

孔间非均匀应力影响下的带孔薄板破坏行为

石多奇¹, 张恒斌¹, 李振磊², 董成利³, 杨晓光¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;

3. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 针对燃气涡轮发动机中带密布孔薄壁结构特征引起的疲劳-蠕变开裂问题, 设计了带单孔、双孔的 DZ125 薄壁平板试样, 开展了 850 ℃、应力比为 0.1 的高温疲劳-蠕变试验研究。基于双孔薄板的弹塑性有限元分析结果, 确定两孔之间的应力最大路径为关键区域, 定义了描述多孔平板复杂应力状态的孔间等效应力。有限元分析和试验结果表明: 孔间非均匀应力是决定多孔平板循环寿命的关键因素, 循环寿命随孔间等效应力的增加而减小; 沿加载方向的拉伸应力是带孔薄板疲劳-蠕变破坏的主导应力, 裂纹起源于边缘孔高应力区。距径比在临界值 4.22 左右, 等效应力变化较大, 在设计时应将距径比控制在该临界值以上。

关 键 词: 涡轮叶片; 气膜冷却孔; 疲劳-蠕变; 孔间应力干涉; 应力集中; 镍基高温合金

中图分类号: V232.1

文献标志码: A

Effect of nonuniform stress between holes on failure behavior of thin plate with holes

SHI Duoqi¹, ZHANG Hengbin¹, LI Zhenlei², DONG Chengli³, YANG Xiaoguang¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

3. Beijing Institute of Aeronautical Materials,

Aero Engine Corporation of China, Beijing 100095, China)

Abstract: In view of the problem of creep-fatigue cracking caused by thin-walled structure with dense holes in gas turbine engine, the DZ125 thin-walled plate specimens with holes were designed, and the creep-fatigue test was carried out at 850 ℃. Based on the elastic-plastic finite element analysis results of double-hole thin plate, the maximum stress path between two holes was defined as the critical area, and the equivalent stress between holes describing the complex stress state of the plate with holes was proposed. The finite element analysis and test results illustrated that the non-uniform stress between holes is the key factor to determine the cycle life; the cycle life decreased with the increase of the equivalent stress between holes. In addition, the tensile stress along the loading direction is the dominant stress of creep-fatigue failure of thin plate with holes; and the crack was originated from the high stress area of edge holes. Finally, when the the ratio of distance between adjacent holes to the diameter was about 4.22, the equivalent stress changed significantly, so the parameter should be controlled above this critical value in the design.

收稿日期: 2022-04-03

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-VI-0008-0122); 国家自然科学基金(52105137); 国家科技重大专项(J2019-IV-0017-0085)

作者简介: 石多奇(1975—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机结构强度和寿命可靠性、高温材料力学行为与本构理论等研究。

通信作者: 李振磊(1988—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事发动机结构强度的研究。E-mail: lizhl@buaa.edu.cn

引用格式: 石多奇, 张恒斌, 李振磊, 等. 孔间非均匀应力影响下的带孔薄板破坏行为[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2353-2361. SHI Duoqi, ZHANG Hengbin, LI Zhenlei, et al. Effect of nonuniform stress between holes on failure behavior of thin plate with holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2353-2361.

Keywords: turbine blade; film cooling hole; creep-fatigue; stress interference between holes; stress concentration; nickel-based superalloy

随着航空燃气涡轮发动机技术的发展, 高压涡轮工作叶片普遍采用气膜冷却技术来平衡不断提高的涡轮前温度带来的负面影响^[1-2], 但会在叶身前缘和叶盆中部气膜孔周围及相邻孔之间产生复杂的非均匀应力场^[3], 随飞行起落次数的增加而产生低循环疲劳-蠕变损伤开裂。如果气膜孔直径和孔间距匹配不当, 还会产生孔间应力干涉, 对叶片结构强度设计和耐久性分析提出了挑战。此外, 燃烧室火焰筒和加力燃烧室筒体普遍采用的带孔薄壁结构, 也具有与气膜冷却结构相似的几何特征。如何从力学本质出发, 发展孔间非均匀应力状态的描述方法, 对先进燃气涡轮发动机气膜冷却叶片等带孔薄壁结构的强度设计及寿命分析具有重要的现实意义。

围绕孔间高应力区互相作用产生的非均匀应力状态对高温疲劳破坏的影响, 国内外学者针对带孔板和密布孔平板开展了大量试验和理论研究。1991 年岳彦芳、饶寿期^[4]开展试验, 拟合出能反映 DZ22 合金三阶段蠕变的本构方程, 验证了有限元程序分析正交各向异性材料蠕变的有效性, 并采用简化方法对多孔构件蠕变开展有限元计算, 经对密布小孔板状试件的试验对比分析, 两者结果吻合较好, 但该研究受制于当时计算机性能, 在有限元分析上采用了较多简化方法, 缺乏孔边局部应力特征的详细分析。周天朋等^[5-6]开展了 DZ125 合金单孔平板在 760、850、980 °C 下的低循环疲劳-蠕变试验, 试验结果表明应力集中和高温保载是试件破坏的主要原因, 并提出了一种基于光滑试样低循环疲劳-蠕变寿命数据来预测带孔平板寿命的方法, 但该文仅针对单孔薄板, 并未分析多孔排布对薄壁结构破坏带来的影响。Yokoyama 等^[7]针对镍基定向凝固高温合金制成的带单孔及多孔试样, 进行了 900 °C 下的低循环疲劳试验, 提出了一种评估孔边循环非弹性行为的方法, 该方法使用各向异性材料的循环 Neuber 法评估构件的失效寿命。Watanabe 等^[8]针对带多孔平板, 研究了其在高温下的蠕变疲劳强度, 分析了带多孔结构在疲劳过程中的塑性行为和蠕变过程中的应力松弛现象。艾兴等^[9]针对带孔薄壁平板试样, 研究了气膜孔对镍基单晶合金冷却叶片模拟试样高温持久断裂寿命的影响, 发现在 950 °C 和 377 MPa 条件下, 带孔板的持久断裂寿命是无孔板的一半, 蠕变损伤起源于孔边; 仿真

分析发现气膜孔周边存在应力集中和应力重分布。卢绪平等^[10]针对含有不同数量气膜孔的 DD6 薄壁平板试样, 试验研究了其在 900 °C 下的低周疲劳行为, 发现气膜孔的数量对试样的低周疲劳寿命影响很大; 探究了多孔平板与单孔平板的破坏形式差异, 对于单孔试样及密排多孔试样的中间孔, 裂纹沿 [001] 扩展, 密排多孔试样的上下 2 排气膜孔周围的裂纹沿多个滑移面扩展。Zhang 等^[11]针对方形和三角形穿透模式的密排冷却孔的薄板试样开展了高温蠕变试验, 研究了密排冷却孔对镍基单晶高温合金平板试样显微组织演变的影响。Liang 等^[12]针对 DZ125 的单孔和多孔薄板, 研究了不同激光打孔工艺对薄板破坏形式的影响。Wang 等^[3]采用晶体塑性有限元方法研究了镍基单晶带密排孔薄板试样在蠕变过程中的孔间干涉效应, 但未从应力分布及强弱程度角度对孔间干涉进行研究。李磊等^[13]将单晶叶片前缘气膜孔简化为平板模型, 采用晶体塑性理论分析了多孔干涉下气膜孔的弹塑性力学行为, 孔边八面体、十二面体、六面体滑移系均开动, 计算结果表明多排气膜孔间存在着明显的应力干涉, 高应力区出现在相邻两列气膜孔孔心连线区域, 低应力区出现在同列气膜孔之间。冉文桑等^[14]针对等径双开孔受双向力薄壁平板为对象, 对孔间应力干涉效应的规律和影响因素进行了计算分析研究, 但该研究所得规律特征不明显, 仅对孔间干涉效应对应力分布的影响进行了定性分析, 并无试验相佐证。胡广丰^[15]针对单晶双层壁气冷涡轮叶片的材料特性和结构强度特征开展计算研究, 分析了多孔薄壁结构的最大分解切应力分布规律对于结构滑移开动的影响, 但其并未对多孔结构上的复杂应力分布特征进行总结提炼。何雨舒^[16]针对缺口薄板及带密布孔薄板进行了应力分析, 提出了适用于缺口结构的寿命预测模型, 但研究中带密布孔薄板模型较少, 所得规律并不明确。

上述研究主要限定在单孔和密布孔的存在对高温疲劳破坏影响的定性分析和唯象寿命模型修正, 仍缺少针对孔间应力集中、孔间高应力区干涉引起的非均匀应力状态的定量描述及其影响下的疲劳-蠕变破坏行为研究。在带孔平板中, 单孔薄板只能用于研究应力集中对高温疲劳破坏的影响。涡轮叶片气膜孔的排布方式、孔间距等几何设计参数对孔间应力水平和应力集中程度都有重

要影响, 导致相邻孔间也可能处于非均匀复杂应力状态并影响孔边开裂寿命。其中, 相邻孔中心距离与孔直径之比(距径比, R_{DD})是重要的结构参数。目前, 关于不同孔径和距径比条件下, 孔边和孔间应力分布及其对低循环疲劳-蠕变寿命的影响规律尚不清晰。

针对涡轮叶片气膜冷却孔引起的孔边非均匀应力场问题, 本文针对不同距径比及不同孔排布形式的带孔薄板开展低循环疲劳-蠕变试验。对孔间非均匀应力场进行仿真计算, 对试样断口做 SEM(scanning electron microscope)分析, 以分析孔间应力干涉效应对非均匀应力场分布的作用, 并探究非均匀应力状态对带孔平板破坏形式的影响。研究结果可为涡轮叶片气膜冷却结构及其他带孔薄壁构件的设计提供参考。

1 试验流程

1.1 材料与试样设计

试验中采用的高温材料为定向凝固镍基高温合金 DZ125, 因其优异的力学性能, DZ125 被广泛应用到航空发动机热端部件中^[17-18]。DZ125 材料质量分数包括: C 为 0.07%~0.12%、Cr 为 8.4%~9.4%、Co 为 9.5%~10.5%、W 为 6.5%~7.5%、Al 为 4.8%~5.4%、Ta 为 3.5%~4.1%、Mo 为 1.5%~2.5%、Ti 为 0.7%~1.2%、B 为 0.01%~0.02%、Hf 为 1.2%~1.8%, 剩余成分为 Ni。取其定向凝固的方向为试样轴线方向, 且柱晶生长方向与主轴偏离角度不超过 15°。

为探究孔间应力集中及高应力区干涉对于带孔平板破坏机理及寿命的影响, 设计了带单孔平板试样及两种距径比的带双孔平板试样, 其几何尺寸见图 1。

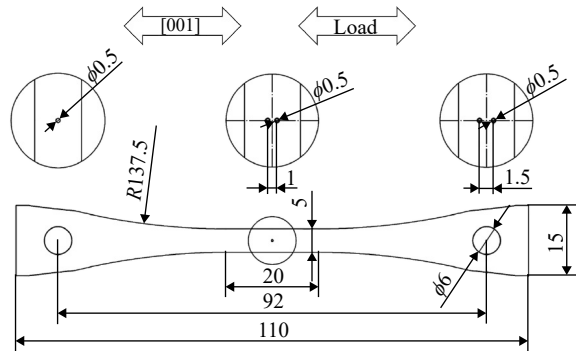


图 1 试样类型及尺寸(单位: mm)

Fig. 1 Types and geometric dimensions of specimens (unit: mm)

1.2 试验方案

低循环疲劳-蠕变试验方案如表 1 所示。利用英斯特朗-8801 液压疲劳试验机, 采用应力控制, 名义应力比为 0.1, 试验温度 850 ℃。表中 S0 表示带单孔平板, D2、D3 分别代表距径比 $R_{DD}=2$ 和 $R_{DD}=3$ 的带双孔平板; R 表示加载载荷比, σ_{nom} 表示名义应力。试验标准执行 ASTM-E466-2007 《金属材料力控制的轴向等幅疲劳试验实施规程》。

表 1 试验矩阵
Table 1 Test matrix

类型	编号	R	σ_{nom}/MPa	保载时间/s
单孔板	S0-1	0.1	450	30
	S0-2		550	30
	S0-3		550	60
	S0-4		550	120
双孔板 ($R_{DD}=2$)	D2-1	0.1	450	30
	D2-2		550	30
	D2-3		550	60
	D2-4		550	120
双孔板 ($R_{DD}=3$)	D3-1	0.1	550	30
	D3-2		550	60
	D3-3		550	120

1.3 有限元分析

采用 ABAQUS 2016 商用有限元计算软件对带孔平板试样进行应力分析, 按照带单、双孔平板试样的尺寸建立试样标距段有限元模型, 单元类型为六面体单元 C3D8, 网格和单元数见表 2。沿加载方向(本文为 3 方向), 模型一端固支另一端施加表 1 中的试验应力。采用经典塑性理论, 通过 Mises 屈服面定义各向异性屈服。图 2 给出了 550 MPa 含孔截面名义应力下的拉伸应力(S_{33})云图。

为探究不同孔径对于带孔平板应力状态的影响, 根据平板对称性, 建立了三种孔径、不同距径

表 2 试样有限元模型网格和单元数
Table 2 Mesh attribute parameters of the finite element model of each sample

试样类型	单元数	节点数
单孔板	142 052	154 656
双孔板 ($R_{DD}=2$)	51 520	59 081
双孔板 ($R_{DD}=3$)	52 500	61 226

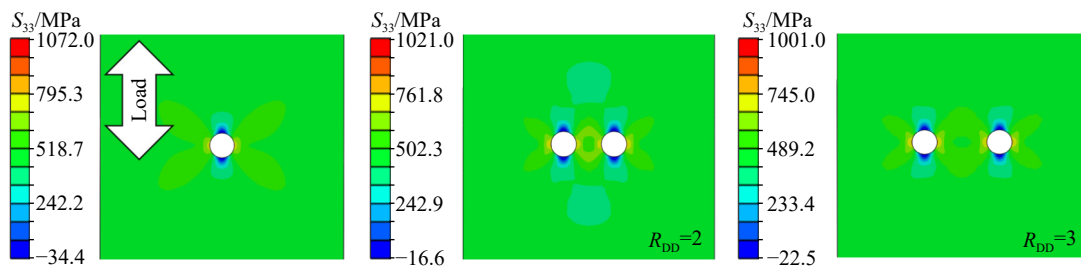


图 2 带孔平板 550 MPa 含孔截面名义应力下的拉伸应力云图

Fig. 2 Tensile stress distribution of flat specimen under nominal stress of 550 MPa

比带双孔平板 1/2 尺寸的有限元模型。平板尺寸为 50 mm×50 mm×1 mm, 单元类型为六面体单元 C3D8, 孔边局部网格加密处理。孔径、孔间距和载荷大小均对带孔平板的应力状态带来显著影响, 为控制变量, 仅研究孔径和孔间距对带孔板应力

分布的影响规律, 向模型施加较小的名义应力, 使带孔板处于弹性应力水平。本研究中, 为排除材料塑性的影响, 按含孔截面名义应力为 100 MPa 设定载荷条件, 图 3 给出了部分带双孔平板(直径为 0.5 mm)的拉伸应力云图。

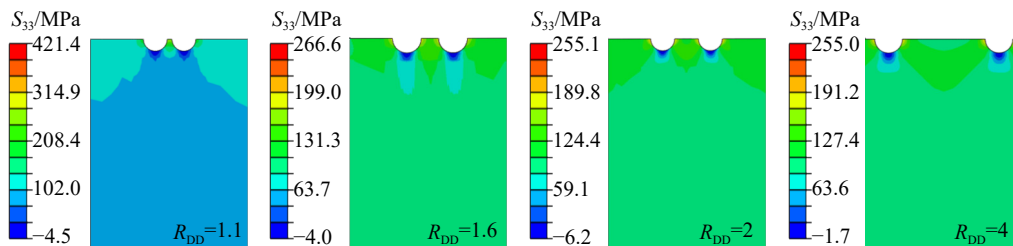


图 3 近似无限大带双孔平板 100 MPa 含孔截面名义应力下的拉伸应力云图

Fig. 3 Tensile stress distribution of approximately infinite double-holes plate under nominal stress of 100 MPa

2 结果与讨论

2.1 孔间非均匀应力定量描述

带孔薄板的相邻孔在结构上产生的应力集中区互相影响, 会引起孔间复杂应力分布, 该效应与高温疲劳载荷的共同作用, 对结构安全和损伤过程可能带来复杂影响。

根据三种孔径($R=0.25, 0.5, 0.75$ mm)不同距径比($R_{DD}=1.1\sim 10$)的带双孔平板应力的有限元计算结果, 沿两孔边最大应力连线, 提取该路径上加载方向应力 σ_{33} , 路径选取规则见图 4, 图中 S_{33} 为拉伸应力, 单位为 MPa; 归一化处理得到的孔间应力分布规律见图 5, 图中 D 表示孔直径, 单位为 mm。

由图 5 可知, 不同孔径的带双孔平板应力分布形式基本一致。随着距径比增大, 孔间应力下降程度更加剧烈。当距径比大于 4 时, 对应的应力分布曲线趋于一致; 当距径比小于 4 时, 对应的应力分布差异较大。该规律体现了两孔相互干涉对孔间应力分布的影响, 当距径比较小时, 孔间干涉效应较强, 孔间应力维持在较高水平, 此效

应随距径比减小进一步增强, 反之亦然。

为量化该规律, 基于关键区域上的应力分布, 定义孔间等效应力, 其表达式为

$$\sigma_{\text{equ}} = \frac{\int_{x_{\min}}^{x_{\max}} \sigma_n dx}{\Delta x} \quad (1)$$

式中 σ_n 为最大应力路径上的拉伸方向应力(σ_{33})分布函数, x 为路径距离, $\Delta x = |x_{\max} - x_{\min}|$ 为应力分

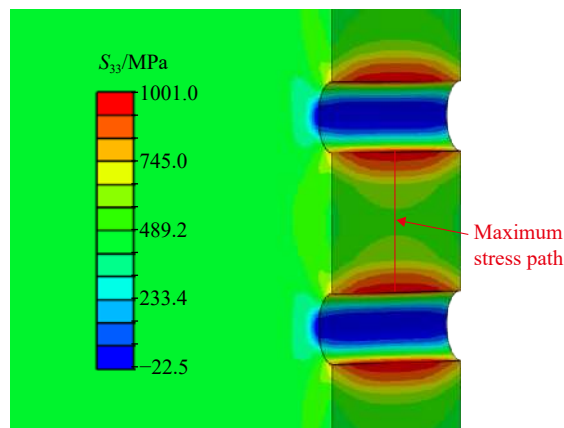


图 4 最大应力路径定义

Fig. 4 Definition of maximum stress path

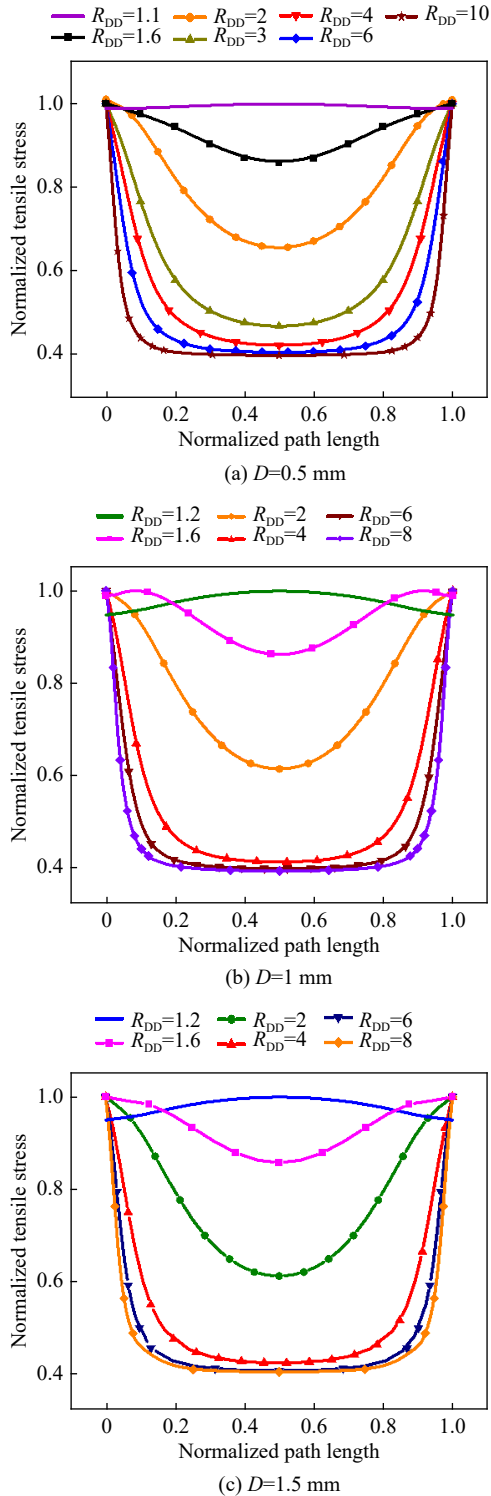


图 5 孔间应力分布规律

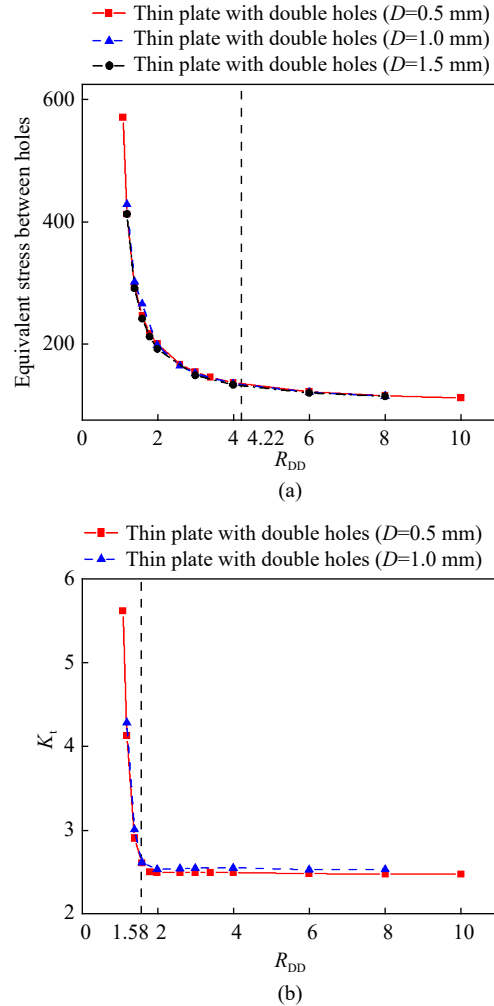
Fig. 5 Stress distribution between holes

布函数上最大、最小应力对应孔间路径距离的差值。

图 6 给出了带双孔平板的孔间等效应力 σ_{equ} 及理论应力集中因子 K_t 随距径比的变化规律。由图 6(a) 可得, 不同孔径的带双孔平板孔间等效应力 σ_{equ} 随 R_{DD} 的变化规律相同。若定义比值 A 为

$$A = (\sigma_{\text{equ}} - \sigma_{\text{equ,min}}) / (\sigma_{\text{equ,max}} - \sigma_{\text{equ,min}}) \quad (2)$$

式中 σ_{equ} 为指定距径比下的孔间等效应力, $\sigma_{\text{equ,min}}$ 为随距径比变化的孔间等效应力最小值, $\sigma_{\text{equ,max}}$ 为随距径比变化的孔间等效应力最大值。

图 6 带双孔平板的孔间等效应力及理论应力集中因子随 R_{DD} 的变化规律Fig. 6 Law of equivalent stress between holes and stress concentration factor of double-holes flat plate with R_{DD}

当距径比较大时, σ_{equ} 降低至接近最小值, 变化幅度较小, 因此本文设定当 $A=5\%$ 时对应的 R_{DD} 为临界距径比, 则 $R_{\text{DD-CR}}=4.22$ 。结合图 5 和图 6(a) 可知: 当 $R_{\text{DD}} < R_{\text{DD-CR}}$ 时, 相邻孔间的应力干涉效应相对较强, 孔间等效应力 σ_{equ} 较大; 当 $R_{\text{DD}} > R_{\text{DD-CR}}$ 时, 相邻孔间的应力干涉效应相对较弱, 孔间等效应力 σ_{equ} 处于较低水平。

另一方面, 由图 6(b) 可得, 不同孔径的带双孔平板的 K_t 随 R_{DD} 的变化规律基本相同。类似式 (2), K_t 发生突降时对应的临界距径比为 1.58。由图 5 的孔间应力分布曲线可看出, 带双孔平板

最大应力点位置随距径比减小由孔边逐渐转移至孔间,其临界值与 K_t 变化的临界值接近。此现象说明双孔平板孔边由应力集中造成的高应力区在距径比过小时重叠,孔间应力干涉效应加强,应力最大值由孔边逐渐转移至孔间高应力叠加区域。

表 3 给出了带双孔板在两种距径比下的低循环疲劳-蠕变试验的断裂循环次数(寿命),表中 t 为保载时间。可见两种距径比下的寿命有明显差异,距径比较小带双孔板寿命均更低。分析得衡量非均匀应力分布场的孔间等效应力有明显变化,而 K_t 无变化。由此可见,应力集中因子并非带多孔平板破坏的决定因素,而孔间高应力区干涉引起的非均匀应力场则是带多孔平板破坏的决定因素之一。因此,当距径比小于 4.22 时,带多孔平板出现孔间应力干涉现象,两孔间应力分布受到孔间干涉的影响,这一效应随距径比减小而增强;当距径比大于 4.22 时,随着 R_{DD} 增加,孔间应力干涉效应逐渐消失而与无限大单孔平板应力分布状态趋于一致。

图 7 给出了归一化孔间等效应力与归一化 K_t 的比较结果,发现两者在距径比小于某一临界值时规律相同,该临界值位于 1.5~1.6 之间,与

K_t 突变临界值、最大应力位置变化临界值接近。当距径比小于该临界值时,应力集中导致的高应力区影响效应增强,此时的最大应力值迅速增长,最大应力位置由孔边转移至两孔之间。

综上所述,对于孔间应力干涉,在距径比小于 4.22 时,其影响不可忽略;在距径比小于 1.58 时,发生孔间应力集中-干涉效应,相邻两孔应力集中导致的高应力区高度重叠,孔间干涉效应增强。孔间等效应力代表这种高水平非均匀应力场变化的剧烈程度,由距径比确定。对于有应力干涉的几何不连续结构,应采用孔间等效应力及应力集中因子一同表达其应力特征,带孔板低循环疲劳-蠕变寿命方程应当包含孔间应力干涉效应这一重要因素。涡轮叶片密排气膜孔结构参数设计应尽可能避免发生孔间应力干涉效应,将距径比控制在 4.22 以上;若设计空间不允许,则应将距径比控制在 1.58 以上。

2.2 试验结果与分析

图 8 是低循环疲劳-蠕变断裂试样照片。从上至下分别为带单孔薄板、带双孔薄板($R_{DD}=2$)和带双孔薄板($R_{DD}=3$)。

图 9 给出了各试样疲劳-蠕变循环寿命对比情况。由图可得,在加载条件相同时,带单孔平板的循环寿命和带双孔平板不同,在 30、60 s 保

表 3 两距径比带双孔板试验结果对比

Table 3 Comparison of two-diameter ratio double-hole flat plate

R_{DD}	循环寿命($\sigma_{nom}=550$ MPa)			K_t	σ_{equ}/MPa
	$t=30$ s	$t=60$ s	$t=120$ s		
2	1 089	400	362	2.500	777.4
3	1 526	1 057	580	2.502	619.4

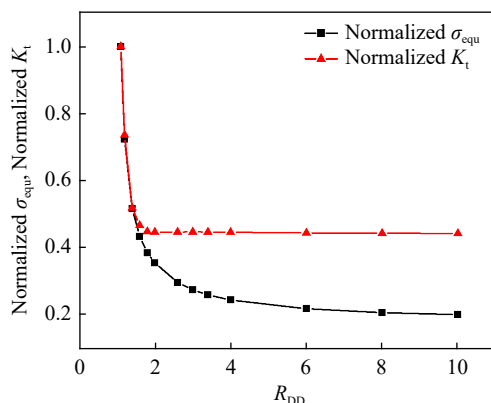


图 7 归一化孔间等效应力与归一化 K_t 分布

Fig. 7 Comparison of normalized equivalent stress between holes and normalized K_t of double-holes flat plate



图 8 断裂试样图

Fig. 8 Pictures of fracture samples

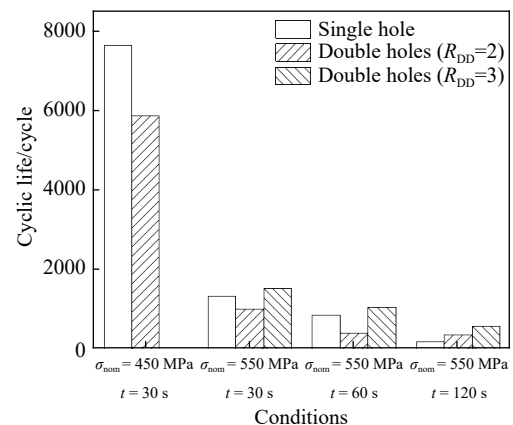


图 9 各试样疲劳-蠕变循环寿命结果

Fig. 9 Comparison of creep-fatigue cycle life of each sample

载条件下介于两种距径比的带双孔平板之间,当保载时间为 120 s 时小于带双孔平板。可见在加载条件一致时,距径比较大的带双孔平板循环寿命更大。

针对以上规律,在最小截面名义应力为 550 MPa 条件下,结合弹塑性有限元分析结果及对孔间等效应力的定义,得带单孔薄板孔边最大应力 $\sigma_{\max} = 1\,072$ MPa,依据孔边等效应力的定义方法,取孔边高应力区计算得 $\sigma_{\text{equ}} = 675$ MPa;带双孔薄板($R_{\text{DD}}=2$)的 $\sigma_{\max} = 1\,021$ MPa, $\sigma_{\text{equ}} = 777$ MPa;带双孔薄板($R_{\text{DD}}=3$)的 $\sigma_{\max} = 1\,001$ MPa, $\sigma_{\text{equ}} = 619$ MPa。

由此可见,相同名义应力的三种试样,其孔边最大应力数值相差不大(7% 以内),而 R_{DD} 较小的双孔平板的间等效应力 σ_{equ} 大于 R_{DD} 更大的双孔板,单孔板孔边高应力区的等效应力则处于两距径比($R_{\text{DD}}=2, 3$)双孔板之间。

这一规律与图 9 给出的寿命规律较为吻合,孔边一定范围内的非均匀应力场影响了带孔薄板

的寿命规律。而在 120 s 保载条件下,由于产生了蠕变使得应力有更长时间发生松弛,情况要相对复杂一些,需引入黏塑性本构模型进行详细计算和分析。

2.3 断口分析

图 10 给出了带单孔平板试样在 550 MPa 名义应力、120 s 保载时间条件下的断口及断后侧面形貌。由图 10(a)与图 10(b)可得断口上存在疲劳源区、扩展区和瞬断区 3 个明显的特征区,基本与加载应力方向垂直,扩展区面积较小。由图 10(c)得 II 区断面具有多源萌生的特征,疲劳源位于孔边,疲劳条带指明裂纹由孔边向试样内部扩展,等轴韧窝说明裂纹在扩展阶段主要受到正应力即拉伸应力的作用,靠近孔边的诸多孔洞特征说明此处是空穴成核/裂纹生长的潜在位置。图 10(d)展示了试样断后侧面形貌,由图可得裂纹在孔边中点萌生,断面整体上垂直于应力加载方向。

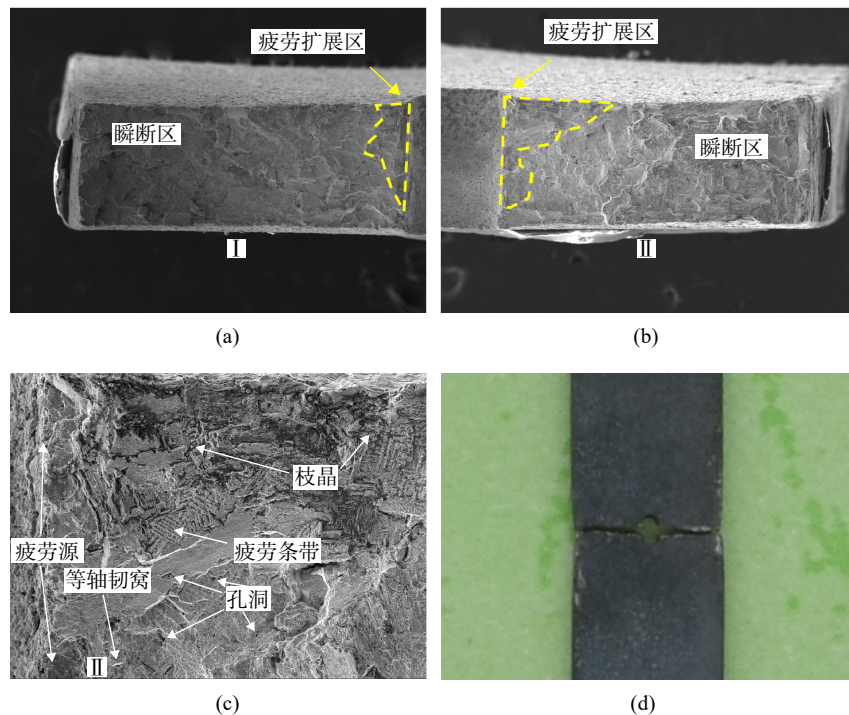


图 10 带单孔平板试样在 550 MPa 名义应力、120 s 保载时间条件下的断口及断后侧面形貌

Fig. 10 Fracture morphology and side morphology of single-hole plate under 550 MPa nominal stress and 120 s holding times

图 11 给出了带双孔平板试样(距径比为 2)在 550 MPa 名义应力、120 s 保载时间条件下的断口及断后侧面形貌。由图 11(a)和图 11(b)可看出断口具有萌生于孔边的多源疲劳特征,ii 号孔边萌生的裂纹扩展区较大,说明 ii 号孔两侧萌生的裂纹为主裂纹,当主裂纹贯穿 II 区断面后,其

余断面承载应力迅速增大,导致其瞬断区面积占比较大。图 11(c)展示了断口截面的等轴韧窝特征,说明在裂纹在扩展初期主要受到正应力即拉伸应力的作用。图 11(d)展示了试样断后侧面形貌,由图可得裂纹萌生于两孔边中点,ii 号孔右侧断面在裂纹扩展初期沿垂直于拉伸方向扩展,随

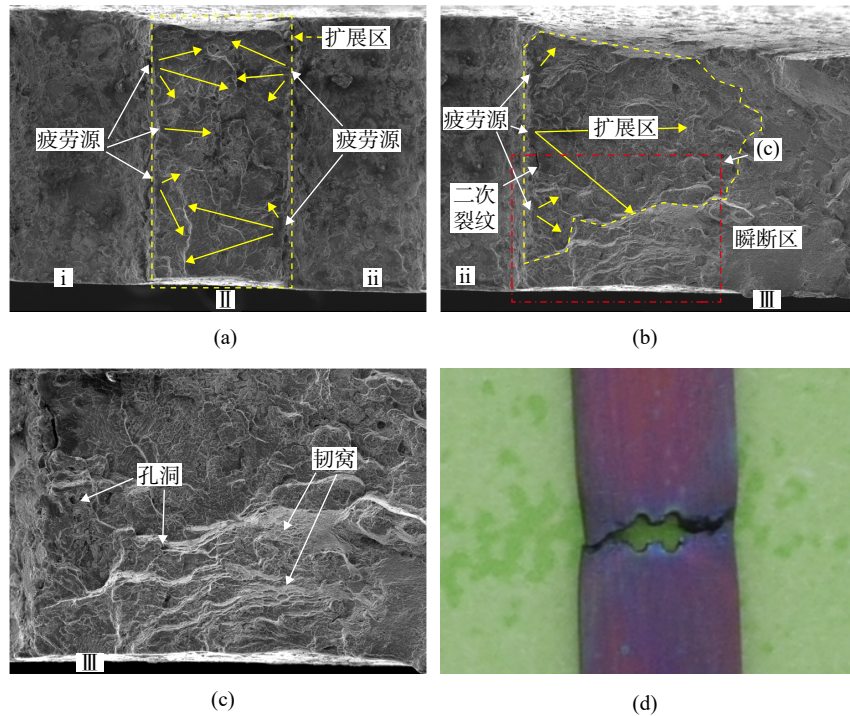


图 11 带双孔平板试样($R_{DD}=2$)在 550 MPa 名义应力、120 s 保载时间条件下的断口及断后侧面形貌

Fig. 11 Fracture morphology and side morphology of double-holes plate ($R_{DD}=2$) under 550 MPa nominal stress and 120 s times

后的扩展方向与拉伸方向呈约 45° 。

分析得,在该条件下带双孔薄板的扩展区面积大于带单孔薄板,两孔间的高应力使得孔间扩展区发展更为充分,带单孔板与之应力分布不同,无法用带单孔板的试验情况说明带多孔板的破坏机理。此外,裂纹萌生位置与图 2 标注的应力最大值位置对应,说明沿加载方向的拉伸应力为破坏主导应力,裂纹起源于试样边缘孔的高应力区。

3 结 论

通过对定向凝固高温合金 DZ125 不同距径比的带双孔平板试样及带单孔平板试样在 850°C 下进行低循环疲劳-蠕变试验研究及有限元分析,得到以下结论:

1) 理论应力集中因子并非带孔平板试样循环寿命的唯一决定性因素,孔间非均匀应力场分布起关键影响。带多孔平板存在孔间应力干涉现象,其影响了孔间应力场的分布。定义了孔间等效应力 σ_{eq} 表征该效应,对于有应力干涉的多孔结构,应采用孔间等效应力及应力集中因子一同表达其应力分布特征。

2) 气膜冷却叶片的设计应尽可能避免发生孔间应力干涉现象,将孔中心间距与孔直径之比控制在 4.22 以上;若尺寸不允许,则应控制在

1.58 以上。

3) 对裂纹萌生和扩展的观察表明:裂纹萌生于孔边缘,与拉伸应力最大值位置相同,带双孔平板的扩展区面积较大;低于临界距径比时,带单孔板无法说明带多孔板的破坏机理和寿命规律。

4) 本文仅针对 DZ125 材料开展了相关研究,此外未考虑到高温、高应力带来的应力松弛效应对于应力分布的影响,在后续工作中应当针对更多材料、更多孔排布形式薄板结构进行计算分析,并应用黏塑性或晶体塑性等非弹性本构模型进行进一步研究,在带孔薄壁结构设计上得到更加普适的结论。

参考文献:

- [1] HE K. Investigations of film cooling and heat transfer on a turbine blade squealer tip[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 110: 630-647.
- [2] SANJAY M K S. Investigation of the effect of air film blade cooling on thermoeconomics of gas turbine based power plant cycle[J]. *ENERGY*, 2016, 115: 1320-1330.
- [3] WANG Jiapo, LIANG Jianwei, WEN Zhixun, et al. The inter-hole interference on creep deformation behavior of nickel-based single crystal specimen with film-cooling holes[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2019, 163: 105090.1-105090.12.
- [4] 岳彦芳, 饶寿期. DZ22 多孔板蠕变有限元与试验研究[J]. *航空动力学报*, 1993, 8(4): 383-386, 420.
YUE Yanfang, RAO Shouqi. Finite element analysis and experi-

- ments on creep of multiholed plate DZ-22[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1993, 8(4): 383-386, 420. (in Chinese)
- [5] 周天朋, 杨晓光, 侯贵仓, 等. DZ125带小孔构件低循环/保载疲劳试验与分析[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(9): 1526-1531.
- ZHOU Tianpeng, YANG Xiaoguang, HOU Guicang, et al. Experimental analysis of low-cycle and creep fatigue for directionally solidified DZ125 with a hole[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(9): 1526-1531. (in Chinese)
- [6] 周天朋, 杨晓光, 石多奇, 等. DZ125光滑试样与小孔构件低循环/保载疲劳寿命建模[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(2): 276-280.
- ZHOU Tianpeng, YANG Xiaoguang, SHI Duoqi, et al. Modeling of low-cycle and creep fatigue life for DZ125 smooth specimens and small-hole components[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(2): 276-280. (in Chinese)
- [7] YOKOYAMA T, SEKIHARA M. Fatigue life estimation method considering inelastic behavior of Ni-based directionally solidified superalloy with multiple holes[C]// Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Copenhagen, Denmark: University of Copenhagen, 2012: 293-300.
- [8] WATANABE O, KOIKE T. Creep-fatigue life evaluation method for perforated plates at elevated temperature[J]. *Journal of Pressure Vessel Technology*, 2006, 128(1): 17-24.
- [9] 艾兴, 高行山, 温志勋, 等. DD6镍基单晶合金气膜孔薄壁平板高温蠕变性能[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(5): 1197-1204.
- AI Xing, GAO Xingshan, WEN Zhixun, et al. Creep behavior of thin-walled plate with cooling holes of nickel-based single crystal superalloy DD6 under high temperature[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(5): 1197-1204. (in Chinese)
- [10] 卢绪平, 温志勋, 岳珠峰, 等. 镍基单晶气膜孔模拟试样的低周疲劳断裂机理[J]. *稀有金属材料与工程*, 2015, 44(5): 1173-1176.
- LU Xuping, WEN Zhixun, YUE Zhufeng, et al. Low cycle fatigue fracture mechanism of a modeling specimen with cooling film hole of dd6 single crystal superalloy[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2015, 44(5): 1173-1176. (in Chinese)
- [11] ZHANG Y, WEN Z, PEI H, et al. Microstructure evolution mechanisms in nickel-based single crystal superalloys under multiaxial stress state[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2019, 797: 1059-1077.
- [12] LIANG Jianwei, AI Xing, WEN Zhixun, et al. Experimental investigation on low cycle fatigue of DZ125 with film cooling holes in different processes of laser drilling[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2015, 59: 326-333.
- [13] 李磊, 侯乃先, 敖良波, 等. 不同孔间距下镍基单晶叶片气膜孔弹塑性行为研究[J]. *稀有金属材料与工程*, 2013, 42(3): 519-523.
- LI Lei, HOU Naixian, AO Liangbo, et al. Crystallographic behavior of nickel base single crystal blades film cooling holes under different hole distances[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2013, 42(3): 519-523. (in Chinese)
- [14] 冉文豪, 张亚新, 赵静. 多孔受力平板孔间应力集中干涉效应的数值模拟分析[J]. *化学工程与装备*, 2014(12): 38-41.
- RAN Wenshen, ZHANG Yaxin, ZHAO Jing. Numerical simulation analysis of interference effect of stress concentration between porous force plates[J]. *Fujian Chemical Industry*, 2014(12): 38-41. (in Chinese)
- [15] 胡广丰. 复杂冷却结构单晶涡轮叶片强度计算[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2020.
- HU Guangfeng. Strength calculation of single crystal turbine blade with complex cooling structure[D]. Beijing: Beihang University, 2020. (in Chinese)
- [16] 何雨舒. 高温合金结构缺口疲劳行为及寿命预测[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
- HE Yushu. Notched fatigue behavior and life prediction of superalloy structures[D]. Beijing: Beihang University, 2021. (in Chinese)
- [17] VERSNYDER F I, SHANK M E. The development of columnar grain and single crystal high temperature materials through directional solidification[J]. *Materials Science and Engineering*, 1970, 6(4): 213-247.
- [18] KERMANPUR A, VARAHRAAM N, ENGILEHEI E, et al. Directional solidification of Ni base superalloy IN738LC to improve creep properties[J]. *Materials Science and Technology*, 2000, 16(5): 579-586.

(编辑: 张 雪)