

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2024.06.04

基于临界平面法两种打孔工艺单晶涡轮叶片 高周疲劳寿命对比研究

张泉¹, 徐元铭^{2*}, 刘春红¹, 盖玉新¹, 魏子凡¹

(1. 中国航空工业集团公司北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095;

2. 北京航空航天大学, 北京 100191)

摘要: 为研究飞秒激光打孔和电火花打孔工艺对镍基单晶涡轮叶片高周疲劳寿命的影响, 分别建立两种打孔方式的有限元模型。在有限元计算过程中, 结合镍基单晶本构特点和晶体塑性滑移理论, 编写单晶本构模型的用户材料子程序(User Defined Material Mechanical Behavior, UMAT), 计算得到高周疲劳边界条件下镍基单晶各个滑移面上的分切应力分布。针对特定应力状态下开动的滑移系和滑移面, 基于临界平面法建立不同的损伤判据。选取适用于飞秒激光打孔和电火花打孔工艺镍基单晶涡轮叶片的损伤判据, 分别建立高周疲劳寿命预测模型, 预测两种打孔方式单晶试件和单晶涡轮叶片的高周疲劳寿命, 并与实际高周疲劳试验结果进行对比, 计算得到的试件和涡轮叶片的寿命预测结果与试验寿命对比误差在10%左右。研究成果为优化航空发动机涡轮叶片加工工艺提供了借鉴。

关键词: 高周疲劳; 疲劳寿命; 临界平面法; 镍基单晶; 气膜孔

中图分类号: TB93; V232.4

文献标志码: A

文章编号: 1674-5795 (2024) 06-0039-11

Comparative study on high cycle fatigue life of single crystal turbine blades with two drilling techniques based on critical plane method

ZHANG Quan¹, XU Yuanming^{2*}, LIU Chunhong¹, GAI Yuxin¹, WEI Zifan¹

(1. AVIC Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China;

2. Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study the effects of femtosecond laser drilling and electrical discharge machining (EDM) drilling on high cycle fatigue life of nickel based single crystal turbine blade, finite element models for two drilling methods were established respectively. In the process of finite element calculation, combined with the constitutive characteristics of nickel based single crystal and the crystal plastic slip theory, the user defined material mechanical behavior (UMAT) of the single crystal constitutive model was written, and the shear stress distribution on each sliding surface of nickel based single crystal under high cycle fatigue boundary conditions was calculated. Based on the critical plane method, different damage criteria were established for the sliding system and sliding surface under specific stress state. The damage criteria of nickel based single crystal turbine blade suitable for femtosecond laser drilling and EDM drilling were selected, and

收稿日期: 2024-11-04; **修回日期:** 2024-11-09

基金项目: 航空创新基金项目(ZC02402280)

引用格式: 张泉, 徐元铭, 刘春红, 等. 基于临界平面法两种打孔工艺单晶涡轮叶片高周疲劳寿命对比研究[J]. 计测技术, 2024, 44(6): 39-49.

Citation: ZHANG Q, XU Y M, LIU C H, et al. Comparative study on high cycle fatigue life of single crystal turbine blades with two drilling techniques based on critical plane method[J]. Metrology & Measurement Technology, 2024, 44(6): 39-49.



the high cycle fatigue life prediction models were established respectively. The high cycle fatigue life of single crystal specimen and single crystal turbine blade with two drilling methods were predicted, and compared with the actual high cycle fatigue test results. The comparison error between the calculated life prediction results and the experimental life was about 10%. The research results provide a reference for optimizing the processing technology of aeroengine turbine blades.

Key words: high cycle fatigue; fatigue life; critical plane method; nickel based single crystal; film hole

0 引言

镍基高温合金以其优越的机械强度和抗高温持久性,被广泛地应用于地面燃气涡轮和航空发动机叶片等关键热端部件。先进叶片往往采用高代次单晶高温合金材料制备,具有薄壁、多孔复杂冷却结构,且表面涂覆先进涂层,因此先进单晶叶片结构越来越精细复杂^[1]。然而,受现有气膜孔加工工艺技术影响,镍基单晶叶片气膜孔处不可避免地存在微裂纹和微孔洞。此外,叶片表面密布的气膜孔会破坏叶片结构的几何完整性,导致局部应力集中现象加剧,使叶片处于多轴高应力状态,影响单晶叶片的高周疲劳寿命^[2]。

高周疲劳断裂是涡轮叶片的主要失效模式之一,除了打气膜孔过程中造成的损伤外,镍基单晶本身的缺陷也可能导致涡轮叶片发生高周疲劳断裂。受单晶制备技术限制,镍基单晶叶片内部会遗留微孔洞和微裂纹,在循环应力条件下,高温合金会产生驻留滑移带,滑移带会随着应力幅的升高不断累积损伤,当累积损伤达到晶粒内滑移带开裂所需变形能时,该滑移带开裂,导致高周疲劳裂纹萌生,对高温合金高周疲劳寿命产生显著影响^[3]。在叶片受高周疲劳应力影响时,这些微小缺陷会导致微裂纹产生,影响叶片高周疲劳寿命^[4]。

使用不同的打孔方式加工叶片后,气膜孔边缘和内壁会呈现不同的理化特性,因此不同打孔方式对叶片高周疲劳寿命的影响也不同^[9]。目前国内外关于镍基单晶涡轮叶片疲劳性能的研究,大多针对高周疲劳状态下镍基单晶微观机理变化和裂纹扩展等方面,缺少针对不同打孔方式造成的不同损伤形式对叶片疲劳寿命影响的研究。针对此问题,本文根据飞秒激光打孔和电火花打孔对气膜孔内壁及轮廓造成的损伤特点,分别建立两种打孔方式的有限元模型,分析高周疲劳状态下

孔周应力分布情况,基于临界平面法建立高周疲劳寿命预测模型,预测两种打孔方式单晶试件和单晶涡轮叶片的高周疲劳寿命,并将结果与实际高周疲劳试验数据进行对比。

1 单晶本构模型建立

镍基单晶合金本质上是各向异性的,滑移系的激活和开动与晶体取向密切相关。单晶材料的许多性质和行为都与晶向、晶面有关。为了准确描述和研究单晶材料在高周疲劳工况下的力学行为,需要对晶向和晶面进行数学描述。

1.1 单晶弹塑性本构模型

镍基单晶合金是一种典型的各向异性材料,不同的晶体取向,其材料力学性能会有非常大的差别。大量的理论研究和试验表明,滑移系的开动和滑移是镍基单晶合金的基本变形机制。镍基单晶晶粒为面心立方结构,疲劳裂纹总是沿着具有最大切应力的滑移面开裂^[10]。镍基单晶合金一共有3组可能开动的滑移系族:①六面体滑移族(Cub, {100} <110>滑移系族),一共包含6个可能的滑移系;②八面体滑移系族(Oct1, {111} <110>滑移系族),一共包含12个可能的滑移系;③十二面体滑移系族(Oct2, {111} <112>滑移系族),一共包含12个可能的滑移系。在具体试验中,不同温度、不同载荷下开动的滑移系族类型也不同。不同滑移系族的滑移面及其滑移方向如图1所示。

根据弹性力学中的广义胡克定律,材料的应力应变关系为

$$\{\boldsymbol{\varepsilon}\} = [\boldsymbol{S}]\{\boldsymbol{\sigma}\} \quad (1)$$

$$\{\boldsymbol{\sigma}\} = [\boldsymbol{S}]^{-1}\{\boldsymbol{\varepsilon}\} = [\boldsymbol{C}]\{\boldsymbol{\varepsilon}\} \quad (2)$$

式中: $\{\boldsymbol{\varepsilon}\}$ 为应变矩阵, $[\boldsymbol{S}]$ 为柔度矩阵, $\{\boldsymbol{\sigma}\}$ 为应力矩阵, $[\boldsymbol{C}]$ 为刚度矩阵。

根据文献[11]可知,假设晶体的滑移变形不影响单晶的弹性性质,则弹性势的存在确定了单晶的弹塑性本构关系,即

$$\hat{\varepsilon}^e = E_{\text{EMT}} : D^e \quad (3)$$

式中： E_{EMT} 为瞬时弹性模量张量(Elastic Modulus Tensor, EMT)， $\hat{\varepsilon}^e$ 为以中间构型为基准状态的Kirchhoff应力张量的Jaumann导数， D^e 为弹性变形率。

将变形率张量 $\hat{\varepsilon}$ 分解为弹性变形率与塑性变形率张量，可得

$$\hat{\varepsilon} = E_{\text{EMT}} : D - \sum_{a=1}^N [E_{\text{EMT}} : P^{(a)} + \beta^{(a)}] \dot{\gamma}^{(a)} \quad (4)$$

式中： $\dot{\gamma}^{(a)}$ 为滑移系 a 的滑移剪切速率， $P^{(a)}$ 为取向因子， D 为变形率张量， $\beta^{(a)}$ 为计算函数。

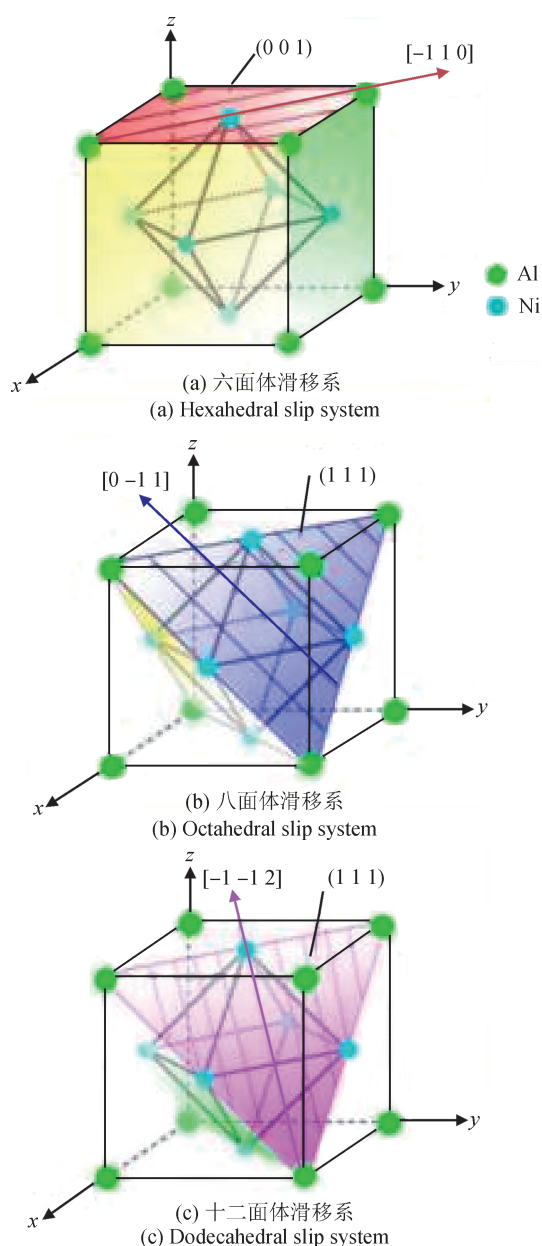


图1 单晶滑移系示意图

Fig.1 Schematic diagram of single crystal slip system

根据Schmid定律^[12]，建立宏观应力应变与滑移系上的分切应力应变关系，即

$$\tau^{(a)} = \sigma : P^{(a)} \quad (5)$$

式中： $\tau^{(a)}$ 为第 a 滑移系上的分切剪应力， σ 为宏观应力。

$P^{(a)}$ 的计算公式为

$$P^{(a)} = \frac{\mathbf{m}^{(a)}(\mathbf{n}^{(a)})^T + \mathbf{n}^{(a)}(\mathbf{m}^{(a)})^T}{2} \quad (6)$$

式中： $\mathbf{m}^{(a)}$ 为滑移系 a 单位方向矢量， $\mathbf{n}^{(a)}$ 为滑移面的单位法向矢量。

当单晶只承受单向轴向应力时，根据Schmid定律，滑移系分切应力 τ_1 与 σ 的关系可简化为

$$\tau_1 = S_f \sigma \quad (7)$$

式中： S_f 为Schmid系数因子。 $[001]$ 取向的单晶的系数因子具体值见表1。

表1 $[001]$ 取向的Schmid系数因子

Tab.1 Schmid coefficient factor of $[001]$ orientation

滑移系	数量	S_f
六面体滑移系	6	0
	4	0
八面体滑移系	8	$\frac{1}{\sqrt{6}}$
	4	$\frac{1}{3\sqrt{2}}$
十二面体滑移系	8	$\frac{2}{3\sqrt{2}}$

可将滑移系的分切应变 γ 与轴向宏观应变 ε 之间的关系简化为

$$\varepsilon = \bar{S}_f \gamma \quad (8)$$

式中： $\bar{S}_f$ 为变换系数， γ 为该滑移系滑移面上的分切应变。 $[001]$ 取向的单晶的变换系数具体值见表2。

表2 $[001]$ 取向的变换系数

Tab.2 Transformation coefficient of $[001]$ orientation

滑移系	$\bar{S}_f$
六面体滑移系	0
八面体滑移系	$\frac{8}{\sqrt{2}}$
十二面体滑移系	$\frac{8}{3\sqrt{2}}$

1.2 单晶本构子程序编写

单晶本构模型的UMAT子程序算法思想：①读取相关信息，包括：材料的弹性模量 E 、剪切模量 G 、泊松比 μ 、开动滑移系类型、晶胞轴向与全局坐标方向关系、硬化参数 m 和 $\dot{a}$ 、初始硬化模量 h_0 、滑移系临界分切应力 τ_0 、潜硬化比参数 q 、迭代参数等；②进行局部坐标变量与全局坐标变量

的转换；③初始化相关变量，包括：应力 σ 、应变 ε 、雅可比矩阵 $\Delta\sigma/\Delta\varepsilon$ 、参考剪切应力 $g^{(a)}$ 、剪切应变 $\gamma^{(a)}$ 、分解剪应力 τ 、滑移面法向 $m^{*(a)}$ 、滑移方向 $n^{*(a)}$ 、累计剪应变 γ 等；④计算相关变量增量；⑤更新相关变量，如： $g^{(a)}_{k+1} = g^{(a)}_k + \Delta g^{(a)}_k$ ；⑥判定是否符合迭代结束条件；⑦输出结果变量。

算法流程如图2所示。

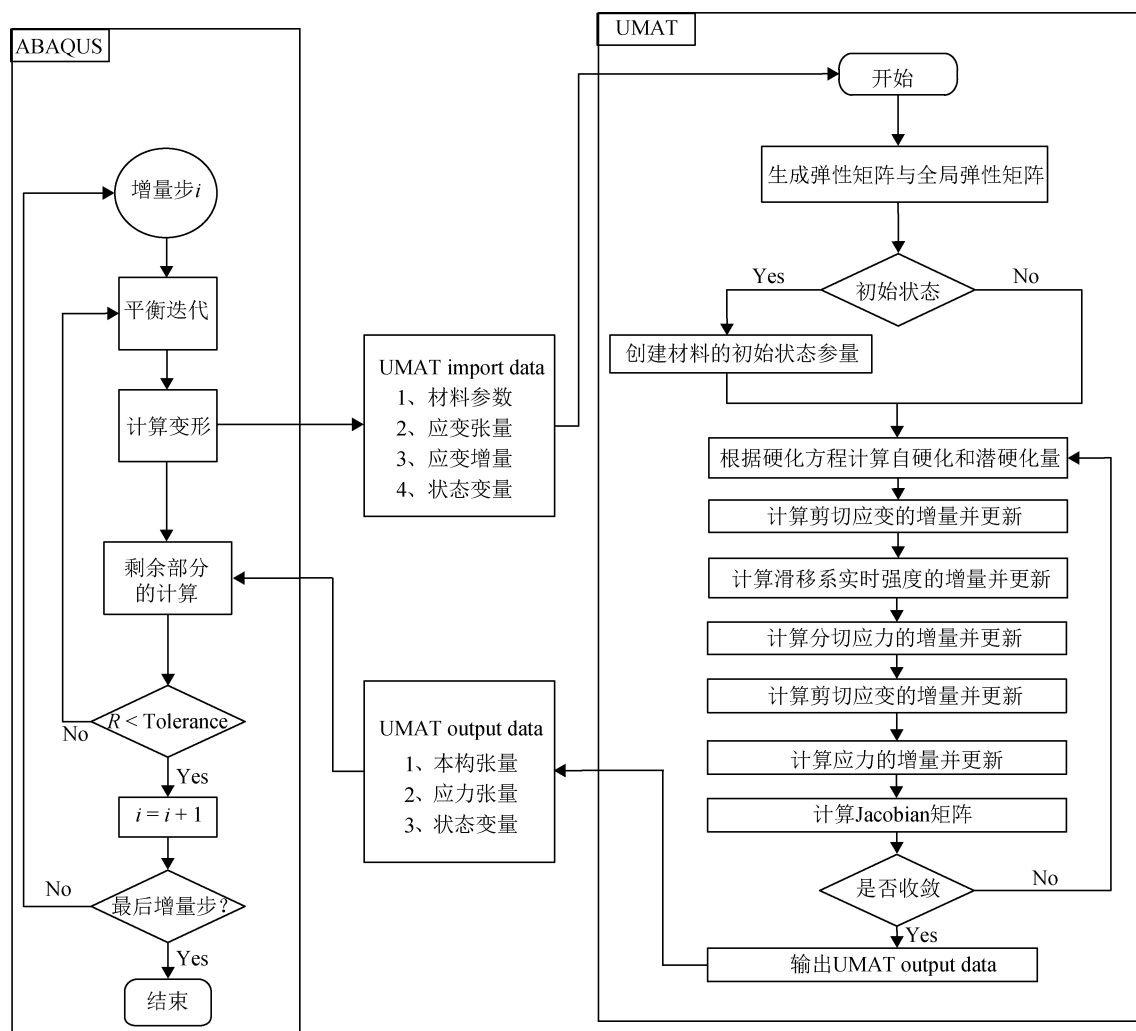


图2 算法流程图

Fig.2 Algorithm flow

2 有限元仿真

根据镍基单晶高温合金正交各向异性材料的本构方程，编写对应的UMAT子程序，进行有限元仿真分析。

2.1 几何模型建立

分析不同打孔方式所造成的孔边应力集中和

孔周腐蚀损伤状态等形貌特征，在CATIA软件中建立三维模型^[13]。飞秒激光打孔试件和电火花打孔试件孔周典型形貌如图3所示，孔壁典型形貌如图4所示。

理想状态下，气膜孔三维模型表现为内壁光滑的圆孔，而在实际飞秒激光打孔加工过程中，孔周普遍存在垂直深度最高10 μm左右的不规则边

差表示。针对打孔后气膜孔内壁存在的粗糙再铸层,在气膜孔内壁上提取一个圆柱面并划分网格,施加均匀拉伸应力。再铸层与基体材料之间网格采用共节点方式处理,模拟实际中再铸层、热影

响层和基体相互连接的状态。结构中微孔和尖角数量较多,故有限元分析时采用四面体网格划分方式,网格类型为C3D10。打孔试件有限元模型如图7所示,涡轮叶片有限元模型如图8所示。

表3 圆度测量结果

Tab.3 Roundness measurement results

试件	序号	面积/ μm^2	最大直径/ μm	最小直径/ μm	平均直径/ μm	周长/ μm	圆度/ μm
飞秒激光打孔试件	8#	297 571	628	593	613	1 971	18
	9#	269 204	603	567	583	1 859	18
	10#	275 602	602	571	590	1 894	15
	11#	306 167	639	607	622	1 993	16
	12#	274 658	603	573	588	1 883	15
电火花打孔试件	2#	294 564	646	585	609	2 007	31
	3#	309 182	687	585	624	2 050	51
	4#	300 411	647	581	616	1 986	33
	5#	261 527	612	553	574	1 886	29
	6#	304 462	654	583	619	1 997	36

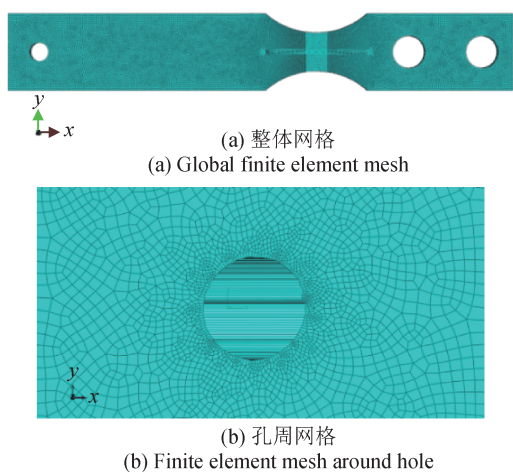


图7 打孔试件有限元模型

Fig.7 Finite element model of drilling specimen

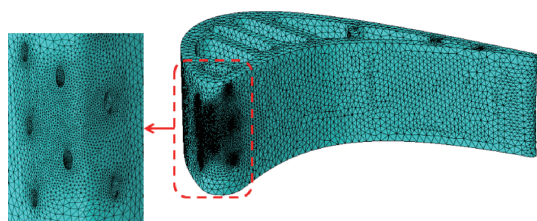


图8 涡轮叶片有限元模型

Fig.8 Finite element model of turbine blade

3 单晶高周疲劳损伤模型

3.1 临界平面法

临界平面法可将多轴应力转化为单轴应力状态,广泛应用于多轴应力疲劳分析领域^[15]。镍基单晶材料在宏观上受单向应力时,其内部不同的滑移面上所受应力状态近似于多轴应力状态,镍基单晶失效的主要模式也是沿特定滑移面萌生裂纹,最终断裂。使用临界平面法对镍基单晶疲劳试件内部各滑移面所受应力进行分析,可以结合镍基单晶断裂的微观机理,较好地解释其正交各向异性特点^[16]。

目前基于临界平面法的高周疲劳模型包括剪切应力范围(Shear Stress Range, SSR)模型、CCB(Chu-Conle-Bonnen)模型和Walls模型。SSR模型以最大分切应力幅作为损伤的判据,针对特定应力状态下开动的滑移系的滑移面,其损伤参量 D_{SSR} 计算公式为

$$D_{\text{SSR}} = \frac{\Delta\tau}{2} \quad (10)$$

式中： $\Delta\tau$ 为开动滑移系的滑移面上最大分切应力幅。

以开动滑移系上临界平面应变能作为主要判据的CCB模型损伤参量 D_{CCB} 计算公式为

$$D_{\text{CCB}} = 2\gamma_{\alpha}\tau_{\max} + \varepsilon_{\alpha}\sigma_{\max} \quad (11)$$

式中： γ_{α} 为开动滑移系最大分切应力 $\tau_{\max}$ 所在 α 滑移面上的剪切应变， ε_{α} 为 α 滑移面上的最大正应变， $\sigma_{\max}$ 为滑移面最大正应力。

Walls模型主要用于各向异性材料低周疲劳寿命的预测。Walls模型损伤参量 D_{Walls} 计算公式为

$$D_{\text{Walls}} = 50\gamma_{\max}\varepsilon_{\max} \left[\frac{\pi}{\arctan(\gamma_{\max}/\varepsilon_{\max}) + \pi/2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (12)$$

式中： $\gamma_{\max}$ 为开动滑移系滑移面最大分切应变， $\varepsilon_{\max}$ 为对应滑移面最大正应变。

在ABAQUS中代入UMAT计算结果进行有限元仿真，可以得到各个滑移面上分切应力、分切应变及其对应的滑移面上的主应力、主应变。将计算得到的结果代入上述三个疲劳计算模型中，选取吻合度较好的模型用于后续单晶件和真实叶片的高周疲劳寿命预测。

3.2 模型参数拟合

根据试验结果，在温度850℃、压强300 MPa情况下开动的滑移系为八面体和十二面体滑移系。假设试件发生高周疲劳断裂时滑移系单独开动，即不考虑多个滑移系同时开动的情况则疲劳参数的确定方法如下：

对于八面体滑移系，有

$$\varepsilon = \frac{8}{\sqrt{2}}\gamma \quad (13)$$

$$\sigma = \sqrt{6}\tau \quad (14)$$

对于十二面体滑移系，有

$$\varepsilon = \frac{8}{3\sqrt{2}}\gamma \quad (15)$$

$$\sigma = \frac{3\sqrt{2}}{2}\tau \quad (16)$$

在手册^[17]中查找镍基单晶铸件[001]取向850℃条件下的轴向高周疲劳 $S-N$ 曲线，分别计算八面体和十二面体的临界平面损伤参量，结果如表4所示。临界平面法疲劳参数-寿命曲线如图9所示。

表4 疲劳参量计算

Tab.4 Fatigue parameter calculation

滑移系	循环数/cycle	D_{SSR}	D_{CCB}	D_{Walls}
八面体滑移系	5×10^4	126.761 1	4.313 735	0.000 437
	1×10^5	116.759	3.659 842	0.000 371
	5×10^5	96.754 84	2.513 199	0.000 255
	1×10^6	89.202 25	2.136 157	0.000 216
	5×10^6	73.688 82	1.457 755	0.000 148
	1×10^7	67.973 34	1.240 391	0.000 126
十二面体滑移系	5×10^4	146.371 1	5.654 275	0.001 311
	1×10^5	134.821 7	4.797 178	0.001 112
	5×10^5	111.722 9	3.294 204	0.000 764
	1×10^6	103.001 9	2.799 991	0.000 649
	5×10^6	85.088 52	1.910 769	0.000 443
	1×10^7	78.488 85	1.625 857	0.000 377

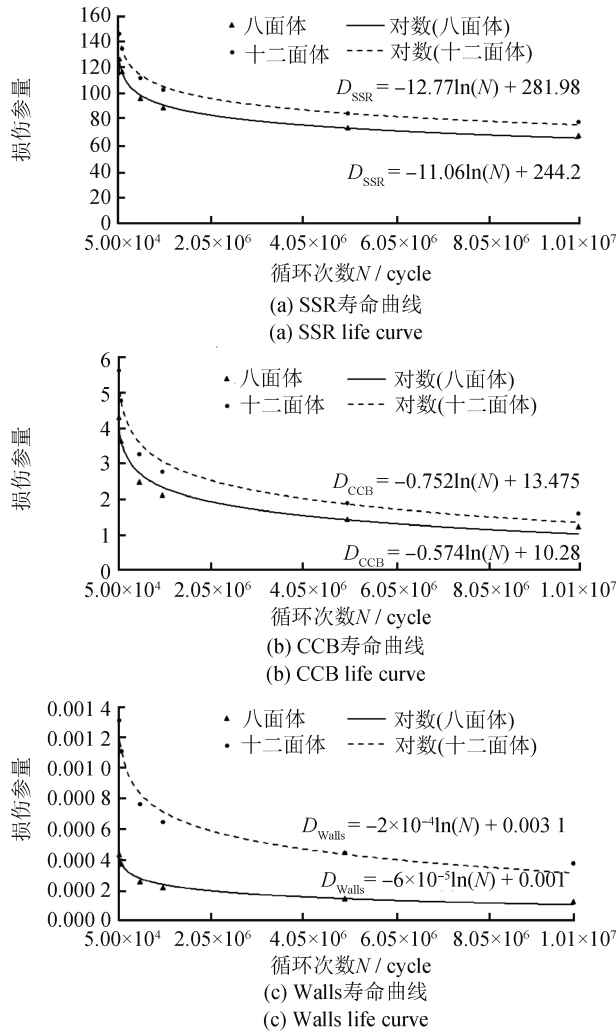


图9 临界平面法疲劳参数-寿命曲线

Fig.9 Fatigue parameter-life curve of critical plane method

4 高周疲劳寿命预测

镍基单晶材料在受到高周交变应力时,材料受疲劳应力作用会发生晶体滑移系滑移,进而引发高周疲劳断裂。因此要准确分析单晶高温疲劳寿命,必须考虑单晶材料微观组织演变以及宏观变形的影响。在宏观上,分析 Mises 应力和最大主应力在气膜孔周的分布特点,确定最大应力点和应力集中最严重的部位;在微观上,分析孔边最大分切应力的分布特点,并基于晶体滑移理论的规律,采用基于分切应力的临界平面法对高周疲劳寿命进行预测。

4.1 应力分析

实际高周疲劳试验中,试件一端固定,另一端施加垂直于轴向的疲劳载荷。试验疲劳试验台

固定涡轮叶片的榫头施加垂直于叶盆方向上的加速度,以叶尖位移作为标准判断叶片是否发生疲劳断裂。为与实际试验一致,在等效模型上施加垂直于叶盆方向的大小为 $3.28 \times 10^8 \text{ mm/s}^2$ 的加速度。将有限元计算结果导入 FESAFE 软件中,在设置施加的载荷历程形式,设定对应的镍基单晶材料,计算施加该载荷历程下试件达到高周疲劳寿命时对应的最大应力云图和对应的损伤系数云图。飞秒激光打孔试件应力云图如图 10 所示,电火花打孔试件应力云图如图 11 所示。单晶试件在受到交变疲劳载荷时,十二面体滑移系率先开动,根据 UMAT 输出文件可知,开动的滑移面为 $(1 \ -1 \ 1)$,滑移方向为 $[1 \ 2 \ 1]$,最大分切应力在孔周位置与图 6 所示试件断裂位置相同。

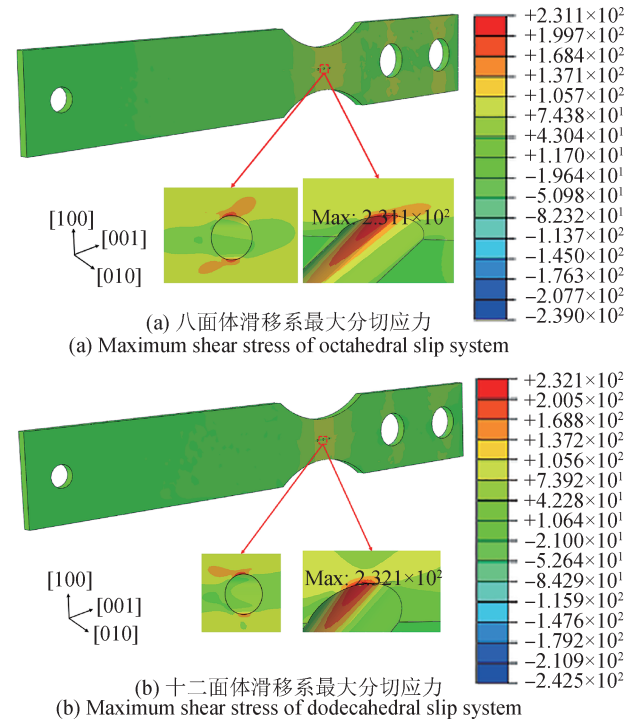


图10 飞秒激光打孔试件应力云图

Fig.10 Stress nephogram of femtosecond laser drilling specimen

飞秒激光打孔和电火花打孔叶片最大分切应力云图如图 12 所示。疲劳寿命最小位置为叶片高周分析中应力最大位置,即叶片前缘第一列靠近叶根的气膜孔内侧与气路交叉处。开动的滑移系与高周疲劳试件有限元模拟结果相同,均为十二面体滑移系,开动的滑移面和滑移方向也与高周疲劳试件有限元模拟结果相同。

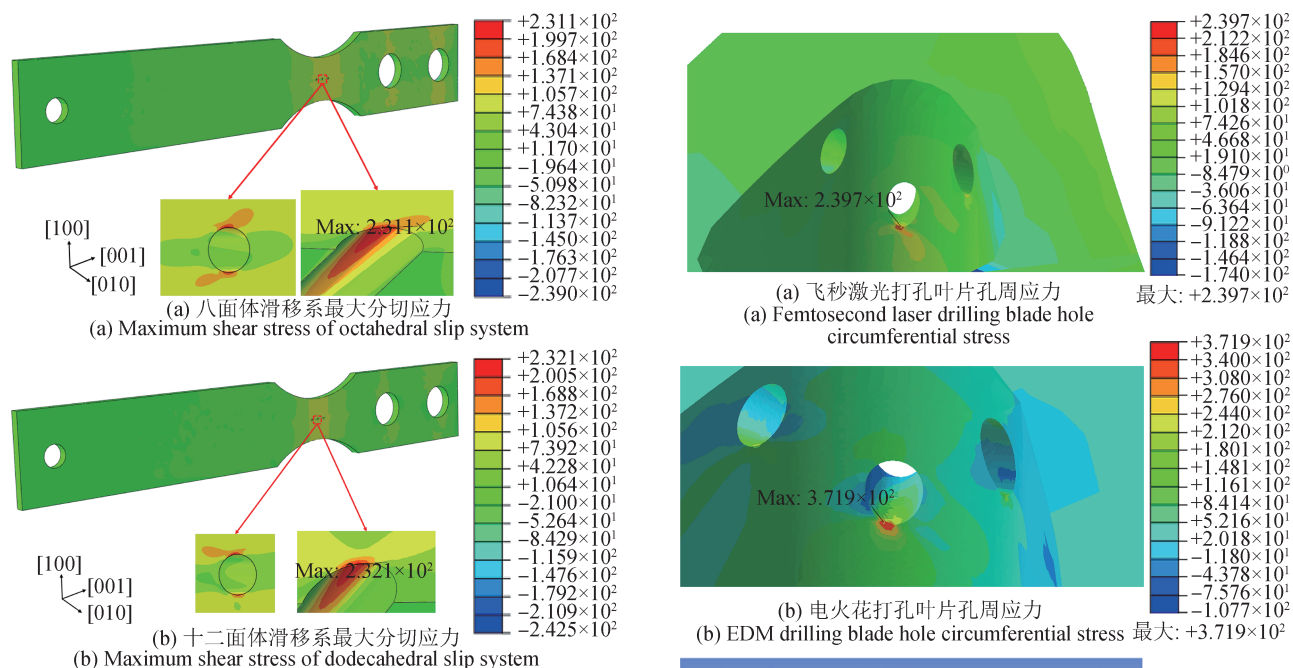


图 11 电火花打孔试件应力云图

Fig.11 Stress nephogram of EDM drilling specimen

4.2 寿命计算

将UMAT输出的飞秒激光打孔和电火花打孔最大应力位置的最大切应力和最大切应变输出, 随后根据式(10)~式(12), 分别计算三种临界平面寿命预测模型的损伤参量, 并代入图9所示的损伤参量-寿命曲线中, 预测试件的高周疲劳寿命。寿命预测结果如表5所示。

针对飞秒激光打孔试件, 选用SSR模型对镍基单晶高周疲劳寿命进行预测, 与实际试验有较高的拟合度, 预测寿命与试验寿命误差为8.77%; 针对电火花打孔试件, 选用CCB模型对镍基单晶

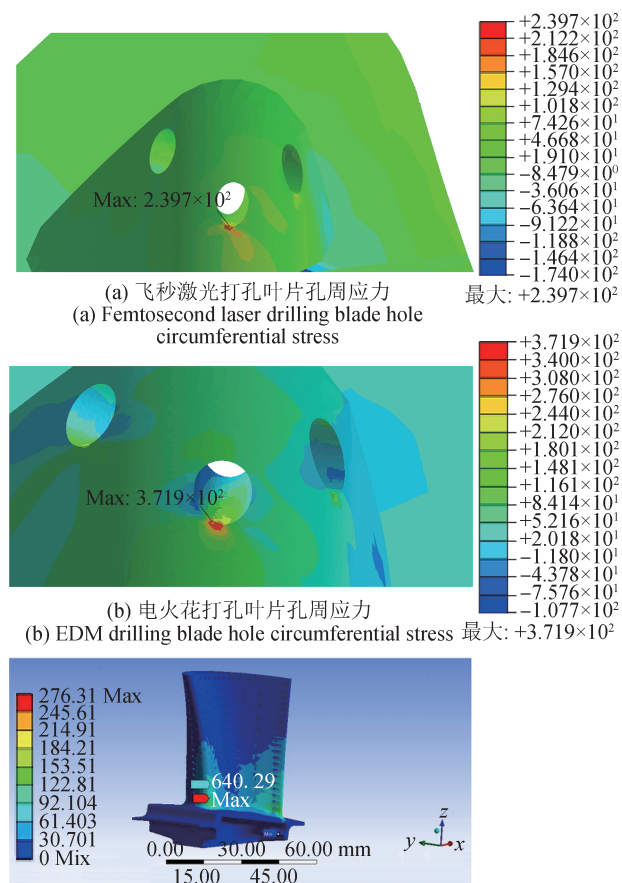


图 12 涡轮叶片应力云图

Fig.12 Stress nephogram of turbine blade

高周疲劳寿命进行预测, 与实际试验寿命拟合度较高, 误差为9.89%。

结合试件的高周疲劳寿命预测结果, 针对飞秒激光打孔叶片, 选用SSR模型对疲劳寿命进行预测; 针对电火花打孔试件, 选用CCB模型对疲劳

表 5 单晶试件疲劳寿命计算结果

Tab.5 Fatigue life calculation results of single crystal specimen

打孔方式	损伤参量	计算寿命 / cycle	试验寿命 / cycle	误差 / %
飞秒激光打孔	$D_{SSR} = 111.592$	748 768	820 790	8.77
	$D_{CCB} = 1.973\ 363$	4 389 518	820 790	81.30
	$D_{Walls} = 0.000\ 271$	1 390 650	820 790	40.98
电火花打孔	$D_{SSR} = 230.29$	24 025	275 238	91.27
	$D_{CCB} = 3.226\ 091$	248 024	275 238	9.89
	$D_{Walls} = 0.000\ 299$	118 327	275 238	57.01

寿命进行预测。单晶涡轮叶片疲劳寿命计算结果如表6所示，飞秒激光打孔叶片有限元计算寿命与实际试验寿命误差为9.01%，电火花打孔叶片有限元计算寿命与实际试验寿命误差为10.45%。

表6 单晶涡轮叶片疲劳寿命计算结果
Tab.6 Fatigue life calculation results of single crystal turbine blade

打孔工艺	损伤参量	计算寿命 / cycle	试验寿命 / cycle	误差 / %
飞秒激光打孔	$D_{SSR} = 119.85$	33 270 475	36 566 724	9.01
电火花打孔	$D_{CCB} = 2.603\ 302$	8 806 703	9 834 141	10.45

5 结论

1) 基于晶体滑移理论，编制了镍基单晶本构模型 UMAT 子程序，并接入 ABAQUS 有限元分析软件。

2) 分析飞秒激光打孔和电火花打孔对气模孔内壁及轮廓造成的损伤，分别针对两种加工方式造成的损伤建立有限元模型，基于 UMAT 得到孔周分切应力分布情况，最大应力位置与实际试验开裂位置相同。

3) 引入基于临界平面法的单晶高周疲劳寿命计算方法。分别使用 SSR、CCB 和 Walls 寿命预测模型对飞秒激光打孔和电火花打孔单晶试件及涡轮叶片进行寿命预测，结果表明：对于飞秒激光打孔试件及叶片而言，选用 SSR 模型对镍基单晶高周疲劳寿命进行预测与实际试验有较高的拟合度；对于电火花打孔，选用 CCB 模型对镍基单晶高周疲劳寿命进行预测与实际试验有较高的拟合度。计算得到的试件和涡轮叶片的寿命预测结果与试验寿命对比误差均在 10% 左右。

参考文献

[1] 刘静,王莉,于明涵,等. 镍基单晶高温合金近服役环境性能研究进展[J]. 中国材料进展, 2024, 43(10): 891-901.

LIU J, WANG L, YU M H, et al. Research progress on the service environmental performance of nickel - based single crystal superalloys[J]. Materials China, 2024, 43 (10): 891-901. (in Chinese)

[2] 姜祖岗,张保文,赵文彬. 复杂结构单晶涡轮叶片气膜孔制孔质量控制及改进研究[J]. 装备制造技术, 2018, 16(6): 192-195.

JIANG Z G, ZHANG B W, ZHAO W B. Research on quality control and improvement of film hole drilling for single crystal turbine blade with complex structure [J].

Equipment Manufacturing Technology, 2018, 16 (6) : 192-195. (in Chinese)

[3] MUSHONGERA L T, KUMAR P, SANGID M D. The interaction of point defects with stress fields generated by persistent slip bands in face - centered cubic nickel [J]. Advanced Engineering Materials, 2020, 22 (12). DOI: 10. 1002/adem. 202000490.

[4] BELYAEV M S, MOROZOVA L V, GORBOVETS M A. Failure of single crystals samples of experimental nickel superalloy tested to high cycle fatigue[J]. Inorganic Materials: Applied Research, 2021, 12(1): 208-215.

[5] LI P, JIANG W, SUSMEL L, et al. Porosity-related high-cycle fatigue strength of nickel-base single crystals: fatigue experiments and electron back-scattered diffraction analysis[J]. International Journal of Fatigue, 2023, 168. DOI: 10. 1016/j. ijfatigue. 2022. 107374.

[6] 卢绪平,王跃,陈墨,等. 气膜孔对 DD6 镍基单晶高温合金高周疲劳强度的影响研究[J]. 推进技术, 2024, 45(8): 198-206.

LU X P, WANG Y, CHEN M, et al. Effect of gas film holes on high cycle fatigue strength of DD6 nickel base single crystal superalloy [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(8): 198-206. (in Chinese)

[7] 高至远,陈皓晖,陈新,等. DD6 单晶高温合金模拟薄壁试样超高频振动疲劳[J]. 航空材料学报, 2023, 43 (2): 98-106.

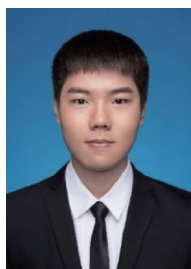
GAO Z Y, CHEN H H, CHEN X, et al. Ultra-high frequency vibration fatigue of DD6 single crystal superalloy simulating thin-walled specimens[J]. Journal of Aeronautical Material, 2023, 43(2): 98-106. (in Chinese)

[8] 张志金,张明岐,潘志福. 制孔工艺对 DD6 镍基单晶高温合金低周疲劳性能的影响[J]. 电加工与模具, 2024(1): 31-34.

ZHANG Z J, ZHANG M Q, PAN Z F. Effect of different craft on low cycle fatigue life of single-crystal nickel-based

- superalloy DD6 with film-cooling holes [J]. Electromachining & Mould, 2024(1): 31-34. (in Chinese)
- [9] 张志金, 张明岐. DD6 镍基单晶气膜孔平板高周疲劳性能研究[C]// 特种加工技术智能化与精密化——第 17 届全国特种加工学术会议论文集, 2017.
- ZHANG Z J, ZHANG M Q. High cycle fatigue properties of DD6 nickel based single crystal gas film hole plate [C]// Intelligence and Precision of Special Machining Technology——Proceedings of the 17th National Conference on special machining, 2017. (in Chinese)
- [10] SAMAL M K. Simulation of material stress-strain curve and creep deformation response of nickel based superalloys using crystal plasticity based finite element models [J]. Transactions of the Indian Institute of Metals, 2016, 69(4): 949-960. DOI: 10.1007/s12666-015-0591-z.
- [11] HILL R, RICE J R. Constitutive analysis of elastic-plastic crystals at arbitrary strain [J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 1972, 20(6): 401-413. DOI: 10.1016/0022-5096(72)90017-8.
- [12] SCHMID E. Plasticity of crystals with special reference to metals[M]. 1968.
- [13] 宋金榜, 易海云. 航空发动机涡轮叶片气膜孔加工工艺[J]. 工具技术, 2020, 51(12): 82-86.
- SONG J B, YI H Y. Technology for gas film hole of aircraft engine turbine blade [J]. Tool Engineering, 2020, 51(12): 82-86. (in Chinese)
- [14] 陈星, 刘新灵, 张金刚, 等. 基于磨粒流处理高涡工作叶片振动疲劳断裂损伤行为研究[J]. 失效分析与预防, 2023, 18(1): 29-36.
- CHEN X, LIU X L, ZHANG J G, et al. Study on vibration fatigue of working blades with high vortexes based on abrasive flow [J]. Failure Analysis and Prevention, 2023, 18(1): 29-36. (in Chinese)
- [15] 戚东涛, 程光旭, 段权, 等. 基于临界平面法的复合材料多轴疲劳损伤参量研究[J]. 西安交通大学学报, 2003, 37(11): 1182-1185.
- QI D T, CHENG G X, DUAN Q, et al. Multiaxial fatigue damage parameter for fibre-reinforced composites based on a critical plane approach [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2003, 37(11): 1182-1185. (in Chinese)
- [16] 王荣桥, 李懋源, 蒋康河, 等. 基于临界平面法的镍基单晶高温合金高周疲劳模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 677-682.
- WANG R Q, LI M Y, JIANG K H, et al. High cycle fatigue life model of nickel base single crystal superalloy based on critical surface method [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 677-682. (in Chinese)
- [17] 《中国航空材料手册》委员会. 中国航空材料手册: 第 2 卷 变形高温合金 铸造高温合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- China Aviation Materials Manual Committee. China aeronautical materials manual: volume 2——wrought superalloy——cast superalloy [M]. Beijing: China Standards Press, 2002. (in Chinese)

(本文编辑: 刘圣晨)



第一作者: 张泉(1998—), 男, 助理工程师, 硕士, 主要研究方向为力学与数据处理。



通信作者: 徐元铭(1965—), 男, 教授, 博士, 主要研究方向为飞行器设计。