

# 镍基单晶高温合金 DD6 气膜孔热机械疲劳试验

蒋康河<sup>1</sup>, 陈竞炜<sup>1</sup>, 荆甫雷<sup>2</sup>, 张 斌<sup>3</sup>, 胡殿印<sup>3</sup>, 王荣桥<sup>3</sup>

- (1. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
2. 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;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 涡轮冷却叶片气膜孔边存在大应力梯度,且服役时承受交变的机械载荷和热载荷,热机械疲劳 (TMF) 是其主要失效模式。通过开展带气膜孔和不带气膜孔的薄壁圆管试件 TMF 试验研究了气膜孔对镍基单晶高温合金 TMF 寿命的影响。结果表明最大循环应力在 300~500 MPa 应力范围内,循环应力幅值与镍基单晶高温合金 TMF 寿命呈现良好的对数线性关系,且气膜孔导致镍基单晶高温合金 TMF 寿命下降可达 82.5%。继而完成了横向取向分别为<010>、<110>方向的气膜孔模拟件试验,结果表明气膜孔取向为<110>时寿命最短,仅为<010>取向的 40.0%。最后开展了不同制孔工艺下的气膜孔模拟件试验,结果表明激光制孔气膜孔模拟试件寿命仅为电液束制孔气膜孔模拟试件的 54.0%。气膜孔模拟件断口分析表明:TMF 裂纹均萌生于气膜孔边,源区氧化严重;裂纹沿着大致与气膜孔边垂直的方向扩展。

**关 键 词:** 镍基单晶高温合金 DD6; 气膜孔; 热机械疲劳; 横向取向; 制孔工艺

**中图分类号:** V232.4; O346.2      **文献标志码:** A

## Thermomechanical fatigue on the nickel based single crystal superalloy DD6 with film cooling hole

JIANG Kanghe<sup>1</sup>, CHEN Jingwei<sup>1</sup>, JING Fulei<sup>2</sup>, ZHANG Bin<sup>3</sup>,  
HU Dianyin<sup>3</sup>, WANG Rongqiao<sup>3</sup>

- (1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,  
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
2. Aero Engine Academy of China,  
Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China;
3. School of Energy and Power Engineering,  
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Turbine blades are subjected to thermal loads and mechanical loads simultaneously occurring during operation. Thermomechanical fatigue (TMF) is a major life-limiting factor for turbine blades. Film cooling holes within the blade introduced substantial stress concentration, which could dramatically reduce the lifetime. For quantification purposes, both smooth tubular specimens and notched specimens were utilized to perform TMF experiments. Results indicated that stress and fatigue life were in a good logarithmic linear correla-

**收稿日期:** 2018-07-18

**基金项目:** 航空动力基金(6141B090544)

**作者简介:** 蒋康河(1989—), 工程师, 博士, 主要从事航空发动机涡轮结构设计。

**引用格式:** 蒋康河, 陈竞炜, 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. Thermomechanical fatigue on the nickel based single crystal superalloy DD6 with film cooling hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 980-986.

tion when the maximum stress changes within the range of 300—500 MPa and the hole could reduce the TMF life by 82.5%. Notched specimens with  $\langle 010 \rangle$  and  $\langle 110 \rangle$  oriented hole were tested respectively. It was found that the hole in  $\langle 110 \rangle$  orientation had the weakest anti-TMF ability, since its life was only 40.0% of the  $\langle 010 \rangle$  oriented notched specimen. The effect of drilling process was also studied. The results revealed that the life of notched specimen drilled by laser was 54.0% of the notched specimen drilled by electro-streaming drilling. The crack morphology demonstrated that TMF crack initiated from the film cooling hole edge which was severely oxidized and the crack propagated along the direction perpendicular to the edge of the hole.

**Key words:** nickel based single crystal superalloy DD6; film cooling hole; thermomechanical fatigue; secondary orientation; drilling process

镍基单晶高温合金(下文简称为单晶)由于消除了高温下易发生破坏的晶界,其高温综合力学性能相比传统等轴晶高温合金和定向凝固高温合金显著提升,广泛应用于国内外先进航空发动机的涡轮叶片<sup>[1-2]</sup>。单晶涡轮叶片服役时客观承受着交变的热载荷和机械载荷的联合作用,热机械疲劳(thermo-mechanical fatigue, TMF)是其主要失效模式<sup>[3-8]</sup>。与传统的等温低周疲劳、蠕变、蠕变-疲劳等相比, TMF 能够更为精准地刻画疲劳、蠕变和氧化损伤对单晶涡轮叶片的耦合作用。

先进航空发动机涡轮前温度(可达 1 700 °C)显著超过单晶许用温度(约 1 100 °C),因此涡轮叶片上通常设计有数十至数百个气膜孔。然而这些气膜孔在提升叶片耐温能力的同时,也在其孔边引入了大应力梯度,容易首先发生裂纹失效<sup>[9-12]</sup>。研究气膜孔对单晶 TMF 寿命的影响具有十分重要的现实意义。

单晶涡轮气冷叶片上气膜孔横向取向呈随机分布状态,这是因为叶片铸造时通常只控制晶体择优取向 $\langle 001 \rangle$ 与叶高方向重合,认为两者之间偏差角度小于 10°~12°为合格叶片,而对横向取向则不做控制<sup>[13]</sup>。然而美国空军研究实验室<sup>[5]</sup>的一项研究定性地表明,相同载荷条件下,横向取向为 $\langle 110 \rangle$ 取向的气膜孔通常具有较快的裂纹扩展速率。目前关于气膜孔横向取向对疲劳寿命影响的讨论还较为少见,更遑论考虑了交变温度的 TMF 试验。

目前涡轮冷却叶片的气膜孔加工通常采用电火花、电液束(electro-stream drilling)和激光(laser drilling)的方式制备<sup>[14-16]</sup>。不同于电火花和激光加工,电液束加工技术是一种冷加工技术<sup>[17]</sup>,气膜孔边没有再铸层、微裂纹和热影响区,在国内多型先进航空发动机上得到了应用。尽管

如此,国内在制孔工艺对单晶 TMF 寿命的影响研究极少,数据积累严重不足,限制了新工艺的工程应用和技术发展。

本文以涡轮叶片气膜孔为研究对象,通过设计并开展不同应力范围、横向取向和制孔工艺的单晶 TMF 试验,结合扫描电子显微镜(SEM)等宏微观观测手段,对比研究有无气膜孔、气膜孔横向取向和制孔工艺对单晶 TMF 寿命的影响。期望通过本文研究为单晶涡轮叶片的寿命评估、横向取向设计和制孔工艺选择提供数据基础和方法支撑。

1 材料与试验

1.1 材料

本文所采用材料为镍基单晶高温合金(DD6),因其具有优异的耐高温综合力学性能,目前已广泛应用于我国多型在研、在役发动机涡轮叶片<sup>[18]</sup>。采用螺旋选晶法在高梯度真空定向凝固炉中浇注出长度为 140 mm,直径为 18 mm 的 DD6 毛坯棒。利用 X 射线衍射法测定所有毛坯棒的晶体取向,选取毛坯棒轴向方向与材料 $\langle 001 \rangle$ 取向偏差小于 10°的棒料继续加工薄壁圆管试件。所有毛坯棒按照如下步骤进行热处理: 1 210 °C 保温 1 h, 1 300 °C 保温 2 h, 1 315 °C 保温 4 h 的固溶处理,在 1 120 °C 保温 4 h 的一次时效处理和 870 °C 下保温 32 h 的二次时效处理。

1.2 试样设计及加工

为了提高加热/冷却速率,降低试件径向温度梯度, TMF 试验中常常推荐采用薄壁圆管试件<sup>[19-22]</sup>,并且可以通过设计与真实叶片相近的壁厚尺寸,使得试验结果更贴近工程实际。薄壁圆管基本尺寸的设计是通过标准给出的参考结构形

式,并结合实验室已有夹具条件确定(图 1)。考虑到涡轮叶片壁厚范围与试验、加工限制,选定薄壁圆管壁厚为 1.5 mm。为了提高试件加工精度和表面质量,避免因加工而产生的再铸层的影响,薄壁圆管试件内表面由珩磨加工完成。

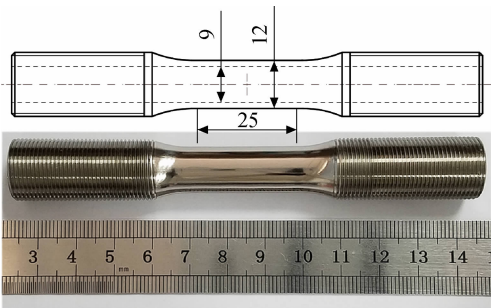


图 1 DD6 薄壁圆管试件(单位:mm)  
Fig. 1 DD6 thin-walled tubular specimen (unit:mm)

气膜孔模拟试件如图 2 所示,试件整体几何尺寸与前述薄壁圆管试件相同,仅在其中部加工气膜孔,以便于对比研究气膜孔对单晶 TMF 寿命的劣化程度。模拟试件中的气膜孔孔径设计为 0.4 mm,与目前航空发动机涡轮叶片的气膜孔直径相当。由于单晶材料性能各向异性,当气膜孔模拟试件主轴方向为 $\langle 001 \rangle$ 取向时,径向气膜孔的取向分布如图 2 所示。设气膜孔轴线与 $\langle 010 \rangle$ 取向夹角为 $\theta$ ,当 $\theta=0^\circ$ 时,孔取向为 $\langle 010 \rangle$ ;当 $\theta=45^\circ$ 时,孔取向为 $\langle 110 \rangle$ ;当 $\theta=90^\circ$ 时,孔取向为 $\langle 100 \rangle$ ,由于面心立方晶格对称性,此时结果与 $\langle 010 \rangle$ 相同。因此本文设计了 $\langle 010 \rangle$ 和 $\langle 110 \rangle$ 这两种极端取向下的气膜孔模拟试件。利用 X 射线衍射法测定圆管试件横向取向分布,定位需加工气膜孔的周向位置。制孔时,为对比典型气膜孔制孔工艺对单晶 TMF 寿命的影响,对设计气膜孔取向为 $\langle 010 \rangle$ 的模拟试件,选用电液束制孔代表电化学制

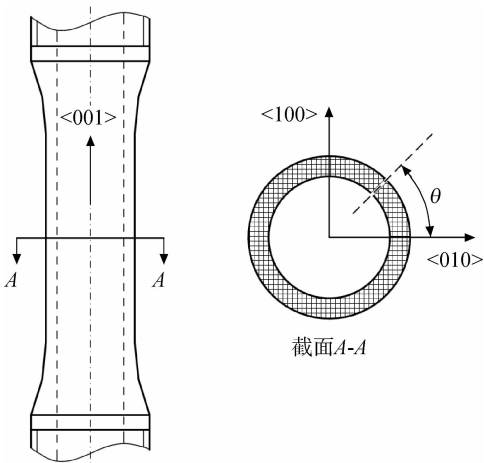


图 2 DD6 气膜孔模拟试件  
Fig. 2 DD6 thin-walled tubular specimen with film cooling hole

孔这类冷加工工艺,选用激光制孔代表电火花、激光等热加工工艺。

1.3 试验安排

本文中所有试验均安排为同相 TMF 试验,即机械载荷最大(最小)时,温度最高(最低)。试验中机械载荷为应力比 $R=\sigma_{\min}/\sigma_{\max}=-1$ 的三角波,温度变化范围统一为 $500\sim 980\text{ }^\circ\text{C}$ ,所有试验循环时间为 100 s。本文具体试验安排如表 1 所示,其中 1~3 号试件为光滑圆管试件,用于研究不同机械载荷下单晶 TMF 寿命规律。4~6 号试件为气膜孔模拟试件,其中 4 号试件的孔横向取向为 $\langle 110 \rangle$ ,制孔工艺采用电液束制孔,用于与相同载荷下的 3 号光滑圆管试件试验进行对比,研究气膜孔对单晶 TMF 寿命的劣化程度。5 号试件同样为气膜孔模拟试件,但横向取向设计为 $\langle 010 \rangle$ 取向,用于与 4 号试件对比,量化气膜孔横向取向差异对试件 TMF 寿命的影响程度。6 号试件与 5 号试件结构、气膜孔横向取向等完全相

表 1 TMF 试验安排  
Table 1 TMF experiment arrangement

| 试件编号 | 试件类型    | 取向偏差/ $^\circ$ | 气膜孔取向                 | 制孔工艺 | 温度范围/ $^\circ\text{C}$ | 应力范围/MPa  |
|------|---------|----------------|-----------------------|------|------------------------|-----------|
| 1    | 光滑圆管试件  | 4.0            |                       |      | 500~980                | $\pm 300$ |
| 2    | 光滑圆管试件  | 5.0            |                       |      | 500~980                | $\pm 400$ |
| 3    | 光滑圆管试件  | 3.4            |                       |      | 500~980                | $\pm 500$ |
| 4    | 气膜孔模拟试件 | 5.8            | $\langle 110 \rangle$ | 电液束  | 500~980                | $\pm 300$ |
| 5    | 气膜孔模拟试件 | 2.3            | $\langle 010 \rangle$ | 电液束  | 500~980                | $\pm 300$ |
| 6    | 气膜孔模拟试件 | 7.6            | $\langle 010 \rangle$ | 激光   | 500~980                | $\pm 300$ |
| 7    | 光滑圆管试件  | 18.3           |                       |      | 500~980                | $\pm 500$ |

同,但气膜孔制孔工艺改为激光方式制备,用于对比研究不同制孔工艺下的单晶 TMF 行为。除上述合格试件以外,本文将一根取向偏差过大(达  $18.3^{\circ}$ )的不合格试件(7 号)也进行了 TMF 试验。

1.4 试验系统

设计的薄壁圆管试件 TMF 试验系统如图 3 所示,包括加载、加热、同步、气冷、水冷、裂纹监测等多个子系统。拉伸/压缩机械载荷由电液伺服疲劳机通过专用夹具传递给试件。试件加热和冷却分别通过高频感应炉和空气压缩机等实现。载荷同步控制器以 10 Hz 的采样频率实时同步试件

的机械、温度载荷,实现 TMF 加载。  
试件考核段的总应变通过高温引伸计实时测量。由于 TMF 试验中存在温度交变,引伸计测量得到的总应变包含机械应变和热应变两部分。因此,在试验正式开始前,试件在机械载荷保持为零的状态下,进行 TMF 循环中的温度循环,记录循环中每一时刻的热应变,用于后续机械应变的分离。

由于气膜孔边存在应力集中,预测裂纹将首先在孔边萌生。因此引入长焦显微镜,实时监控孔边表面状态,以及时获取裂纹萌生信息。

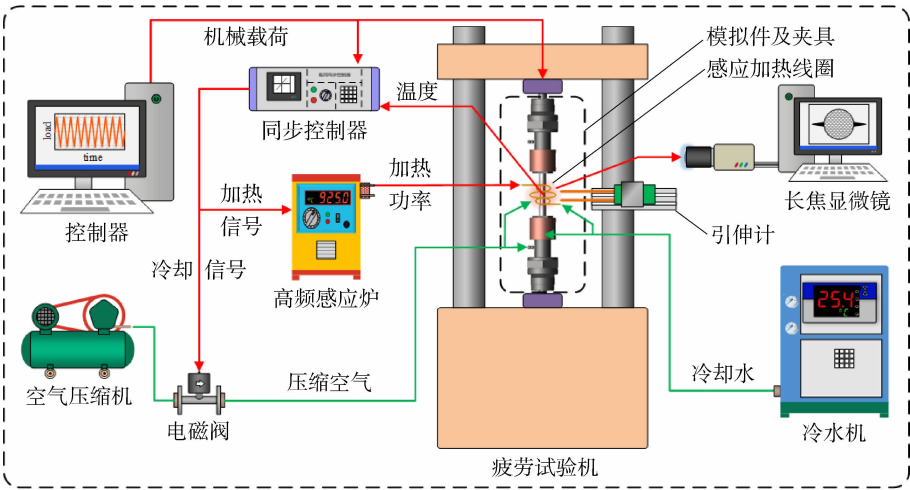


图 3 TMF 试验系统

Fig. 3 TMF testing rig

2 试验结果与分析

2.1 裂纹形貌

试验中通过长焦显微镜监控孔边状态,观测到裂纹萌生如图 4 所示。当气膜孔边裂纹萌生时,观测到孔边在水平方向几乎同时出现可见裂纹(图 4),并在试验过程中沿水平方向(垂直于应力主轴)扩展(图 5)。观察已经萌生的裂纹,发现裂纹在孔的两侧两个方向的扩展速度不一,两者交替领先,并没有恒定的快慢关系。裂纹扩展过程中,孔边可见明显的非弹性变形累积,具体体现为最初的圆形气膜孔逐渐拉伸为平行于应力轴方向的长椭圆形孔,并且该椭圆形气膜孔裂纹形态即使在压缩半程也保持较为张开的形态。

气膜孔模拟试件宏观断口如图 6 所示,整体裂纹面大致位于气膜孔处横截面。断面左侧因氧化呈现黑色状态,且从左往右颜色越来越浅。这也表明试件裂纹萌生于气膜孔边,并向孔两侧扩

展,裂纹面张开后在高温环境中氧化,并且越靠近孔边氧化越严重,颜色较深。并且图中上、下部分的氧化情况基本一致,这也佐证了裂纹在气膜孔两侧的扩展速度并没有明显差别这一物理观察。图中断面右侧为瞬断区,可见大的光亮的解理平面,没有氧化特征。

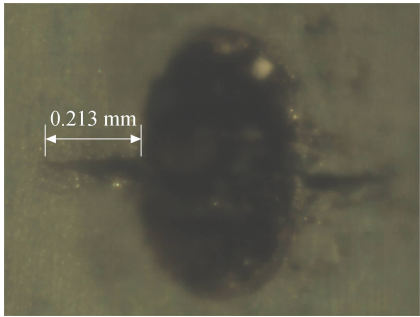


图 4 长焦显微镜观测到的气膜孔模拟试件裂纹萌生

Fig. 4 Crack initiation on captured by long focus microscope



图 5 裂纹扩展宏观照片

Fig. 5 Macro picture of the crack propagation

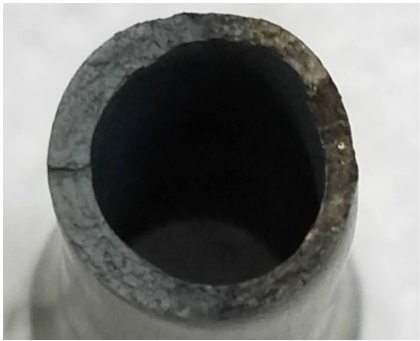


图 6 气膜孔模拟件裂纹面

Fig. 6 Crack surface of the specimen with cooling hole

2.2 试验寿命

TMF 试验疲劳寿命分布如图 7 所示。当试验温度范围相同时,光滑圆管试件的 TMF 寿命与试验机械载荷呈现出较好的对数线性关系。有趣的是,对于晶体取向偏差达到 18.3°的不合格试件,其 TMF 寿命相较于合格试件增加了约 10%。由于此条件下试验寿命基数较小,分散性影响较大,晶体取向对寿命的影响仍需另行开展研究。在相同机械载荷(最大循环应力  $\sigma_{\max}=300\text{ MPa}$ )下,气膜孔模拟试件的 TMF 寿命明显缩短。

应力集中导致气膜孔模拟试件的孔边应力显

著超过名义应力,使得所有试件的裂纹首先在孔边萌生,并随后沿着垂直于最大主应力的方向迅速扩展。尽管裂纹萌生和扩展规律相同,横向取向分别为 $\langle 010 \rangle$ 和 $\langle 110 \rangle$ 取向的气膜孔模拟试件寿命在数值上具有显著的差异。相较于光滑圆管试件,其 TMF 寿命分别降低了 56.2%和 82.5%。并且观测到 $\langle 010 \rangle$ 取向气膜孔的裂纹萌生寿命和扩展寿命均明显长于 $\langle 110 \rangle$ 取向气膜孔。这就意味着单晶涡轮叶片气膜孔的横向取向越靠近 $\langle 110 \rangle$ 时 TMF 寿命越短。值得注意的是,文献[5]中也定性地观察到 $\langle 110 \rangle$ 取向气膜孔具有较快的裂纹扩展速率这一客观物理现象。

在相同 TMF 载荷下,设计气膜孔横向取向同为 $\langle 010 \rangle$ ,激光加工的气膜孔模拟试件 TMF 寿命相较电液束制孔模拟试件降低了 54.0%。这表明激光加工和电火花加工等热加工方式在孔边区域产生的再铸层、微裂纹、热影响区等在孔边应力集中的叠加影响下,可明显降低气膜孔 TMF 寿命。

2.3 气膜孔 TMF 损伤机理

利用 SEM 对试验断口进行观测。以 $\langle 010 \rangle$ 取向电液束加工的气膜孔为例,其试验断口如图 8 所示,可见包含裂纹的断面几乎对称地分布在孔的左右两侧,这与试验观察到的裂纹扩展过程一致。瞬断区位于图中下方,恰与气膜孔相对,表现为光滑的大解理面。

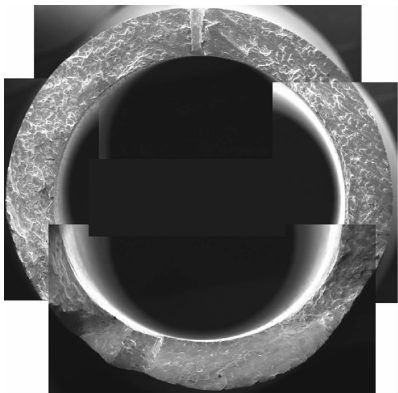


图 8 横向取向为 $\langle 010 \rangle$ 的气膜孔模拟试件断口组合图

Fig. 8 Crack surface of the notched specimen with  $\langle 010 \rangle$  oriented hole

从试验观察和宏观断面照片已经可以确定裂纹是从气膜孔边首先萌生的,因此重点观察孔边区域,孔边 SEM 照片如图 9 所示。可见裂纹从气膜孔壁面萌生,在壁厚内部呈现明显的多源特征。进一步放大孔边源区,可以发现源区在试验过程中被严重氧化,表面布满尖晶石状氧化物(图 10)。

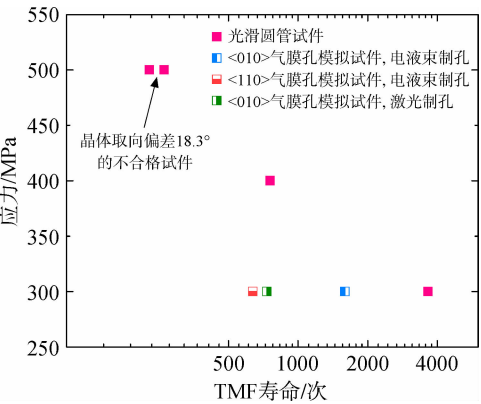


图 7 TMF 试验寿命分布

Fig. 7 Experimental TMF life distribution

继续观察断面其他部位,未发现有裂纹萌生痕迹。

断面除孔边源区以外为裂纹扩展区和瞬断区。瞬断区具有较大的光亮解理面,这是由于裂纹扩展导致试件承载面积不断缩小,并最终在拉伸载荷作用下迅速断裂。观察裂纹扩展区,可以发现主裂纹在扩展过程产生的疲劳条带(图 11)和二次裂纹(图 12)。从疲劳条带和二次裂纹的

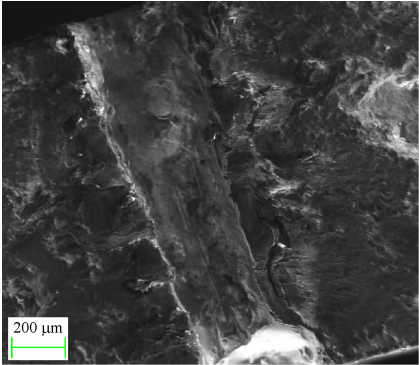


图 9 孔边裂纹形貌 SEM 图

Fig. 9 SEM picture in the vicinity of the film cooling hole

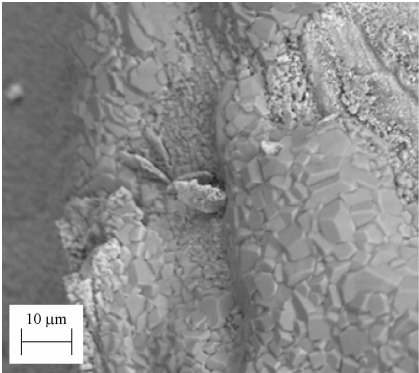


图 10 孔边源区尖晶石状氧化物

Fig. 10 Spinel shaped oxide at the crack source area

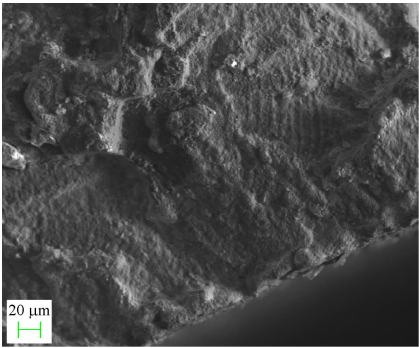


图 11 裂纹扩展疲劳条带

Fig. 11 Fatigue striation generated during crack propagation

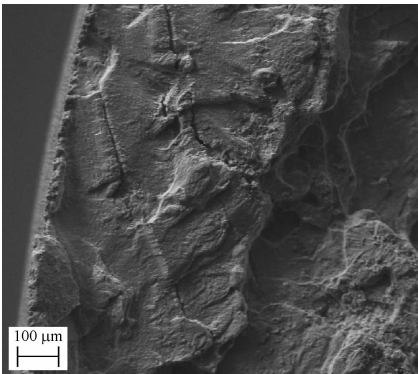


图 12 裂纹扩展二次裂纹

Fig. 12 Secondary crack generated during crack propagation

形态、方向来看,裂纹在管壁中的扩展并非沿着圆管周向方向进行,而是沿着大致与孔边垂直的方式扩展。

3 结 论

本文通过对 DD6 薄壁圆管试件和气膜孔模拟试件的 TMF 试验,研究了气膜孔的存在与否、横向取向和制孔工艺对单晶 TMF 的影响,主要结论有:

- 1) 气膜孔的存在破坏了材料几何连续性,孔边大应力梯度显著加速了材料破坏,引入气膜孔后,试件 TMF 寿命下降可达 82.5%。
- 2) 试件结构、气膜孔尺寸和 TMF 载荷均相同的情况下,气膜孔横向取向对单晶 TMF 寿命影响甚大,其中横向取向为<110>时最为危险,寿命仅为<010>的 40.0%。
- 3) 在 TMF 载荷、几何尺寸和气膜孔横向取向等都相同的条件下,采用激光制孔工艺的气膜孔试件 TMF 寿命相较于电液束制孔降低了 54.0%。
- 4) 气膜孔试件在 TMF 载荷下的裂纹均在气膜孔边萌生,呈现多源特征且源区氧化严重,裂纹沿着大致与孔边垂直的方向扩展。

由于 DD6 圆管试件的材料、加工和 TMF 试验成本高昂,本文在每个试验条件下开展了一次试验,难以消除分散性的影响。尽管如此,本文通过试验得到的有无气膜孔、气膜孔横向取向和加工工艺对 TMF 寿命的影响规律对于单晶叶片强度寿命设计仍然具有积极的参考意义。对这些规律的进一步验证,则有待开展更多的验证试验。

致谢

衷心感谢北京航空制造工程研究所张明岐研究员、潘志福高级工程师在试件制孔方面给予的

帮助和建议。

参考文献：

[1] REED R C. The superalloys: fundamentals and applications [M]. New York:Cambridge University Press,2006.

[2] 胡壮麒,刘丽荣,金涛,等. 镍基单晶高温合金的发展[J]. 航空发动机,2005,31(3):1-7.

HU Zhuangqi,LIU Lirong,JIN Tao,et al. Development of the Ni-base single crystal superalloys[J]. Aeroengine,2005,31(3):1-7. (in Chinese)

[3] WANG Rongqiao,JIANG Kanghehe,JING Fulei,et al. Thermomechanical fatigue failure investigation on a single crystal nickel superalloy turbine blade[J]. Engineering Failure Analysis,2016,66(8):284-295.

[4] HAN Guoming,YU Jinjiang,SUN Xiaofeng,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] 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.

[6] ABDULLAHI O A,SAMIR E,PANAGIOTIS L,et al. Aero-engine turbine blade life assessment using the Neu/Schitoglu damage model[J]. International Journal of Fatigue,2014,61:160-169.

[7] LEIDERMARK D. Evaluation of thermomechanical fatigue crack initiation in a single-crystal superalloy [J]. Studies in European Cinema,2015,11(3):155-169.

[8] ZHANG W J. Thermal mechanical fatigue of single crystal superalloys: achievements and challenges[J]. Materials Science and Engineering A,2016,650:389-395.

[9] 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)

[10] 胡春燕,徐元铭,刘新灵,等. DD6 单晶合金气膜孔薄壁平板高温持久性能[J]. 失效分析与预防,2017,12(1):38-42.

HU Chunyan,XU Yuanming,LIU Xinling,et al. Stress rupture behavior of modeling specimen with cooling holes of single crystal superalloy DD6[J]. Failure Analysis and Prevention,2017,12(1):38-42. (in Chinese)

[11] 何爱杰,李世峰,罗秋生,等. 高温下 DD6 单晶气冷叶片模拟试样拉伸性能试验[J]. 航空动力学报,2012,27(2):255-259.

HE Aijie,LI Shifeng,LUO Qiusheng,et al. Experimental investigation on tension behavior of DD6 single crystal thin-walled cylindrical specimen under high temperature

[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(2):255-259. (in Chinese)

[12] 卿华,江和甫,温卫东,等. 镍基单晶合金气冷叶片模拟试样的蠕变性能研究[J]. 航空动力学报,2007,22(5):773-778.

QING Hua,JIANG Hefu,WEN Weidong,et al. Study on the creep behavior of model specimens of nickel based single crystal air cooled blades[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(5):773-778. (in Chinese)

[13] 赵新宝,高斯峰,杨初斌,等. 镍基单晶高温合金晶体取向的选择及其控制[J]. 中国材料进展,2013,32(1):24-38.

ZHAO Xinbao,GAO Sifeng,YANG Chubin,et al. Influence of crystal orientation on microstructure and mechanical properties and its control for nickel-basesingle crystal superalloys[J]. Materials China,2013,32(1):24-38. (in Chinese)

[14] 朱海南,齐敬霞. 涡轮叶片气膜孔加工技术及其发展[J]. 航空制造技术,2011(13):71-74.

ZHU Hainan,QI Xinxia. Development of machining technology gas holes on turbine blades[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2011(13):71-74. (in Chinese)

[15] 张晓兵. 激光加工涡轮叶片气膜孔的现状与发展趋势[J]. 应用激光,2002,22(4):227-246.

ZHANG Xiaobing. The present state and perspective of laser drilling technology in turbine blades[J]. Applied Laser,2002,22(4):227-246. (in Chinese)

[16] 刘新灵,陶春虎,刘春江,等. 航空发动机叶片气膜孔加工方法及其演变分析[J]. 材料导报,2013,27(11):117-120.

LIU Xinling,TAO Chunhu,LIU Chunjiang,et al. Investigation of processing methods and development of gas holes of engine blade[J]. Materials Reports,2013,27(11):117-120. (in Chinese)

[17] 潘志福,张明岐,傅军英,等. 航空发动机高品质小孔电液束加工技术[J]. 航空制造技术,2015,58(23/24):64-66.

PAN Zhifu,ZHANG Mingqi,FU Junying,et al. Electro stream machining technology of high quality hole in aero-engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2015,58(23/24):64-66. (in Chinese)

[18] 《航空发动机设计用材料数据手册编委会》. 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.

[19] BSI Standards Publication Metallic Materials. Strain-controlled thermomechanical fatigue testing method ISO 12111:2011(E)[S]. London:BSI Publication,2011:1-36.

[20] ASTM International. Practice for strain controlled thermo-mechanical fatigue testing ASTM E2368-10 Standard[S]. Pennsylvania,US:ASTM International,2010:1-10.

[21] HÄHNER P,AFFELDT E,BECK T,et al. Research and development into a European code-of-practice for strain-controlled thermo-mechanical fatigue testing[J]. International Journal of Fatigue,2008,30(2):372-381.

[22] 何玉怀,张国栋,鲁原. 金属材料热机械疲劳试验方法 GJB 6213-2008[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,2008:1-12.