

# 中温高强 TC11 和 TC19 钛合金锻件组织与性能研究

彭文雅<sup>1</sup>, 吴学深<sup>2</sup>, 赵春玲<sup>1</sup>, 李奎<sup>1</sup>, 李钢<sup>1</sup>, 赵宇<sup>1</sup>, 王影<sup>1</sup>

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

(2. 陆装驻株洲地区航空军事代表室, 湖南 株洲 412002)

**摘要:** 针对航空发动机压气机整体叶盘等部件所使用的 TC11、TC19 2 种中温高强钛合金锻件, 基于其各自典型使用状态, 开展了组织形貌和不同条件下拉伸性能、冲击韧性以及保载/无保载条件下低周疲劳性能的对比分析研究。结果表明: TC11 钛合金锻件呈现典型的双态组织, TC19 钛合金锻件呈现全片层网篮组织; TC19 钛合金锻件在 100~400 °C 下的拉伸强度明显优于 TC11 钛合金锻件。TC19 钛合金锻件的高温缺口冲击韧性值明显高于 TC11 钛合金锻件, 在 100 °C 和 855 MPa 峰值应力载荷下, TC19 钛合金锻件的保载和无保载疲劳寿命均明显高于 TC11 钛合金锻件, 且 2 种合金均存在一定的保载效应。

**关键词:** TC11 钛合金; TC19 钛合金; 锻件; 显微组织; 疲劳性能

中图分类号: TG146.23

文献标识码: A

文章编号: 1009-9964(2023)06-010-06

## Research on Microstructure and Performance of Medium Temperature and High Strength TC11 and TC19 Titanium Alloy Forgings

Peng Wenya<sup>1</sup>, Wu Xueshen<sup>2</sup>, Zhao Chunling<sup>1</sup>, Li Kui<sup>1</sup>, Li Gang<sup>1</sup>, Zhao Yu<sup>1</sup>, Wang Ying<sup>1</sup>

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

(2. Land Installation in Zhuzhou Regional Aviation Military Representative Office, Zhuzhou 412002, China)

**Abstract:** For two kinds of medium temperature and high strength titanium alloy forgings of TC11 and TC19 used in the integral leaf disc and other components of aviation engine compressor, the microstructure and tensile property, impact toughness and low weekly fatigue performance under different conditions were carried out based on their typical using states. The results show that TC11 titanium alloy forged piece presents a typical duplex microstructure, and TC19 titanium alloy forged piece presents a fully layered basket weave structure; the tensile strength of TC19 titanium alloy forged piece at 100~400 °C is significantly better than TC11 titanium alloy forged piece. The high temperature notch impact toughness value of TC19 titanium alloy forged piece is significantly higher than that of TC11 titanium alloy forged piece. Under the peak stress load of 100 °C and 855 MPa, the load protection and no load protection fatigue life of TC19 titanium alloy forged piece are significantly higher than that of TC11 titanium alloy forged piece, and these alloys both have certain load protection effect.

**Keywords:** TC11 titanium alloy; TC19 titanium alloy; forged piece; microstructure; fatigue performance

钛合金具有比强度高、耐腐蚀性好、耐高温等显著特点, 被广泛应用于航空航天、化工、医疗等领域<sup>[1-7]</sup>。近年来, 随着航空技术的不断发展, 对轻量化的要求提高, 越来越多的航空发动机压气机整体叶盘等关键转动件选用钛合金<sup>[8-12]</sup>, 从而实现减重目的。在过去的几十年内, 中温高强型钛合金得到很大发展, 多种合金相继成功开发。其中, TC11 和 TC19 是该类型钛合金中较为典型的 2 种牌号。TC11 钛合金 (Ti-6.5Al-3.5Mo-1.5Zr-0.3Si)

是一种综合性能良好的钛合金, 在 500 °C 以下具有优异的热强性和较高的室温强度, 主要用于制造航空发动机的压气机盘、叶片、鼓筒等零件, 也可用于制造飞机结构件, 关于该合金成形、热处理及组织性能的研究报道较多。TC19 钛合金 (Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo) 是美国 20 世纪开发的一种两相热强钛合金<sup>[13-14]</sup>, 由于该合金在 Ti6242 合金基础上提高了 Mo 含量, 大大稳定了  $\beta$  相, 使其拉伸性能得到了改善, 因此该合金具有高强度和高韧性的特点<sup>[6-8]</sup>。我国对于 TC19 钛合金的研制时间相对较短, 目前有关该合金组织与性能的研究报道也相对较少, 但因

收稿日期: 2023-09-07

通信作者: 赵春玲 (1982—), 女, 研究员。

其较优的综合性能,相信具有较好的应用前景。

TC11 和 TC19 均为  $\alpha$ - $\beta$  型钛合金,但为了达到不同的工程使用状态,2 种合金的制备工艺和组织性能控制存在一定差异。TC11 钛合金通过  $\alpha$ - $\beta$  区热变形和  $\alpha$ - $\beta$  区热处理工艺获得双态组织,其最高的长时间工作温度为 500 °C; TC19 钛合金通过  $\beta$  区锻造工艺获得篮网组织,其最高的长时间工作温度约为 450 °C。TC11 和 TC19 钛合金的使用温度相当,预期服役工况相当,但关于 2 种钛合金性能对比研究的报道较少。基于发动机压气机整体叶盘服役工况的特点,对 TC11 和 TC19 钛合金锻件不同条件下拉伸性能、缺口冲击韧度、疲劳性能进行了对比分析,以期在这 2 种钛合金的工程化应用提供借鉴。

## 1 实验

实验材料为 TC11 和 TC19 钛合金模锻件,其毛坯示意图见图 1。对 TC11 钛合金锻件进行双重退火热处理,具体制度为: $\beta$  相转变温度以下 30~50 °C 保温 1~2 h,空冷;520~540 °C 保温 6 h,空冷。对 TC19 钛合金锻件进行完全热处理,具体制度为:在  $\beta$  相转变温度以下 20~50 °C 保温 2 h,风扇冷却;595 °C 保温 8 h,空冷。

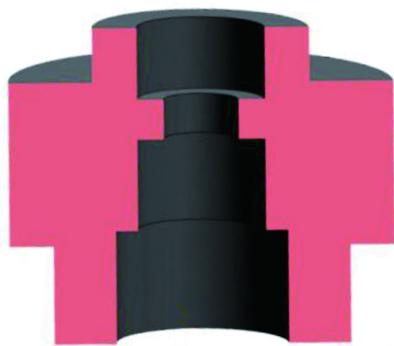


图 1 锻件毛坯示意图

Fig.1 Sketch map of forging blank

采用线切割在锻件横截面中部位位置切取 15 mm × 10 mm 金相试样。金相试样表面经 2000#砂纸精磨、SiO<sub>2</sub> 乳浊液抛光处理后,采用 HF、HNO<sub>3</sub>、H<sub>2</sub>O 的混合溶液(体积比为 1:2:80)进行化学腐蚀。采用金相显微镜观察组织特征,并用 JSM-5600LV 型扫描电子显微镜(SEM)附带的电子背散射衍射仪(EBSD)进行晶粒形状和尺寸分析。

在锻件上沿弦向切取圆形试样,并加工成拉伸、冲击韧度及疲劳试样。按照 ASTM E8/E8M—2021 和 ASTM E21—2020 标准要求,采用 INSTRON 5982 型电子万能材料试验机进行拉伸性能测试,拉伸试样屈服前

应变速率为 0.005 min<sup>-1</sup>,屈服后应变速率为 0.05 min<sup>-1</sup>。利用 MTS 370 型液压伺服疲劳试验机对冲击韧度试样进行裂纹预制,振动频率为 10~20 Hz,循环数 ≥ 3000 次,缺口深度与裂纹长度之和为 3 mm。按照 Q/AVIC 06086—2015《钛合金 T 型缺口试样冲击韧度 K<sub>CT</sub> 试验方法》要求,采用 ZBC 2302 型摆锤式冲击试验机进行冲击韧度测试。按照 GB/T 15248—2008《金属材料轴向等幅低循环疲劳试验方法》要求,利用 MTS 370 型液压伺服疲劳试验机进行低周疲劳性能测试,采用应力控制模式,波形选择正弦波,加载频率为 1 Hz,保载时间为 2 min。采用 JSM-5600LV 型扫描电子显微镜进行断口形貌分析。

## 2 结果与分析

### 2.1 金相组织

TC11 和 TC19 钛合金锻件的金相组织和 EBSD 分析结果分别见图 2 和图 3。由图 2a、3a 可见,TC11 钛合金为典型的双态结构,组织由初生  $\alpha$  相( $\alpha_p$ )和转变  $\beta$  相( $\beta_t$ )组成,转变  $\beta$  相由针状或片层状次生  $\alpha$  相( $\alpha_s$ )和残余  $\beta$  相组成;初生  $\alpha$  相基本呈现等轴态,占比约为 45%,平均晶粒尺寸约为 12.16  $\mu$ m。由图 2b、3b 可见,TC19 钛合金为典型的全片层网篮组织, $\alpha$  相的长短和粗细不一,主要呈编织状和并列状;原始  $\beta$  晶粒和晶界  $\beta$  相清晰可见,属于典型的  $\beta$  相区加工组织,平均晶粒尺寸约为 13.08  $\mu$ m。

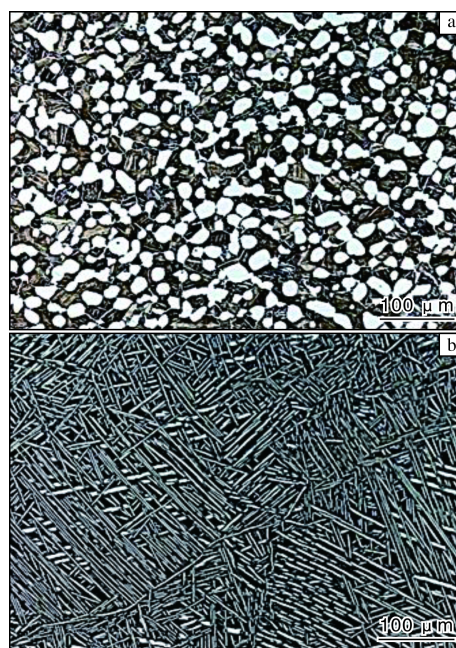


图 2 TC11 和 TC19 钛合金锻件的金相组织

Fig.2 Metallographic structures of forged pieces: (a) TC11 titanium alloy; (b) TC19 titanium alloy

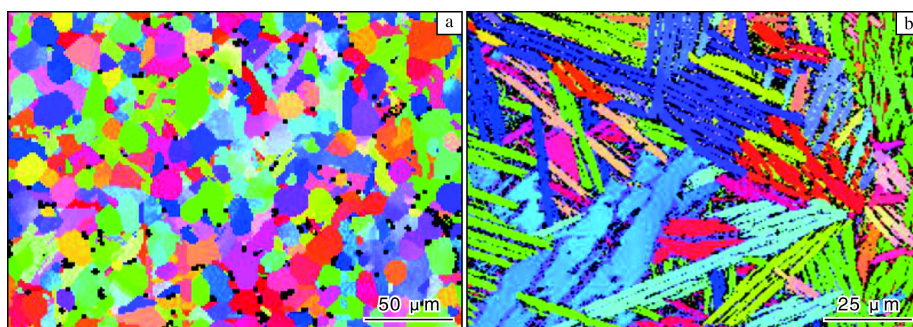


图3 TC11 和 TC19 钛合金锻件的 EBSD 照片

Fig.3 EBSD images of forged pieces: (a) TC11 titanium alloy; (b) TC19 titanium alloy

## 2.2 拉伸性能

TC11 和 TC19 钛合金锻件在 100、200、300、400 °C 下的拉伸性能见图 4。从图 4 可以看出, 随着测试温度的升高, TC11 和 TC19 钛合金的拉伸强度降低, 塑性波动范围不大。TC19 钛合金的拉伸强度明显优于 TC11 钛合金, 二者不同温度下的抗拉强度相差 80~170 MPa, 屈服强度相差 70~130 MPa, 且随着温度的升高, 差距增大; 在塑性上, TC19 钛合金明显劣于 TC11 钛合金, 但二者

延伸率均达到 10% 以上。材料的屈服强度与位错运动的塞积程度有关, 一般认为位错塞积程度越大, 表现为材料的屈服强度越大。TC19 钛合金为编织状的网篮组织, 单个针状或边条  $\alpha$  相可作为一个单元体, 当位错穿过一个  $\alpha$  相后在下一个板条界面处即可形成较强的位错塞积, 表现为屈服强度较高。TC11 钛合金组织中的初生  $\alpha$  相可成为位错运动的有利通道, 因此表现为强度水平偏低, 但塑性较好。

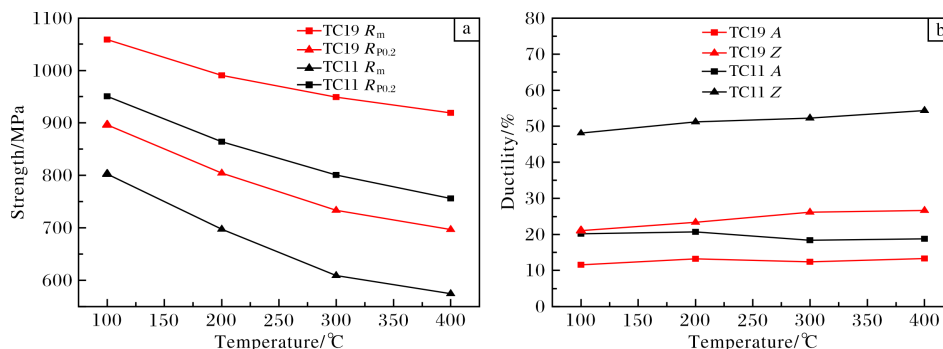


图4 TC11 和 TC19 钛合金锻件的拉伸性能

Fig.4 Tensile properties of TC11 and TC19 titanium alloy forged pieces: (a) strength; (b) ductility

TC11 和 TC19 钛合金锻件在 300 °C 下的拉伸断口典型形貌见图 5。从图 5 可以看出, 2 种合金断口表面均有深浅不同的韧窝, 属于发生较大塑性变形而产生的断裂。TC11 钛合金锻件拉伸断口纤维区较粗糙, 存在大量韧窝, 断口放射区有大量尺寸较大且较深的孔洞韧窝 (图 5a、5b)。TC19 钛合金锻件拉伸断口表面由较浅的韧窝组成, 存在较多扩展棱线和台阶结构 (图 5c、5d)。相对而言, TC11 钛合金断口韧窝更深更密且尺寸更大, 这是由于 TC11 钛合金的初生  $\alpha$  相尺寸较大, 故形成的韧窝尺寸较大, 断裂过程中会消耗更多的塑性能, 表现为塑性更好。

## 2.3 缺口冲击韧度

TC11 和 TC19 钛合金锻件不同温度下的缺口冲击吸收功见图 6。由图 6 可以看出, TC19 钛合金锻件的缺口

冲击吸收功明显高于 TC11 钛合金锻件, 不同温度下相差 1.6~10 J/cm<sup>2</sup>, 随着温度升高, 差异逐渐增大。

TC11 和 TC19 钛合金锻件在室温下的冲击断口形貌如图 7 所示。由图 7 可以看出, TC11 钛合金锻件冲击断口表面存在孔洞和韧窝形貌, 断口表面相对整齐, 起伏较小。TC19 钛合金锻件冲击断口表面粗糙且呈现起伏较大的台阶和撕裂棱形貌, 局部区域可见韧窝和二次裂纹, 说明材料失效过程中消耗了较多的塑性功, 表现出更好的韧性。

## 2.4 疲劳性能

实验室通常采取简化的三角波、正弦波等波形来预测循环载荷作用下的低周疲劳寿命, 这种方法操作简单, 也具有一定的代表性, 但在航空发动机的实际服役过程中, 存在疲劳寿命严重低于预测寿命, 造成航空事

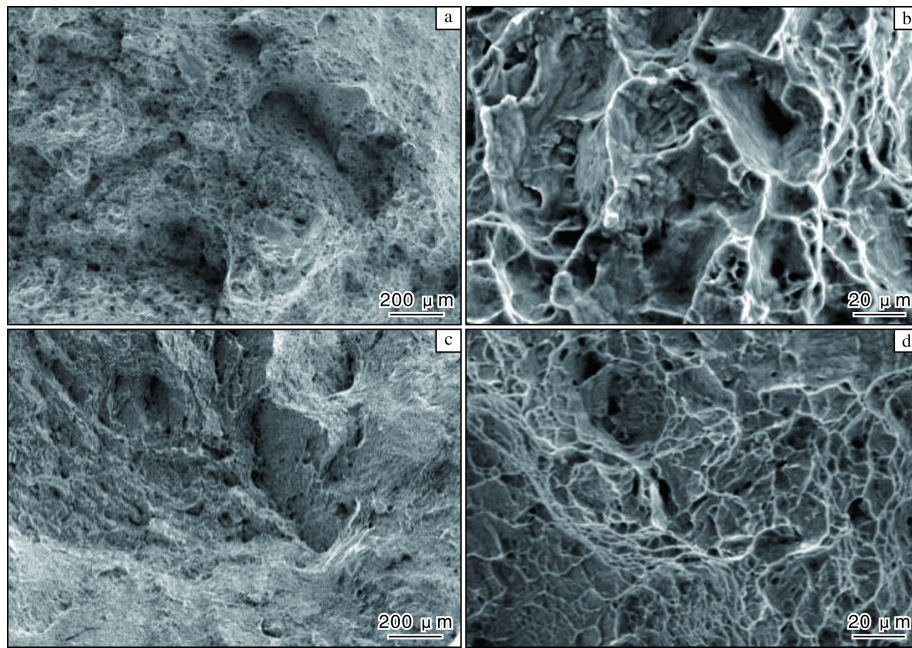


图5 TC11 和 TC19 钛合金锻件高温拉伸断口的典型形貌

Fig.5 Typical morphologies of high temperature tensile fractures of forged pieces: (a, b) TC11 titanium alloy; (c, d) TC19 titanium alloy

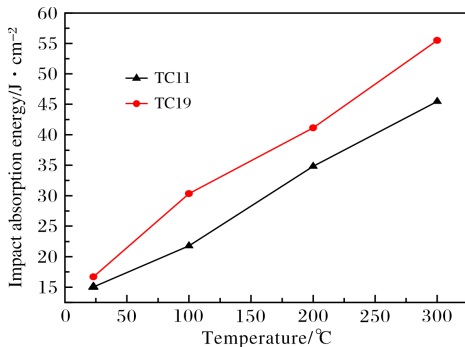


图6 TC11 和 TC19 钛合金锻件不同温度下的冲击吸收能量

Fig.6 Impact absorption energy of TC11 and TC19 titanium alloy forged pieces at different temperatures

故的问题,如 1972 年罗尔斯·罗伊斯公司 RB211 发动机出现过近  $\alpha$  型 IMI685 合金制造的风扇盘提前失效<sup>[15-16]</sup>。研究发现,预测偏差是由于所采用的疲劳波形不准确所致。航空钛合金部件的疲劳寿命应采用与实际飞行载荷谱更接近的梯形波来评价。在峰值应力下保持一段时间的梯形波疲劳,即为保载疲劳(LCDF)<sup>[17-20]</sup>。

在相同的应力条件下,保载疲劳寿命与普通疲劳寿命相比显著降低的现象称为保载效应,通常采用保载系数  $A$  评估材料保载效应的敏感性,计算式见式(1)。

$$A = \frac{N^{LCF}}{N^{LCDF}} \quad (1)$$

式中:  $N^{LCF}$  为无保载疲劳寿命,  $N^{LCDF}$  为保载疲劳寿命。

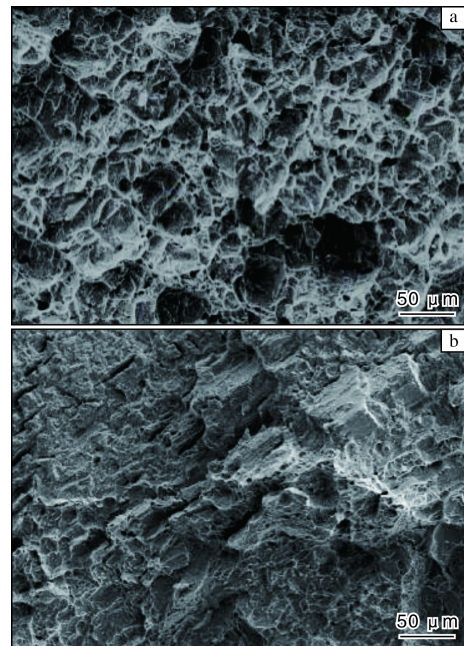


图7 TC11 和 TC19 钛合金锻件室温冲击断口的典型形貌

Fig.7 Typical morphologies of room temperature impact fracture of forged pieces: (a) TC11 titanium alloy; (b) TC19 titanium alloy

TC11 和 TC19 钛合金在 100 °C 和 855 MPa 峰值应力下无保载和保载 2 min 的疲劳寿命见表 2。从表 2 可知,TC19 钛合金保载和无保载疲劳寿命均明显高于 TC11 钛合金,且 2 种合金均存在一定的保载效应,保载系数范围为 1.48~1.62。

表 2 TC11 和 TC19 钛合金锻件的疲劳寿命

Table 2 Fatigue life of TC11 and TC19 titanium alloy forged pieces

Alloy	$N^{LCF}/\text{Cycle}$	$N^{LCDF}/\text{Cycle}$	$A$
TC11	15348	9804	1.57
	14836	9136	1.62
TC19	31877	20721	1.54
	30308	20521	1.48

TC11 和 TC19 钛合金锻件在保载和无保载条件下的疲劳断口典型形貌如图 8 所示。由图 8 可见, TC11 和 TC19 钛合金锻件断口表面均存在明显的疲劳条带。

TC11 钛合金无保载试样断口扩展区呈现倾斜小平面和台阶, 整体起伏较大, 小平面上疲劳条带方向不同, 见图 8a; TC11 钛合金保载试样断口扩展区相对较平整, 有二次裂纹, 见图 8b。TC19 钛合金无保载试样断口扩展区表面具有明显深且密的疲劳辉纹和扩展棱线, 见图 8c; TC19 钛合金保载试样断口扩展区有稍浅的扩展棱线和二次裂纹, 见图 8d。总之, TC19 钛合金疲劳条带相对 TC11 钛合金更为致密, 表明 TC19 钛合金疲劳扩散速率较慢, 对疲劳裂纹扩展的阻碍作用具有更强的优势。此外, 保载试样断口与无保载试样断口相比, 其扩展区整体相对平坦, 且呈现更多的二次裂纹形貌。

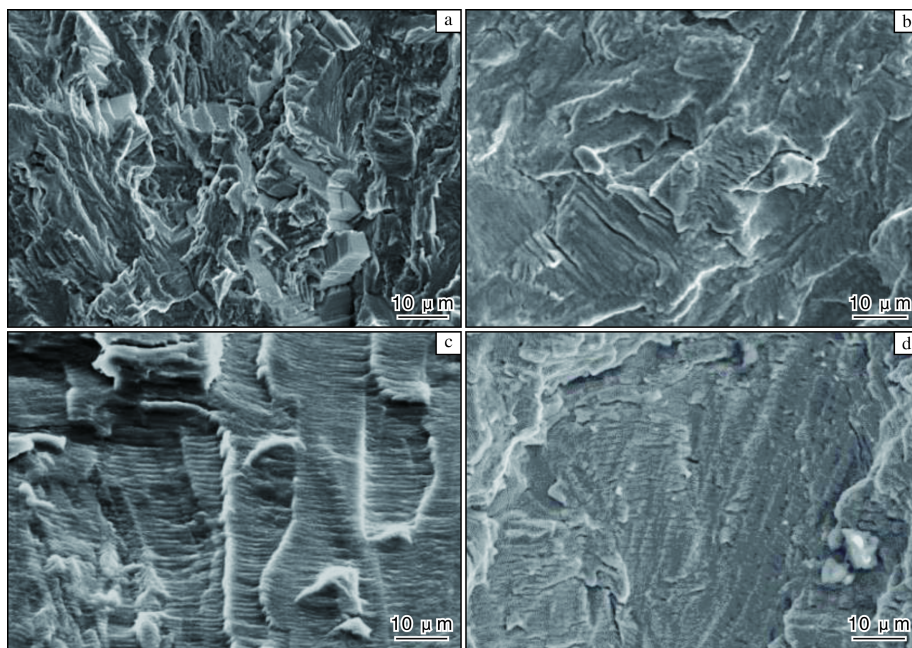


图 8 TC11 和 TC19 钛合金锻件在保载和无保载条件下疲劳断口的典型形貌

Fig.8 Typical morphologies of fatigue fractures of forged pieces tested under load protection and no load protection conditions:

(a) TC11-LCF; (b) TC11-LCDF; (c) TC19-LCF; (d) TC19-LCDF

### 3 结 论

(1) TC11 钛合金锻件为典型的双态组织, 由初生  $\alpha$  相 ( $\alpha_p$ ) 和转变  $\beta$  相 ( $\beta_t$ ) 组成, 转变  $\beta$  相由针状或片层状次生  $\alpha$  相 ( $\alpha_s$ ) 和残余  $\beta$  相组成, 初生  $\alpha$  相基本呈现等轴态。TC19 钛合金锻件为典型的全片层网篮组织,  $\alpha$  相主要呈片状或针状。

(2) TC19 钛合金锻件的拉伸强度明显优于 TC11 钛合金锻件, 且随着温度的升高, 差距越来越大。TC19 钛合金锻件的塑性明显低于 TC11 钛合金锻件, 但二者延伸率均达到 10% 以上。TC19 钛合金的高温缺口冲击韧度明显高于 TC11 钛合金。在 100 °C 和 855 MPa 峰值应力载荷下, TC19 钛合金保载和无保载疲劳寿命均

明显高于 TC11 钛合金, 且 2 种合金均存在一定的保载效应。

#### 参考文献 References

- [1] 韩飞孝, 孙小平, 郑念庆, 等. 热加工工艺对叶片用 TC4 钛合金棒材组织与性能的影响[J]. 钛工业进展, 2022, 39(6): 7-12.
- [2] 隋楠, 弭光宝, 曹京霞, 等. 近  $\alpha$  型高温钛合金富氧燃烧组织特征及形成机制研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2022, 51(9): 3263-3275.
- [3] 曾焱, 黄子琳, 李卫侠, 等. TB6 与 TC4 钛合金高周疲劳性能对比研究[J]. 钛工业进展, 2023, 40(2): 19-24.
- [4] Fan X G, Yang H, Gao P F, et al. The role of dynamic and post dynamic recrystallization on microstructure refinement in primary

- working of a coarse grained two-phase titanium alloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2016, 234: 290-299.
- [5] Uta E, Gey N, Bocher P, et al. Texture heterogeneities in  $\alpha_p/\alpha_s$  titanium forging analysed by EBSD-relation to fatigue crack propagation[J]. Journal of Microscopy, 2009, 233(3): 451-459.
- [6] Thomsen M L, Hoepfner D W. The effect of dwell loading on the strain accumulation behavior of titanium alloys[J]. International Journal of Fatigue, 1998, 20(4): 309-317.
- [7] Sackett E E, Germain L, Bache M R. Crystal plasticity, fatigue crack initiation and fatigue performance of advanced titanium alloys[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(9): 2015-2021.
- [8] 黄旭, 李臻熙, 黄浩. 高推重比航空发动机用新型高温钛合金研究进展[J]. 中国材料进展, 2011, 30(6): 21-27.
- [9] 翟江波. 飞机制造业发展与钛合金等温锻造技术[J]. 钛工业进展, 2015, 32(3): 1-6.
- [10] Zhao Y Q, Wu C, Wang H. Advance in relationship between tensile strength and toughness for 1200 MPa high strength and high toughness Ti-alloy with damage tolerance[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2022, 51(12): 4389-4397.
- [11] 朱宝辉, 赵洪章, 沈立华, 等. TC19 钛合金棒材的研制[J]. 钛工业进展, 2012, 29(3): 26-28.
- [12] 洪权, 郭萍, 周伟. 钛合金成形技术与应用[J]. 钛工业进展, 2022, 39(5): 27-32.
- [13] Banerjee D, Williams J C. Perspectives on titanium science and technology[J]. Acta Materialia, 2013, 61 (3): 844-879.
- [14] Williams J C, Boyer R R. Opportunities and issues in the application of titanium alloys for aerospace components[J]. Metals, 2020, 10(6): 1-22.
- [15] Pugh P. The Magic of a Name, the Rolls-Royce Story, Part Two: the Power Behind the Jets[M]. UK: Icon Books, 2001.
- [16] Wang K, Wang F, Cui W C, et al. Prediction of cold dwell-fatigue crack growth of titanium alloys[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2015, 28(5): 619-627.
- [17] Cuddihy M A, Stapleton A, William S S, et al. On cold dwell facet fatigue in titanium alloy aero-engine components[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 97: 177-189.
- [18] 张明达, 曹京霞, 隋楠, 等. 高载荷作用下 Ti6242 钛合金低周疲劳和保载疲劳损伤行为分析[J]. 航空材料学报, 2019, 39(1): 55-61.
- [19] Qiu J K, Ma Y J, Lei J F, et al. A Comparative study on dwell fatigue of Ti-6Al-2Sn-4Zr-xMo ( $x=2$  to 6) alloys on a microstructure-normalized basis[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2014, 45: 6075-6087.
- [20] Bache M R. A review of dwell sensitive fatigue in titanium alloys: the role of microstructure, texture and operating conditions[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9-11): 1079-1087.

### 行业动态

## 2023 年 1—3 月日本钛产品进出口数据统计

日期	出口量/t			进口量/t		
	未锻轧钛	粉末及废料	其他钛制品	未锻轧钛及粉末	废料	其他钛制品
2023 年 1 月	2872	458	724	3	111	150
2023 年 2 月	2954	578	961	2	59	98
2023 年 3 月	3437	658	1027	17	119	129
合计	9263	1694	2712	22	289	377

## 2023 年 1—3 月日本钛锭产量及钛材产销数据统计

日期	钛锭产量/t	国内钛材出货量/t	国外钛材出货量/t	钛材出货量合计/t
2023 年 1 月	1889	430	948	1378
2023 年 2 月	1419	443	754	1197
2023 年 3 月	1920	714	964	1678
合计	5228	1587	2666	4253

王运锋摘自《チタン》