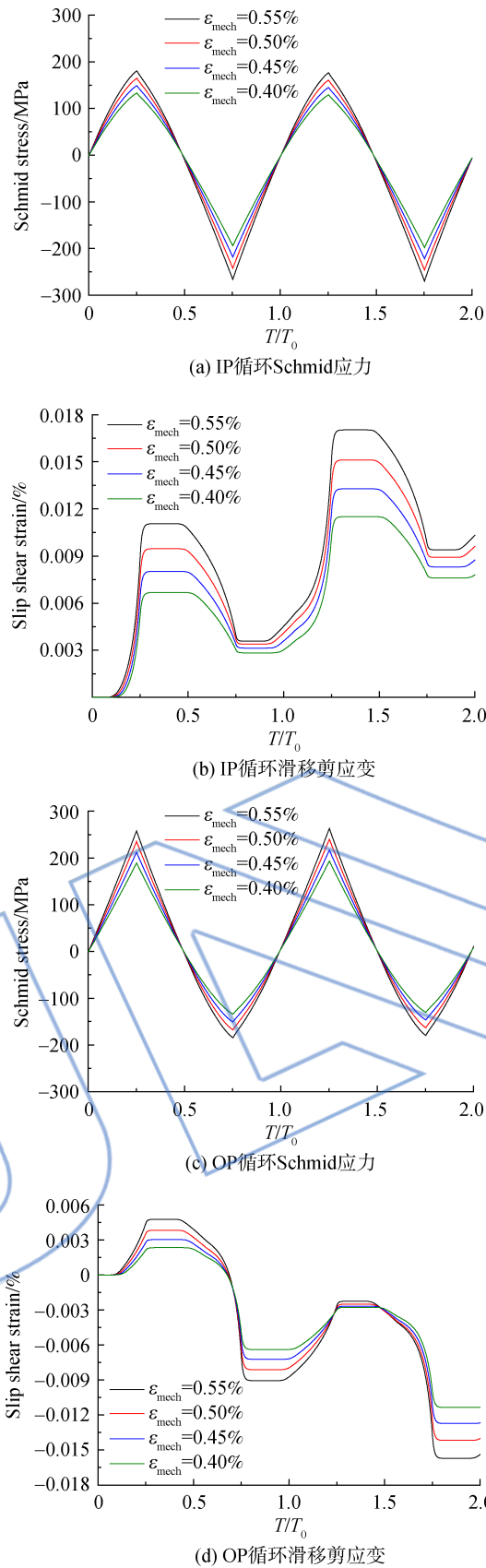


图 8 光滑试样滑移系细观参量随时间的演化
Fig.8 Microscopic parameters on slip system of specimens without small hole versus time

结果,本文以第一主应力最大的部位作为裂纹可能率先萌生的危险点(与观测到的裂纹萌生部位基本一致),该点处最大滑移剪应变所在的滑移系为临界滑移系。孔方向的影响主要体现在危险点的临界滑移系上,[010]方向孔临界滑移系为第 7 个八面体滑移系,而[110]方向则为第 11 个八面体滑移系。

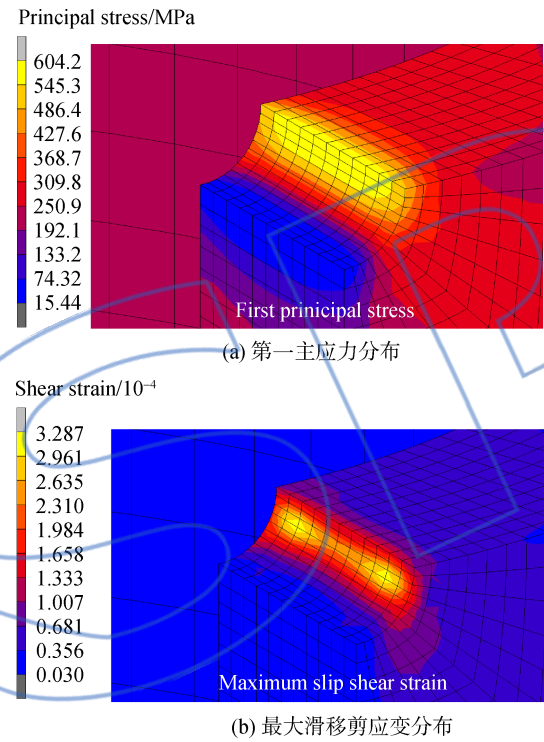


图 9 带孔试样滑移系黏塑性本构模型分析结果
(IP TMF,[010]-hole,Δε_{mech}=±0.30%,T/T₀=0.25)
Fig.9 Numerical simulation of specimens with small hole with viscoplastic constitutive model based on slip systems (IP TMF , [010]-hole,Δε_{mech}=±0.30%,T/T₀=0.25)

带孔试样孔边危险点临界滑移系细观参量随着时间的演化如图 10 所示。与光滑试样类似,不同试验条件下孔边危险点临界滑移系的 Schmid 应力同样呈现明显的非对称性。受孔边多轴应力状态的影响,带孔试样的滑移剪应变累积方向与高温受载方向以及机械应变范围等相关,如在 IP 循环下,随着机械应变范围的增加,滑移剪应变的循环平均值由正值逐渐变为负值,这与光滑试样有所不同。此外,[010]方向孔边危险点临界滑移系的 Schmid 应力略大于[110]方向,而[110]方向孔的滑移剪应变绝对值则明显

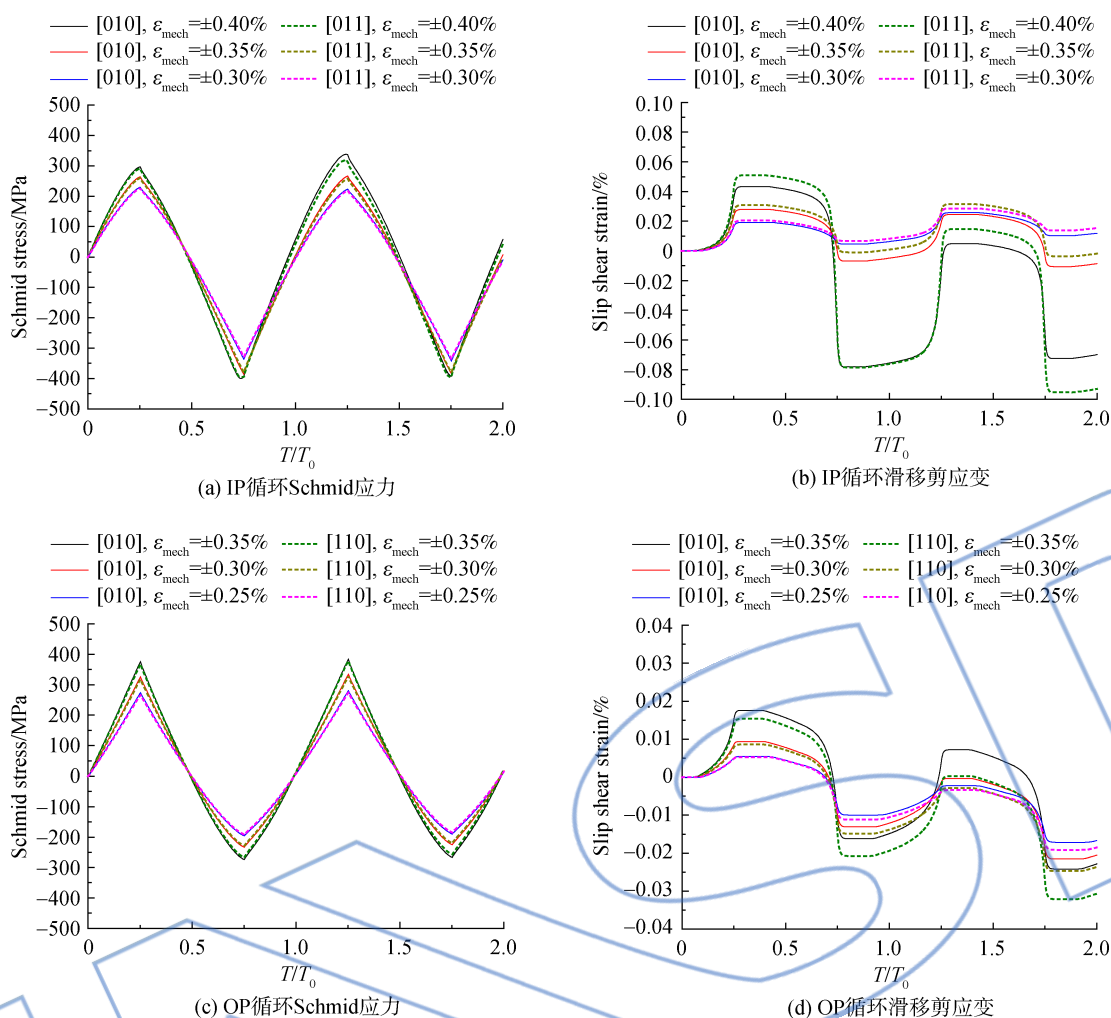


图10 带孔试样临界滑移系微观参量随时间的演化

Fig.10 Microscopic parameters on the critical slip system of specimens with small hole versus time

大于[010]方向。

3 寿命预测

结构特征与载荷条件等决定了材料的力学响应,进而影响其损伤演化过程,因此可根据单晶在不同试验条件下细观应力应变特征,选取合适参量进行TMF寿命建模。为了便于实际工程应用,本文旨在发展一种统一的单晶TMF寿命模型,基于“热点”法,采用局部细观应力应变参量实现对光滑及带孔结构的寿命预测。

以第2个计算循环为对象,确定各个滑移系上的典型细观参量,如单晶损伤率模型所采用的最大Schmid应力和最大滑移剪应变率^[26]、与非弹性变形量直接相关的滑移剪应变范围^[27-29]等。上述细观参量与TMF寿命的关系如图11所示,在双对数坐标系中,每个试验状态的细观参量与TMF寿命近似呈线性关系。需要注意的是,在

相同寿命下,带孔试样的最大Schmid应力、最大滑移剪应变率、滑移剪应变范围均明显大于光滑试样,即直接采用“热点”法或局部应力应变法,以基于光滑试样试验数据的寿命模型预测带孔试样寿命将过于保守。换言之,上述三种细观参量尚不足以通过统一的方程形式同时对光滑试样与带孔试样寿命进行准确预测。考虑到这种现象主要是与孔边的大应力梯度密切相关,本文尝试引入应力集中系数对最大Schmid应力进行修正。

相位角对TMF寿命的影响同样需要特别关注。在本文的试验载荷范围内,对于光滑试样与带孔试样,OP寿命均低于相同载荷条件的IP寿命。这与不同相位角下材料宏、细观应力演化过程相关,OP循环产生平均拉应力并逐渐增加,在一定程度上促进微裂纹扩展,加剧材料损伤;而IP循环产生平均压应力,在一定程度上抑制裂纹扩

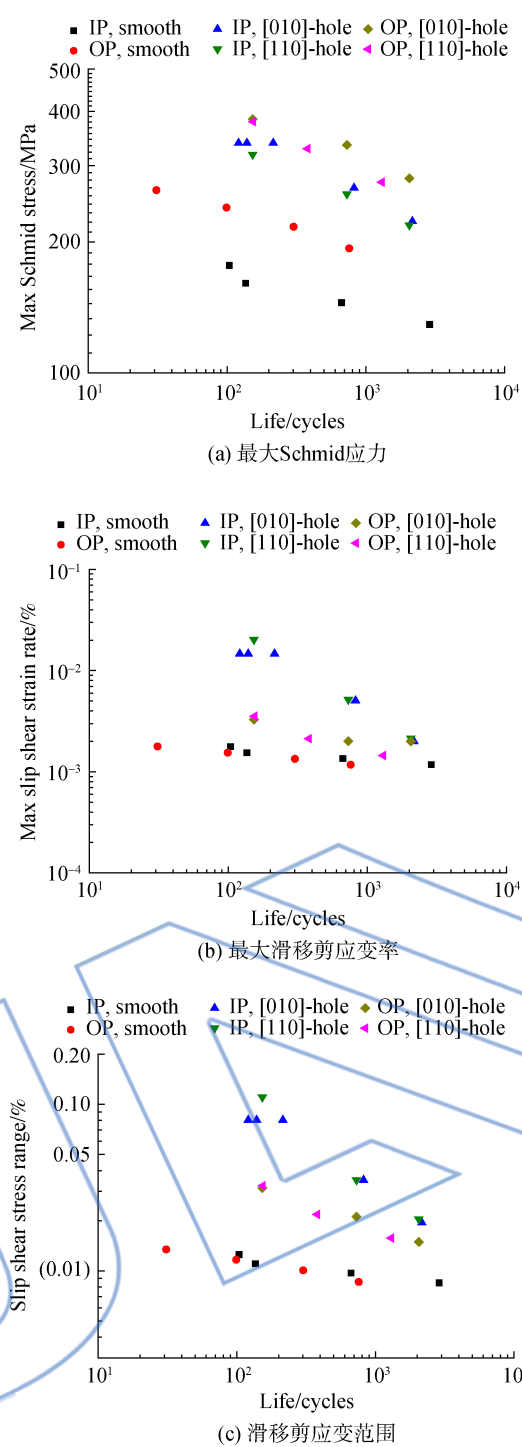


图 11 滑移系细观参量与寿命的关系
Fig.11 Microscopic parameters on slip systems versus life

展。因此,循环 Schmid 应力比可能是能够表征相位角对 TMF 寿命影响的有效参量。

在此基础上,参考循环损伤累积(CDA)模型^[29-30]的建模思路,本文选取应力集中系数、最大 Schmid 应力、最大滑移剪应变率、滑移剪应变范围、循环 Schmid 应力比作为损伤参量,建立基于细观参量的 TMF 寿命模型(式(13))

$$\lg N_{\text{TMF}} = A_{\text{TMF}} + m_{\text{TMF}} \lg \left| \pi_{\text{max}}^a / K_t \right| + n_{\text{TMF}} \lg \left(\left| \dot{\gamma}^a \right|_{\text{max}} \right) + z_{\text{TMF}} \lg \left| \Delta \gamma^a \right| + a_{\text{TMF}} \left(\pi_{\text{min}}^a / \pi_{\text{max}}^a \right) \quad (13)$$

式中 N_{TMF} 为 TMF 寿命, a 表示临界滑移系的类型(对于本文的[001]取向试验只涉及八面体滑移系);应力集中系数 K_t ,对于带孔试样取值如表 4 所示,对于光滑试样,取 1.0; π_{max}^a 和 π_{min}^a 分别为宏观应力最大和最小时所对应的 Schmid 应力, $\pi_{\text{min}}^a / \pi_{\text{max}}^a$ 为循环 Schmid 应力比; $\dot{\gamma}^a$ 为滑移剪应变率; $\Delta \gamma^a$ 为滑移剪应变范围; A_{TMF} 、 m_{TMF} 、 n_{TMF} 、 z_{TMF} 和 a_{TMF} 为与 TMF 最高温度、晶体取向等相关,与相位角、应力集中系数无关的模型材料常数。

基于本文的单晶 TMF 试验数据以及滑移系黏塑性本构计算结果,对式(13)进行多元线性回归,获取模型材料常数如表 6 所示。TMF 寿命预测结果如图 12 所示,对于光滑与带孔试样的预测寿命基本落在试验寿命的 2 倍分散带内。

表 6 TMF 寿命模型材料常数

Table 6 Material constants in TMF life model				
A_{TMF}	m_{TMF}	n_{TMF}	z_{TMF}	a_{TMF}
15.556 5	-5.754 7	2.483 6	-3.906 3	0.696 1

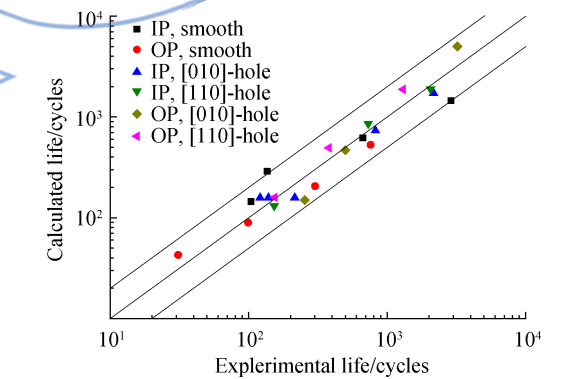


图 12 不同相位角下光滑试样与带孔试样 TMF 寿命预测结果
Fig.12 TMF life prediction for specimens with/without small hole under different phase shift

4 结 论

为了考察气膜孔边应力集中对单晶结构寿命的影响,本文设计开展了典型 TMF 载荷下带孔试样与光滑试样试验对比分析。带孔试样裂纹萌生于孔边最大主应力位置,其寿命明显短于相同名义载荷的光滑试样。对于 IP 循环,第二晶向与

小孔夹角的改变对TMF寿命的影响不大;对于OP循环,[110]方向孔寿命均短于[010]方向。并且对于两种小孔方向,在相同的机械载荷下,OP循环寿命均短于IP循环,与光滑试样TMF寿命规律一致。

通过带孔试样与光滑试样TMF数值模拟,获取了不同载荷条件下宏观应力应变分布特征及其演化规律。孔边存在明显的应力集中现象,且最大主应力点接近壁厚中部。带孔试样孔边危险点(即第一主应力最大的部位)宏观应力演化与光滑试样类似,IP循环产生平均拉应力,OP循环产生平均压应力。受孔边多轴应力状态的影响,带孔试样危险点滑移剪应变演化与光滑试样存在一定差异。孔轴向与第二晶向的夹角会改变孔边危险点位置及其临界滑移系。

根据单晶在不同载荷条件下细观应力应变特征,建立了一种基于局部应力应变参量、能够综合考虑应力集中与相位角影响的单晶TMF寿命模型。该模型以应力集中系数、最大Schmid应力、最大滑移剪应变率、滑移剪应变范围、循环Schmid应力比作为损伤参量,对不同相位角下光滑试样与带孔试样TMF寿命预测结果基本落在试验寿命的2倍分散带内。

参考文献:

- [1] KERSEY R K, STAROSELSKY A, DUDZINSKI D C, et al. Thermomechanical fatigue crack growth from laser drilled holes in single crystal material[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 55:183-193.
- [2] ZHANG W J. Thermal mechanical fatigue of single crystal superalloys: achievements and challenges[J]. Materials Science and Engineering: A, 2016, 650:389-395.
- [3] JONES J, WHITTAKER M, LANCASTER R, et al. The influence of phase angle, strain range and peak cycle temperature on the TMF crack initiation behaviour and damage mechanisms of the nickel based superalloy, RR1000[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 98:279-285.
- [4] YU J J, HAN G M, CHU Z K, et al. High temperature thermo-mechanical and low cycle fatigue behaviors of DD32 single crystal superalloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2014, 592:164-172.
- [5] WANG R Q, JIANG K H, JING F L, et al. Thermomechanical fatigue investigation on a single crystal nickel superalloy turbine blade[J]. Engineering Failure Analysis, 2016, 66(8): 284-295.
- [6] BOUTAREK N, SAIDI D, ACHEHEB M A, et al. Competition between three damaging mechanisms in the fractured surface of an Inconel 713 superalloy[J]. Materials Characterization, 2008, 59(7):951-956.
- [7] YANG X G, WANG J K, LIU J L. High temperature LCF life prediction of notched DS Ni-based superalloy using critical distance concept[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33:59-66.
- [8] GATES N, FATEMI A. Notch deformation and stress gradient effects in multiaxial fatigue[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2016, 84:3-25.
- [9] LIANG J W, AI X, WEN Z X, et al. Experimental investigation on low cycle fatigue of DZ125 with film cooling holes in different processes of laser drilling[J]. Engineering Failure Analysis, 2016, 59:326-333.
- [10] 蒋康河. 镍基单晶高温合金热机械疲劳损伤机理及寿命预测[D]. 北京:北京航空航天大学, 2017.
- JIANG Kanghe. Thermomechanical fatigue damage mechanism and life prediction of a single crystal nickel superalloy [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [11] SUSMEL L, TAYLOR D. The theory of critical distances to estimate lifetime of notched components subjected to variable amplitude uniaxial fatigue loading[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33(7):900-911.
- [12] LEIDERMARK D, MOVERARE J, SIMONSSON K, et al. A combined critical plane and critical distance approach for predicting fatigue crack initiation in notched single-crystal superalloy components[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33(10):1351-1359.
- [13] 辛朋朋, 胡绪腾, 宋迎东. 基于临界距离理论的 TC4 缺口试样低循环疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 1105-1112.
- XIN Pengpeng, HU Xuteng, SONG Yingdong. LCF life prediction for TC4 alloy notched specimens based on theory of critical distance[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1105-1112. (in Chinese)
- [14] 张成成, 姚卫星. 典型缺口件疲劳寿命分析方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6):1223-1230.
- ZHANG Chengcheng, YAO Weixing. Typical fatigue life analysis approaches for notched components[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6):1223-1230. (in Chinese)
- [15] KRZYŻAK D, LAGODA T. Fatigue life estimation of notched elements with use of non-local volumetric method[J]. International Journal of Fatigue, 2014, 61:59-66.
- [16] BOURBITA F, REMY L. A combined critical distance and energy density model to predict high temperature fatigue life in notched single crystal superalloy members[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 84:17-27.
- [17] KUPKOVITS R A, NEU R W. Thermomechanical fatigue of a directionally-solidified Ni-base superalloy: smooth and cylindrically-notched specimens[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32:1330-1342.
- [18] FERNANDEZ-ZELAIA P, NEU R W. Influence of notch severity on thermomechanical fatigue life of a directionally solidified Ni-base superalloy[J]. Fatigue and Fracture of Engi-

- neering Materials and Structures, 2014, 37(8):854-865.
- [19] WANG R Q, ZHANG B, HU D Y, et al. In-phase thermo-mechanical fatigue lifetime prediction of nickel-based single crystal superalloys from smooth specimens to notched specimens based on coupling damage on critical plane[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 126:327-334.
- [20] 蒋康河, 陈竞伟, 荆甫雷, 等. 镍基单晶高温合金 DD6 气膜孔热机械疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(5):980-986. JIANG Kanghe, CHEN Jingwei, JING Fulei, et al. Thermo-mechanical fatigue on the nickel based single crystal superalloy DD6 with film cooling hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5):980-986. (in Chinese)
- [21] American Society for Testing and Materials (ASTM) International. Standard practice for strain controlled thermomechanical fatigue testing: E2368-10[S]. West Conshohocken, US: ASTM, 2010:1-10.
- [22] STEPHENS R I, FATEMI A, STEPHENS R R, et al. Metal fatigue in engineering[M]. New York: John Wiley and Sons Incorporation, 2001.
- [23] JORDAN E H, SHI S X, WALKER K P. The viscoplastic behavior of Hastelloy-X single crystal[J]. International Journal of Plasticity, 1993, 9:119-139.
- [24] 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 model based on critical plane of nickel-based single crystal superalloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11):2587-2592. (in Chinese)
- [25] SCHIJVE J. Fatigue of structure and materials[M]. New York: Kluwer Academic Publisher, 2009.
- [26] TINGA T, BREKELMANS W A M, GEERS M G D. Time-incremental creep-fatigue damage rule for single crystal Ni-base superalloys[J]. Materials Science and Engineering: A, 2009, 508(1/2):200-208.
- [27] WANG R Q, ZHANG B, HU D Y, et al. A critical-plane-based thermomechanical fatigue lifetime prediction model and its application in nickel-based single-crystal turbine blades[J]. Materials at High Temperatures, 2019, 36(4):325-334.
- [28] 荆甫雷, 王荣桥, 胡殿印, 等. 单晶高温疲劳损伤参量的选取与寿命建模[J]. 航空学报, 2016, 37(9):2749-2756. JING Fulei, WANG Rongqiao, HU Dianyin, et al. Damage parameter determination and life modeling for high temperature fatigue of nickel-based single crystal superalloys[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(9):2749-2756. (in Chinese)
- [29] 王荣桥, 蒋康河, 胡殿印, 等. 基于主成分分析的镍基单晶高温疲劳寿命模型[J]. 航空动力学报, 2016, 31(6):1359-1367. WANG Rongqiao, JIANG Kanghe, HU Dianyin, et al. High temperature fatigue life model for single crystal nickel superalloy based on principal component analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(6):1359-1367. (in Chinese)
- [30] SHI D Q, HUANG J, YANG X G, et al. Effects of crystallographic orientations and dwell types on low cycle fatigue and life modeling of a SC superalloy[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 49:31-39.

(编辑:陈越)