

# GH4169 合金不同孔形气膜冷却孔疲劳性能对比分析

左杨杰<sup>1</sup>, 杨艳静<sup>2</sup>, 陈伟<sup>1</sup>, 徐全勇<sup>3</sup>

(1. 四川大学 空天科学与工程学院, 四川 成都 610065)

(2. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

(3. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

**摘要:** 气膜冷却孔是航空航天高温部件常见冷却设计, 但属于典型结构疲劳危险点。为了优化气膜冷却孔热-机械性能, 本研究通过疲劳试验和有限元建模分析, 研究 GH4169 合金相同底孔尺寸下的气膜冷却孔疲劳性能。研究表明: 相同底孔直径下, 90°圆孔疲劳寿命远低于倾斜圆孔、扇形孔和扇形后倾孔; 相同孔倾角下, 孔形对疲劳寿命影响较小; 90°圆孔发生单断口疲劳断裂, 断口与加载方向基本垂直, 而倾斜圆孔、扇形孔、扇形后倾孔在孔根部附近发生疲劳断裂, 断口向孔轴方向倾斜, 除主断口外在孔根部均出现亚断口; 90°圆孔断口疲劳裂纹在孔壁中间萌生, 而倾斜圆孔和扇形孔疲劳裂纹在孔口部位萌生, 且呈现多源萌生特征; 裂纹萌生区平整光滑, 随着裂纹扩展断口表面韧窝明显增多; 孔轴倾角和孔口形状对孔周应力分布及最大应力水平具有显著影响。

**关键词:** 高温合金; 气膜冷却孔; 疲劳性能; 优化设计

**中图分类号:** TG146.1<sup>+</sup>5; TG113.25<sup>+</sup>5

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1002-185X(2022)06-2224-07

镍基高温合金具有优越的蠕变性能及疲劳性能, 在航空航天领域被广泛应用<sup>[1-3]</sup>。工程实际中, 航空航天高温部件常采用气膜冷却来降低表面温度, 以保证合理使用寿命。因此零部件包含大量气膜孔结构, 例如航空发动机的燃烧室和涡轮叶片、火箭发动机喷管、高超飞行器钝体等。然而, 此类孔结构破坏了整体结构连续性, 并引入应力集中、制孔损伤等不利因素, 极易引起整体结构疲劳失效<sup>[4,5]</sup>。同时, 航空航天高温零部件服役过程中面临复杂的热机械疲劳载荷环境, 如高温条件下的振动载荷、热应力、离心力等, 其孔结构疲劳失效问题更加突出<sup>[6-8]</sup>。因此, 研究镍基高温合金气膜孔结构疲劳性能, 对于提升高温部件服役可靠性具有重要意义。

目前, 诸多学者对镍基高温合金孔结构疲劳性能进行了研究。郑小梅等<sup>[8]</sup>研究了基于拉伸应变能寿命预测模型的模拟件设计方法, 刘红彬等<sup>[9]</sup>考虑了应力梯度和尺寸效应并研发了疲劳寿命预测方法, 为孔疲劳试件设计及其寿命预测提供指导。王欣等<sup>[10,11]</sup>则进一步研究发现, 在室温和高温条件下, 孔疲劳寿命均可通过冷挤压得到显著提升。对于燃烧室主

燃孔和气膜冷却孔, 研究表明孔的加工过程会造成不同程度的孔损伤<sup>[12,13]</sup>, 相同条件下, 成形电火花制孔较高速电火花制孔疲劳寿命更高<sup>[14]</sup>。此外, 孔轴倾角在 30°~90°之间时, 孔结构准静态屈服极限和拉伸伸长率均随着孔轴倾角增长而增长, 同时孔轴倾角直接影响孔疲劳裂纹萌生和扩展<sup>[15,16]</sup>。除机械性能外, 气膜冷却孔实际服役过程中对结构冷却及气动性能具有重要影响<sup>[17-19]</sup>, 导致各种形状的孔结构大量出现, 典型的包括圆孔、扇形孔、扇形后倾孔等。然而, 目前的研究主要集中于单种孔形的疲劳性能研究, 相同底孔尺寸下的不同孔形气膜冷却孔疲劳失效行为特征尚缺乏对比研究, 不利于气膜冷却孔疲劳、气动和冷却综合性能优化。

综上, 通过试验研究, 探讨了 GH4169 合金相同基孔尺寸下的气膜冷却孔结构疲劳性能, 包括典型的圆孔、扇形孔和扇形后倾孔, 分析其疲劳寿命、疲劳失效模式以及疲劳裂纹萌生扩展行为特征, 结合有限元建模进一步获得不同孔形静拉伸载荷下应力分布规律, 解释疲劳失效原因。相关研究结果可为航空航天气膜孔结构疲劳性能优化提供技术参考。

收稿日期: 2021-06-10

基金项目: 航天创新基金 (CAST-BISEE2019-017)

作者简介: 左杨杰, 男, 1988年生, 博士, 副研究员, 四川大学空天科学与工程学院, 四川 成都 610065, E-mail: zuoyangjie@scu.edu.cn

# 1 疲劳试验及静拉伸模拟

## 1.1 试件详细

本次疲劳性能测试所有试件均采用几何外形相同的试件, 根据开孔结构疲劳测试要求, 试件几何特征如图 1 所示。为了评估不同形状气膜冷却孔的疲劳性能, 设计 4 种常见的孔结构: 孔形 1 为底孔直径 3 mm、孔轴线倾斜角度 90°的圆孔 (90°圆孔); 孔形 2 为底孔直径 3 mm、孔轴线倾斜角度 30°的圆孔 (30°圆孔); 孔形 3 为底孔直径 3 mm、孔轴线倾斜角度 30°、扇形外扩角 10°的扇形孔 (0°扇形孔); 孔形 4 为底孔直径 3 mm、孔轴线倾斜角度 30°、扇形外扩角 10°、扇形流向后倾角 10°的扇形孔 (10°扇形孔)。试件材料均采用 GH4169 合金。

## 1.2 疲劳测试

本次所有疲劳测试在疲劳试验机 MTS Landmark

Servohydraulic Test System 上进行。疲劳加载方式采用力加载, 最大加载力为 36 kN, 加载应力比  $R=0.1$ , 加载频率 10 Hz。为了保证测试结果的可靠性, 疲劳测试过程中, 每组孔重复测试 3 次。

## 1.3 静拉伸模拟

为了进一步对比分析不同孔形对结构疲劳寿命影响的原因, 建立准静态载荷下试件孔口应力分析有限元模型。试件几何形状与疲劳测试中试件几何形状完全相同, 材料亦为 GH4169, 21 °C 下时, 材料弹性模量为 204 GPa, 抗拉强度  $\sigma_b=1448$  MPa, 屈服强度  $\sigma_{0.2}=1207$  MPa。

利用 ANSYS 有限元软件, 建立完整的试件有限元模型。模型网格划分如图 2 所示, 网格单元为 8 节点 SOLID185 网格单元, 为了提高模拟的精度, 对试件孔周区域进行网格细化。加载过程中, 试件一端固定, 另一端根据疲劳测试条件施加 36 kN 准静态载荷。

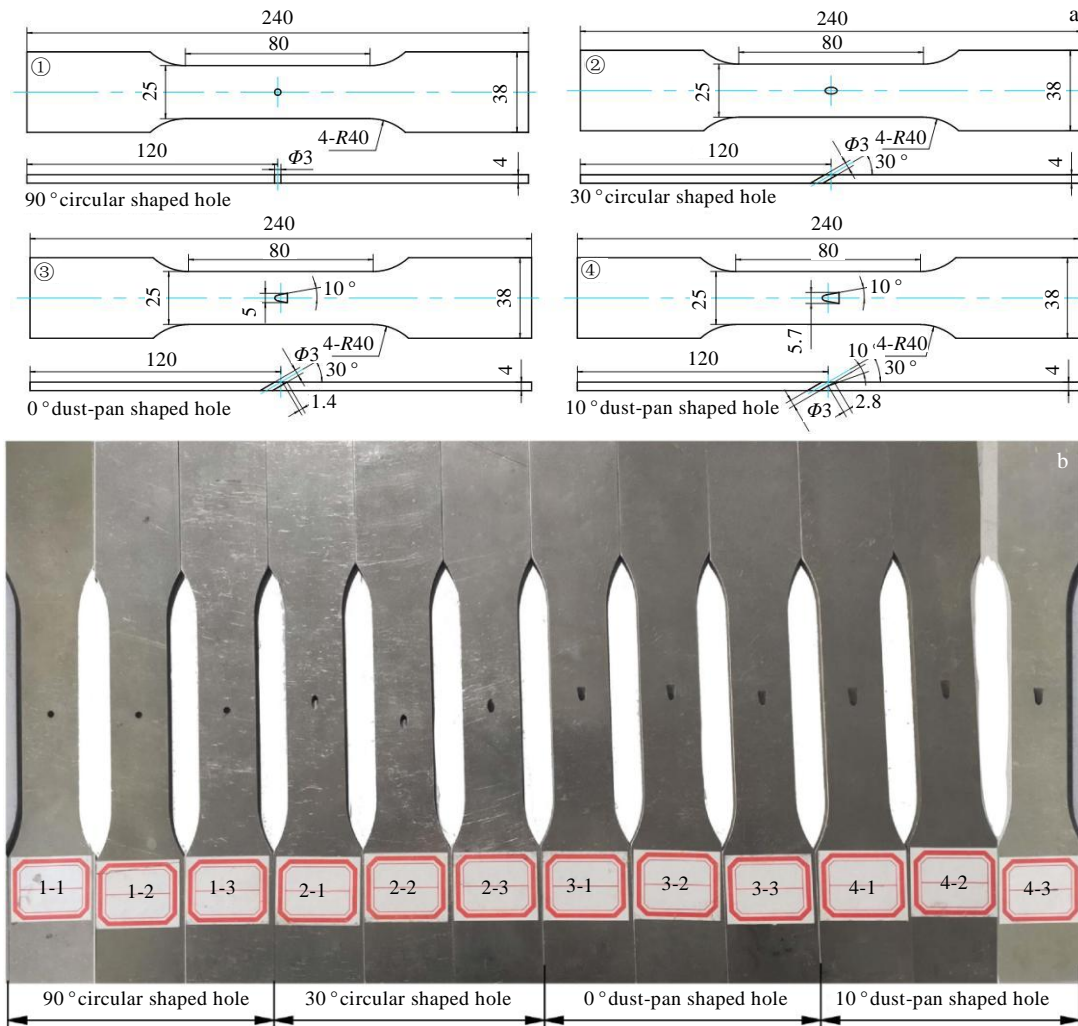


图 1 气膜冷却孔试件

Fig.1 Film cooling hole specimens: (a) geometrical details and (b) specimens

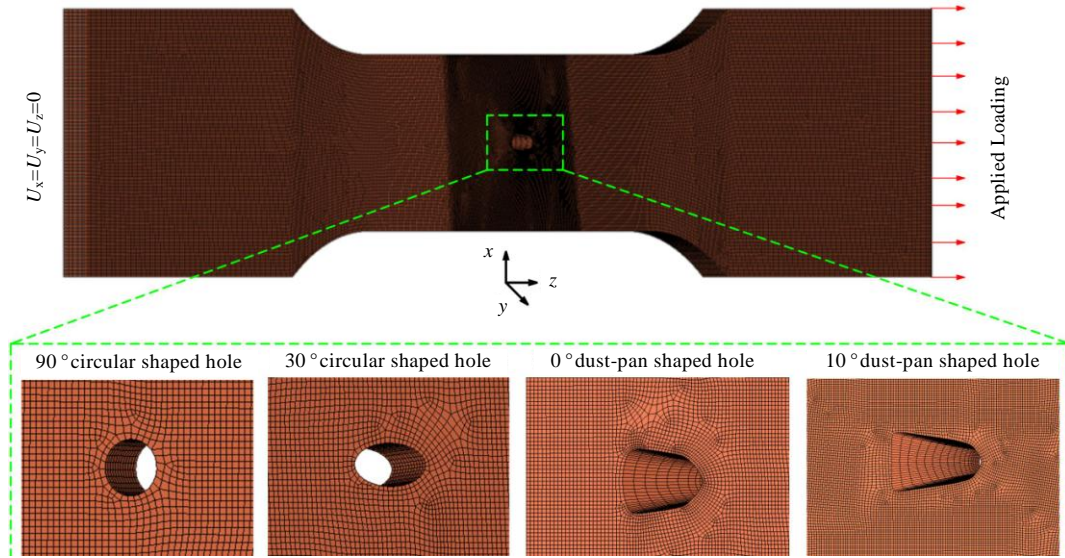


图 2 试件有限元模型

Fig.2 FE model of specimens

## 2 结果与讨论

### 2.1 疲劳寿命

图 3 为不同孔形试件疲劳寿命分布。如图 3 所示，每组孔疲劳性能测试后，3 次疲劳测试寿命分散性较低，结果具有较好的可靠性。其中，相同疲劳加载下，90°圆孔试件疲劳寿命远低于其他 3 种孔形，最大可能是 90°圆孔带来了拉伸方向试件截面有效承载面积减少最多，导致相同拉伸载荷下试件最小截面上的应力峰值更高（见图 8），进而最先发生疲劳破坏。0°扇形孔平均疲劳寿命略低于 30°圆孔，而 30°圆孔平均疲劳寿命略低于 10°扇形孔。可以看出，相同底孔和孔轴倾角下，孔口形状对孔疲劳寿命具有一定影响，但影响效果较小。特别是，10°扇形孔尽管制孔去除的材料更多，但疲劳寿命仍然可以高于 30°圆孔和 0°扇形孔。

### 2.2 疲劳失效

疲劳载荷下不同形状气膜孔失效模式和失效过程如图 4 和图 5 所示。90°圆孔在最小截面发生疲劳断裂，且试件仅存在一个疲劳断口，断口与试件加载方向基本垂直。30°圆孔疲劳断裂向基孔轴向指向材料内侧方向偏移，并在最小截面区域附近的发生，试件除 1 个疲劳断口外，在正反两面均产生了明显的亚疲劳断口。0°扇形孔和 10°扇形孔疲劳断裂模式相同，疲劳断裂向基孔轴向指向材料内侧方向偏移，亦在最小截面区域附近发生，试件正面和背面的主疲劳断口附近均发现明显的亚疲劳断口，亚疲劳断口主要发生在试件表面孔口根部，以及椭圆与扇形过渡区域。

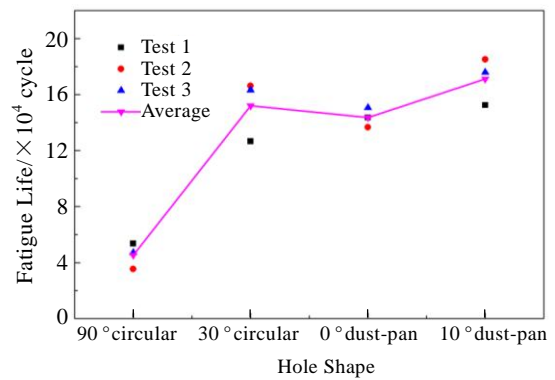


图 3 不同孔形试件疲劳寿命分布

Fig.3 Fatigue life distributions of specimens with different hole shapes

### 2.3 断口形貌

为了进一步了解不同形状气膜冷却孔疲劳裂纹萌生特征，利用扫描电子显微镜对试件断口进行检测。不同孔形气膜冷却孔试件典型断口形貌如图 6 所示。由图可知，90°圆孔断口疲劳裂纹萌生在试件最小截面与孔壁交界上，与试件拉伸载荷下应力集中区域一致，裂纹由孔壁中部开始萌生，沿层板宽度方向扩展。30°圆孔断口疲劳裂纹萌生主要发生在孔口部位，裂纹由孔口向孔厚度方向和宽度方向同时扩展。此外，结合 2.2 小节可知，由于对称性 30°圆孔试件两边孔口均发生疲劳裂纹萌生，最终试件由疲劳裂纹扩展较快的一面破坏，或者由两侧裂纹贯通破坏。0°扇形孔断口疲劳裂纹萌生同样发生在孔口，且呈现出试件两侧

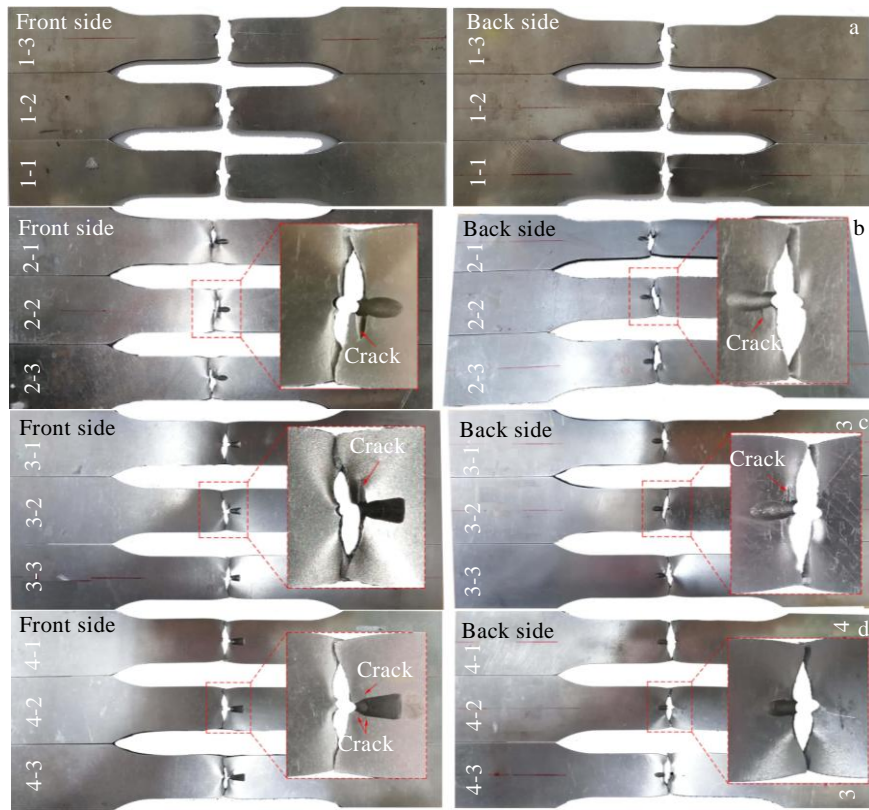


图 4 不同孔形试件疲劳失效模式

Fig.4 Fatigue failure modes of specimens with different hole shapes: (a)90° circular shaped hole; (b)30° circular shaped hole; (c)0° dust-pan shaped hole; (d)10° dust-pan shaped hole

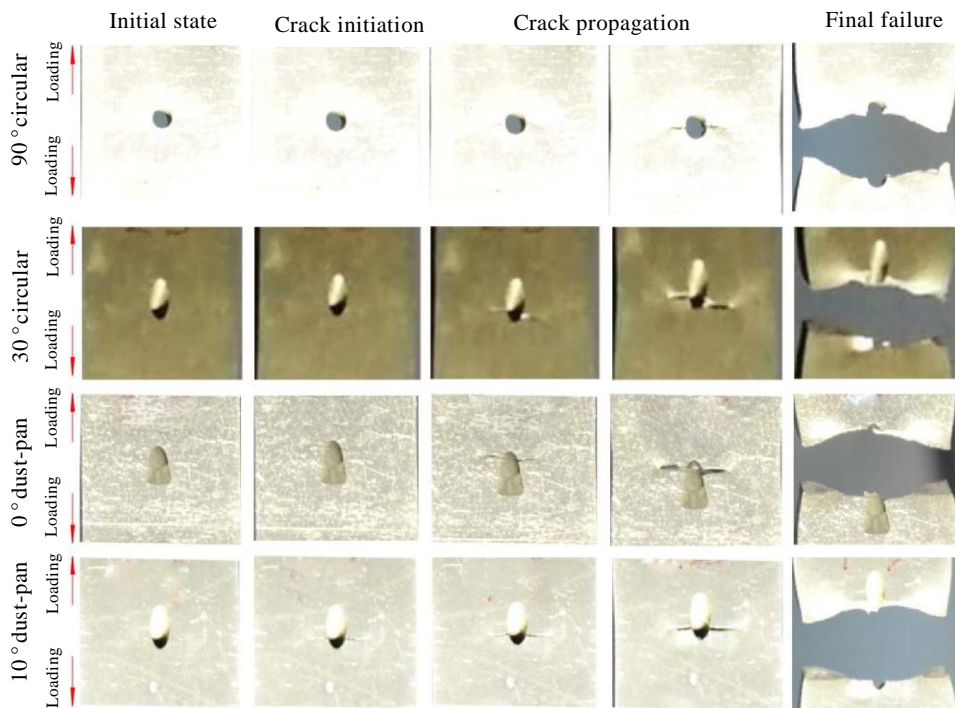


图 5 不同孔形试件典型疲劳失效过程

Fig.5 Typical fatigue failure progress of specimens with different hole shapes

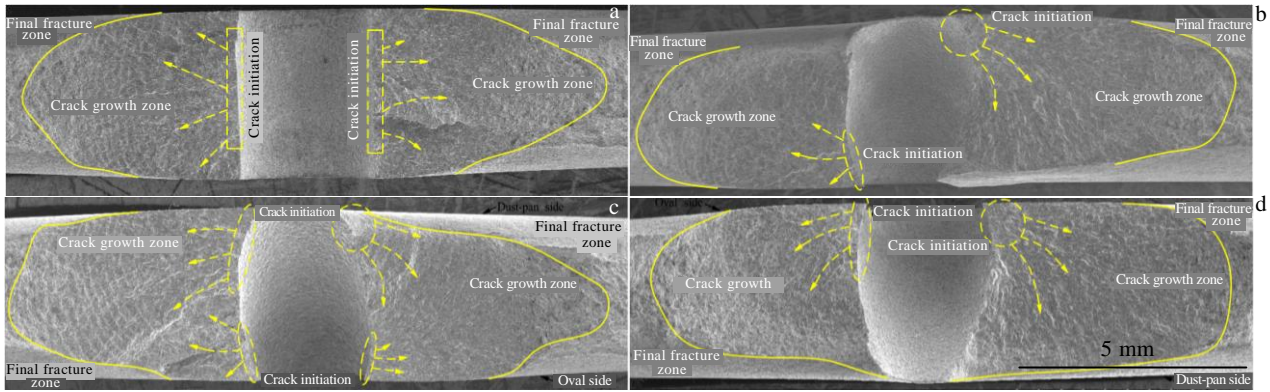


图 6 不同孔形试件典型疲劳断口形貌

Fig.6 Typical fracture morphologies of specimens with different hole shapes: (a) 90° circular shaped hole; (b) 30° circular shaped hole; (c) 0° dust-pan shaped hole; (d) 10° dust-pan shaped hole

孔口同时发生裂纹萌生的特征，裂纹由两侧孔口向试件厚度和宽度方向扩展。10°扇形孔断口疲劳裂纹萌生仅发生在椭圆形面孔口附近，裂纹由孔口向试件厚度和宽度方向同时扩展。由 2.2 小节可知，在 10°扇形孔失效试件上亦发现扇形孔附近出现明显亚疲劳断口，说明疲劳萌生亦会发生在扇形孔附近，只是在断面上未出现。

疲劳萌生区和疲劳裂纹扩展后期疲劳条带如图 7 所示。所有孔形试件断口裂纹萌生区均较平整光滑，主要由于较大的循环加载应力下裂纹反复展开闭合，匹配断口表面发生摩擦。随着裂纹扩展，所有孔形疲劳断口表面出现明显的韧窝。疲劳裂纹扩展后期疲劳条带上，90°圆孔断口韧窝密度增加明显，其次为 0°扇形孔，而 30°圆孔和 10°扇形孔断口韧窝密度较低。

### 2.4 孔口应力

为了进一步了解不同形状气膜冷却孔疲劳失效的原因，对准静态拉伸载荷下孔周 Mises 等效应力分布进行分析。如图 8 所示，相同外载荷下 90°圆孔、30°圆孔、0°扇形孔和 10°扇形孔 4 种孔孔周应力峰值分别为 983.3、767.5、901.2 和 740.7 MPa，与 2.1 小节中 4 种孔形的疲劳寿命分布一致，应力峰值越高疲劳寿命越低。同时，90°圆孔在最小截面与孔壁交界上形成了明显的大应力区域，造成孔壁疲劳裂纹多源萌生。当孔轴倾斜（30°圆孔），应力峰值最大值下降，大应力区向孔口根部附近移动。相同孔轴倾斜角下，随着增加 0°扇形孔，大应力区域进一步缩小并向扇形孔孔口根部移动，且应力峰值增加。当扇形孔发展为 10°扇形孔时，大应力区域在扇形孔孔口根部扩大，但最大

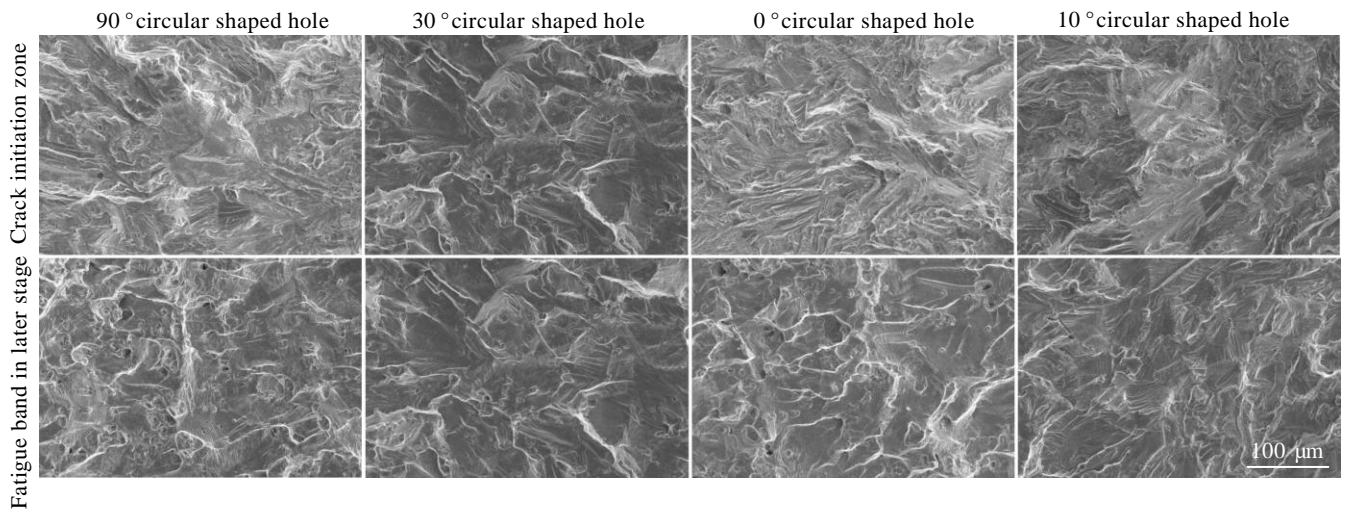


图 7 疲劳裂纹萌生区域与后期疲劳条带对比

Fig.7 Comparisons of crack initiation zone and fatigue band in later stage

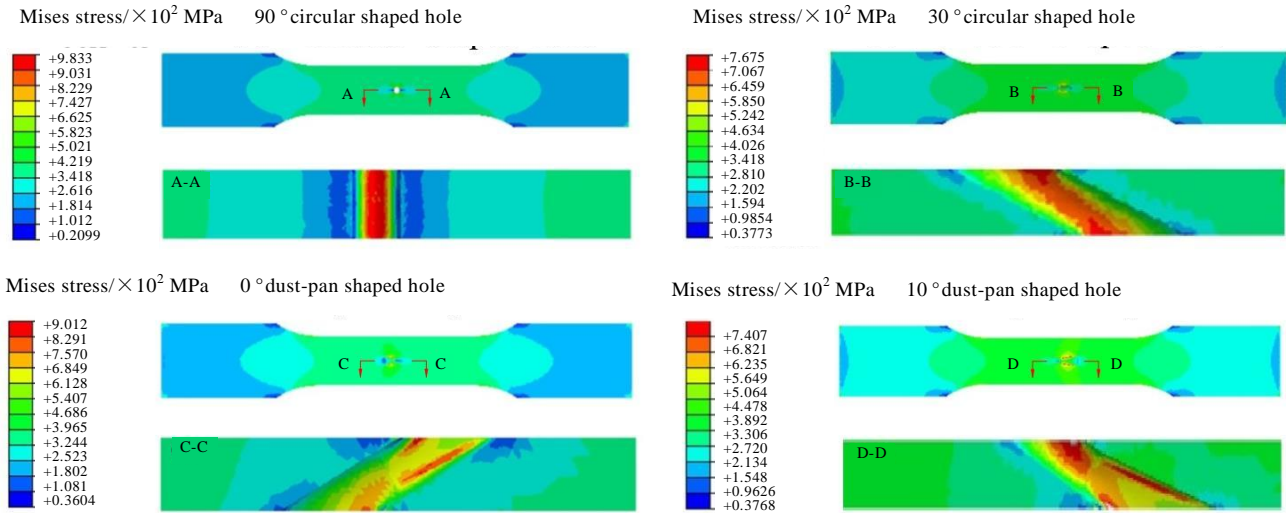


图 8 准静态拉伸载荷下试件孔周 Mises 等效应力分布

Fig.8 Mises stress distributions of holes in specimens under quasi-static loads

值峰下降。可以看出, 孔轴倾角和孔口几何形状对孔周应力分布及最大应力水平均具有明显影响, 进而影响孔的疲劳裂纹萌生及疲劳寿命, 气膜冷却孔设计过程中兼顾孔形疲劳优化设计十分必要。

### 3 结 论

1) 相同底孔直径下, 90°圆孔疲劳寿命远低于 30°圆孔、扇形孔和扇形后倾孔。相同孔轴倾角下, 0°扇形孔平均疲劳寿命略低于 10°扇形孔, 且低于 30°圆孔。

2) 90°圆孔在最小截面发生单断口疲劳断裂, 断口与试件加载方向基本垂直; 30°圆孔在孔根部附近发生断裂, 断口向孔轴方向倾斜, 试件除一个主疲劳断口外, 在正反两面孔根部均发现明显的亚断口; 0°扇形孔和 10°扇形孔疲劳断裂模式相同, 疲劳断裂均在孔根部附近发生, 断口向孔轴方向倾斜, 在主疲劳断口外, 试件正面和背面孔根部亦发现亚断口。

3) 90°圆孔断口疲劳裂纹萌生发生在试件最小截面与孔壁交界上, 与试件拉伸载荷下应力集中区域一致, 裂纹由孔壁中部萌生并沿层板宽度方向扩展; 30°圆孔断口疲劳裂纹萌生主要发生在孔口部位, 且裂纹呈现出多源萌生特征, 裂纹由孔口向孔厚度方向和宽度方向同时扩展; 0°扇形孔和 10°扇形孔断口疲劳裂纹萌生同样发生在孔口, 多源萌生, 且呈现两侧孔口同时萌生的特征, 裂纹均由孔口向试件厚度和宽度方向同时扩展; 所有孔形裂纹萌生区平整光滑, 随着裂纹扩展, 疲劳断口表面韧窝明显增多。

4) 90°圆孔孔周应力峰值最大, 造成孔壁疲劳裂

纹多源萌生。当孔轴倾斜(30°圆孔)时, 应力峰值最大值下降, 同时大应力区向孔口根部附近移动, 分布面积减小。相同孔轴倾斜角下, 扇形孔对孔周应力分布及最大应力水平均具有明显影响。

### 参考文献 References

[1] Schafrik R, Sprague R. *Advanced Materials & Processes*[J], 2004, 16(5): 29

[2] Liu Yuan(刘源), Yu Jinjiang(于金江), Xu Yan(徐岩) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2009, 38(1): 59

[3] Xie Hongji(谢洪吉), Li Jiarong(李嘉荣), Han Mei(韩梅). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2018, 47(11): 3381

[4] Wang Dawei(王大伟), Sun Dan(孙丹), Wang Wei(王伟) *et al. Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 2015, 30(3): 603

[5] Liang J W, Wen Z X, Yue Z F. *Rare Metal Materials and Engineering*[J], 2015, 44(11): 2656

[6] Cowles B A. *International Journal of Fracture*[J], 1996, 80(2-3): 147

[7] Dong C L, Yang X G, Shi D Q *et al. Materials & Design*[J], 2014, 55: 966

[8] Zheng Xiaomei(郑小梅), Sun Yantao(孙燕涛), Yang Xingyu(杨兴宇) *et al. Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 2018, 33(10): 2351

[9] Liu Hongbin(刘红彬), Chen Wei(陈伟), Liu Lin(刘林). *Journal of Northwestern Polytechnical University*(西北工业

- 大学学报[J], 2019, 37(4): 744
- [10] Wang Xin(王欣), Chen Xing(陈星), Hu Rengao(胡仁高) et al. *Journal of Materials Engineering*(材料工程)[J], 2020, 48(6): 160
- [11] Wang Xin(王欣), Hu Rengao(胡仁高), Xu Chunling(许春玲) et al. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*(中国有色金属学报)[J], 2021, 31(3): 691
- [12] Hu Chunyan(胡春燕), Liu Xinling(刘新灵), Tao Chunhu(陶春虎) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2019, 48(10): 3190
- [13] Shang Y, Zhang H, Hou H Z et al. *Journal of Alloys and Compounds*[J], 2019, 782: 619
- [14] Wen Z X, Huang S, Gao H S et al. *Engineering Failure Analysis*[J], 2017, 82: 190
- [15] Zhou Z J, Wang L, Wen J et al. *Journal of Alloys and Compounds*[J], 2015, 628: 158
- [16] Zhou Z J, Yu D Q, Wang L et al. *Acta Metallurgica Sinica*[J], 2017, 30: 185
- [17] Zhang P, Liu Y P, Li J H et al. *Journal of Applied Fluid Mechanics*[J], 2019, 12(5): 1707
- [18] Chen Dawei(陈大为), Zhu Hui ren(朱惠人), Li Huatai(李华太) et al. *Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 2019, 34(3): 539
- [19] Amani E, Rahdan P, Pourvosoughi S. *Applied Thermal Engineering*[J], 2019, 148: 1292
- [14] Wen Z X, Huang S, Gao H S et al. *Engineering Failure*

## Fatigue Property Investigation of GH4169 Alloy Film Cooling Holes With Different Shapes

Zuo Yangjie<sup>1</sup>, Yang Yanjing<sup>2</sup>, Chen Wei<sup>1</sup>, Xu Quanyong<sup>3</sup>

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Sichuan University, Chengdu 610065, China)

(2. Beijing Satellite Environmental Engineering Research Institute, Beijing 100094, China)

(3. Institute of Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** Film cooling is a common cooling design in aerospace high temperature components, but it is also a typical fatigue risk point of the whole structure. In order to optimize the designs of film cooling holes, the fatigue properties of GH4169 alloy film cooling holes with different shapes were investigated by fatigue test and finite element model analysis. Results show that the fatigue life of the circular shaped hole is obviously lower than those of both the oval shaped hole and the dust-pan shaped hole, and the hole shape exhibits a few influence on the fatigue life of the specimens corresponding to the same skew angle of holes. The specimens of the 90° circular shaped hole fail with only one fracture surface, and the fracture surface is perpendicular to the loading direction. However, the specimens of the oval shaped hole and the dust-pan shaped hole fail with master fracture surface and slave master fracture surface, and the fracture surface is along the hole axis direction. Fatigue crack initiation occurs at the middle region of the 90° circular shaped hole, while fatigue crack initiation occurs at both the entrance and the exit of the oval shaped and the dust-pan shaped hole. The crack initiation zone is flat and smooth, moreover, more dimples are observed on the fracture surface with fatigue crack propagating. Both the skew angle of holes and the shape hole orifice exhibit significant influence on the stress distribution and the peak stress of the hole under quasi-static loading.

**Key words:** superalloy; film cooling hole; fatigue property; optimization

---

Corresponding author: Chen Wei, Ph. D., Associate Professor, School of Aeronautics and Astronautics, Sichuan University, Chengdu 610065, P. R. China, E-mail: chenwei2017@scu.edu.cn