

TB6 与 TC4 钛合金高周疲劳性能对比研究

曾 焱¹, 黄子琳¹, 李卫侠¹, 王甲贺², 邓平平¹, 李刘媛¹

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

(2. 青岛苏试海测检测技术有限公司, 山东 青岛 266000)

摘要: 采用热模锻造方式制备出 TB6 与 TC4 钛合金行星齿轮架毛坯, 并对毛坯进行热处理, 然后切取试样, 测试其高周疲劳性能, 对比分析疲劳断口形貌。研究表明: TB6 钛合金试样疲劳强度平均值为 723.0 MPa, 其在存活率 90%、置信度 95% 条件下的疲劳强度下极限为 677.1 MPa; TC4 钛合金试样疲劳强度平均值为 437.7 MPa, 其在存活率 90%、置信度 95% 条件下的疲劳强度下极限为 405.8 MPa。从疲劳断口形貌上来看, TB6 与 TC4 钛合金均以解理断裂为主, 且二者均具有一定的韧性。TB6 钛合金锻件疲劳强度的波动性小于 TC4 钛合金锻件, 且高周疲劳性能更好, 可以作为行星齿轮架的备选材料。

关键词: 行星齿轮架; 钛合金; 疲劳性能; 断口形貌

中图分类号: TG146.23

文献标识码: A

文章编号: 1009-9964(2023)02-019-06

DOI:10.13567/j.cnki.issn1009-9964.2023.02.009

Comparative Study of High Cycle Fatigue Performance of TB6 and TC4 Titanium Alloy

Zeng Yi¹, Huang Zilin¹, Li Weixia¹, Wang Jiahe², Deng Pingping¹, Li Liuyuan¹

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

(2. Qingdao Sushihai Testing Technology Co., Ltd., Qingdao 266000, China)

Abstract: The blanks of TB6 and TC4 titanium alloy planetary gear frame were prepared by hot-die forging. The blanks were heat treated, and then the samples were cut to test the high cycle fatigue performance, and the fatigue fracture morphologies were compared and analyzed. The results show that the average fatigue strength of TB6 titanium alloy is 723.0 MPa, and the limit inferior of fatigue strength under the condition of survival rate of 90% and confidence of 95% is 677.1 MPa. The average fatigue strength of TC4 titanium alloy is 437.7 MPa, and the limit inferior of fatigue strength under the condition of survival rate of 90% and confidence of 95% is 405.8 MPa. According to the fatigue fracture morphologies, both TB6 and TC4 titanium alloys are mainly cleavage fracture, and both have certain toughness. The fatigue strength fluctuation of TB6 titanium alloy is less than that of TC4 titanium alloy, and the high cycle fatigue performance of TB6 titanium alloy is better, so it can be used as an alternative material for planetary gear frame.

Key words: planetary gear frame; titanium alloy; fatigue performance; fracture morphology

TB6(美国牌号 Ti-1023)钛合金是 20 世纪 70 年代美国 TIMET 公司针对损伤容限设计需要开发的一种高强高韧近 β 型钛合金, 其 β 稳定元素总含量接近临界溶度, 因此兼有亚稳 β 钛合金的诸多优点且不丧失 $\alpha + \beta$ 型钛合金的固有特性, 具有比强度高、断裂韧性好、锻造温度低、抗应力腐蚀能力强等优点^[1]。并且可通过热处理使该合金在很大范围内获

得强度、塑性和韧性的良好匹配, 可用来制作 320 °C 以下长时工作的构件。TB6 钛合金强度指标(固溶时效态抗拉强度 ≥ 1105 MPa)略好于 30CrMnSiA 钢(调质态抗拉强度 ≥ 1080 MPa)和 40CrNiMoA 钢(调质态抗拉强度 ≥ 980 MPa), 用其代替结构钢可减重 40%, 代替 TC4 钛合金(退火态抗拉强度 ≥ 895 MPa)可减重 20%^[2]。因此, 从静强度水平来看, 与航空工业常用的 TC4 钛合金相比, TB6 钛合金更具优势。

然而, 航空钛合金结构件除需具有高强度外, 在服役期内还要承受高周甚至超高周次($> 10^7$)循环

收稿日期: 2023-01-05

通信作者: 曾焱(1990—), 男, 工程师。

载荷作用, 因此对其高周疲劳性能也有着极高的要求。以 TB6、TC4 钛合金为材质的传动系统行星齿轮架锻件为研究对象, 通过从实际零件毛坯上切取标准试样进行拉伸及轴向疲劳试验, 获得更能代表 2 种钛合金零件真实水平的静强度及疲劳强度, 从而为航空结构件设计及选材提供可靠基础。此外, 观察分析 2 种钛合金试样的疲劳断口形貌及断裂特征, 以期为直升机行星齿轮架钛合金零件的失效分析及制造技术研究提供参考。

1 实验

1.1 实验材料

TB6 和 TC4 钛合金锻件均采用热模锻造成形, 其化学成分见表 1。

表 1 TB6 和 TC4 钛合金化学成分(w%)

Table 1 Chemical composition of TB6 and TC4 titanium alloy

	Al	V	Fe	C	O	N	H	Ti
TB6	3.15	10.03	1.604	0.012	0.052	0.008	0.0009	Bal.
TC4	6.30	4.00	0.100	0.030	0.110	0.020	0.0010	Bal.

对 TB6 钛合金进行固溶时效处理 [$T_{\beta} - (30 \sim 60)^{\circ}\text{C}/2 \text{ h/WC} + (510 \sim 540)^{\circ}\text{C}/8 \text{ h/AC}$]; 对 TC4 钛合金进行普通退火处理 [$(700 \sim 800)^{\circ}\text{C}/(1 \sim 2) \text{ h/AC}$]。图 1 为 TB6 和 TC4 钛合金热处理后的显微组织。两种钛合金坯料均为均匀细密的模糊晶, 不存在偏析、夹杂、疏松、空洞等冶金缺陷及折叠、裂纹、变形不均匀等加工缺陷(图 1a、1c)。TB6 钛合

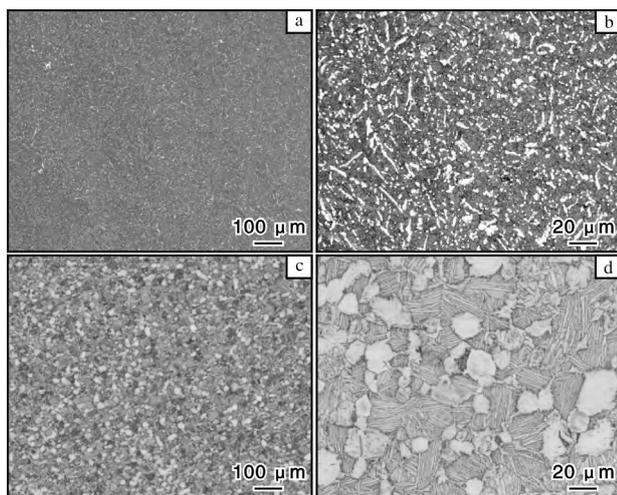


图 1 TB6 和 TC4 钛合金热处理后的显微组织

Fig. 1 Microstructures of TB6 and TC4 titanium alloy after heat treatment: (a, b) TB6; (c, d) TC4

金经固溶时效处理后, 显微组织由 β 基体和基体上均匀分布的细小等轴初生 α 相组成, 该组织具有很高的强度^[3]; 原始 β 晶粒边界未出现连续的、平直的 α 相网络, 初生 α 相平均尺寸约为 $3.5 \mu\text{m}$, 体积分数在 35% 以上(图 1b)。TC4 钛合金经普通退火处理后, 得到初生 α 相 + 转变 β 组织(片层状 α 相和保留 β 相的混合组织)组成的双态组织, 具有较好的综合性能^[4]; 其中初生 α 相含量在 40% ~ 50% 之间, β 相含量较少, 仅占 5% ~ 10%(图 1d)。

1.2 实验方法

在 TB6 和 TC4 钛合金锻件圆环弦向部位取样。取样完成后进行机加工, 随后去应力退火。按 GB/T 3075—2021《金属材料 疲劳试验 轴向力控制方法》要求加工成标准的轴向拉伸疲劳试样。按照 GB/T 228.1—2010《金属材料 拉伸试验 第 1 部分: 室温试验方法》要求, 采用 WDW-200GD 型电子万能试验机进行室温静态拉伸试验, 设置加载速率 5 mm/min 。按照 GB/T 3075—2021 要求, 采用 QBG-100 型高频疲劳试验机测定试样在应力比 $R = -1$ 、正弦波波形、试验频率 $90 \sim 150 \text{ Hz}$ 、目标循环数 10^7 周次条件下的高周疲劳强度。

采用升降法分别测定 TB6 和 TC4 钛合金试样的条件疲劳极限。选定抗拉强度的 35% 的应力值进行第 1 根试样的疲劳试验, 应力增量取估计疲劳极限值的 5% (可根据试验数据进行调整)。若达到 10^7 周次仍未失效, 此试验为越出, 增加一级应力进行第 2 根试样测试, 若仍未失效, 再增加一级应力进行第 3 根试样测试, 若未达到预定的循环次数后失效, 则降低一级应力进行第 4 根试样测试。依此类推, 直至全部试验完成。根据 GB/T 24176—2009《金属材料 疲劳试验 数据统计方案与分析方法》及文献^[5-6]对试验结果进行统计分析, 计算得到 TB6 和 TC4 钛合金试样在室温下的疲劳极限值。采用金相显微镜(OM)和 S-3700N 型扫描电子显微镜(SEM)观察断口形貌, 确认断裂起始位置和断裂类型。对试样在交变载荷下, 疲劳裂纹的萌生、扩展及最终断裂的过程及影响因素进行探讨。

2 结果与分析

2.1 性能测试结果

2.1.1 拉伸试验

表 2 为 TB6 和 TC4 钛合金的室温拉伸试验结果。从表 2 可以看出, TB6 钛合金的室温拉伸强度明显

高于 TC4 钛合金。

表2 TB6 和 TC4 钛合金的室温拉伸性能

Table 2 Room temperature tensile properties of TB6 and TC4 titanium alloy

Material	R_m /MPa	$R_{p0.2}$ /MPa	A /%	Z /%	Position of fracture
TB6	1314	1262	13.2	53.3	Middle
TC4	1026	938	15.3	41.4	Middle

2.1.2 TB6 钛合金疲劳极限试验

设定应力级差 $d = 26$ MPa, 采用升降法测得 TB6 钛合金的初始应力等级 $S_0 = 684$ MPa, 高周疲劳试验数据见表3。对表3中失效事件进行分析, 结果如表4所示。表4中 i 为应力水平, f_i 为相关事件数。

表3 升降法测得的 TB6 钛合金的高周疲劳试验数据

Table 3 High cycle fatigue test data of TB6 titanium alloy by up-down method

Stress /MPa	Serial number												
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
762	×												×
736		×		×		×					○		×
710			○		○		×		○				○
684								○					

Illustration: × Failure; ○ Pass

表4 TB6 钛合金高周疲劳试验失效事件分析 (升降法数据分析)

Table 4 Failure event analysis of high cycle fatigue test of TB6 titanium alloy (test data analysis of up-down method)

Stress/MPa	i	Numerical value		
		f_i	if_i	i^2f_i
762	3	1	3	9
736	2	4	8	16
710	1	1	1	1
684	0	0	0	0
Total	—	6	12	26

依据 GB/T 24176—2009, 疲劳强度的平均值 $\hat{\mu}_y$ 和疲劳强度的标准差 $\hat{\sigma}_y$ 满足下式:

$$\hat{\mu}_y = S_0 + d \left(\frac{A}{C} \pm \frac{1}{2} \right) \quad (1)$$

$$\hat{\sigma}_y = 1.62d(D + 0.029) \quad (2)$$

式中: $A = \sum_{i=0}^3 if_i = 12$, $B = \sum_{i=0}^3 i^2f_i = 26$,

$$C = \sum_{i=0}^3 f_i = 6, \quad D = \frac{BC - A^2}{C^2} = 0.333。$$

分析失效事件时取 $-\frac{1}{2}$, 因此疲劳强度的平均

值: $\hat{\mu}_y = S_0 + d \left(\frac{A}{C} - \frac{1}{2} \right) = 684 + 26 \times \left(\frac{12}{6} - \frac{1}{2} \right) = 723$ MPa, D 值满足 $D > 0.3$ 的要求, 此时疲劳强度的标准差为: $\hat{\sigma}_y = 1.62d(D + 0.029) = 1.62 \times 26 \times (0.333 + 0.029) = 15.25$ MPa。

变异系数 $\hat{\eta}_s$ 的计算式如下:

$$\hat{\eta}_s = \frac{\hat{\sigma}_y}{\hat{\mu}_y} = \frac{15.25}{723} = 0.0211$$

在存活率 $C = 1 - \alpha = 90\%$ (破坏率 $\alpha = 10\%$)、置信度 95% 条件下估算疲劳强度的下极限 $\hat{y}_{(10,0.95)}$, 单侧误差限系数 $k_{(0.1,0.95,5)}$ 由 GB/T 24176—2009 附表 B 查得为 3.006。

因此, 在存活率 90%、置信度 95% 条件下的疲劳强度下极限:

$$\begin{aligned} \hat{y}_{(10,0.95)} &= \hat{\mu}_y - k_{(0.1,0.95,5)} \hat{\sigma}_y \\ &= 723 - 3.006 \times 15.25 = 677.1 \text{ MPa} \end{aligned}$$

2.1.3 TC4 钛合金疲劳极限试验

设定应力级差 $d = 20$ MPa, 采用升降法测得 TB6 钛合金的初始应力等级 $S_0 = 411$ MPa, 高周疲劳试验数据见表5。对表5中失效事件进行分析, 结果如表6所示。

表5 升降法测得的 TC4 钛合金的高周疲劳试验数据

Table 5 High cycle fatigue test data of TC4 titanium alloy by up-down method

Stress /MPa	Serial number											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
451	×		×				×		×		×	
431		○		×		○		○		○		○
411					○							

Illustration: × Failure; ○ Pass

根据式(1)、(2)求得:

$$A = \sum_{i=0}^2 if_i = 11, \quad B = \sum_{i=0}^2 i^2f_i = 21,$$

$$C = \sum_{i=0}^2 f_i = 6, \quad D = \frac{BC - A^2}{C^2} = 0.139。$$

分析失效事件时取 $-\frac{1}{2}$, 因此疲劳强度的平均值:

$$\begin{aligned} \hat{\mu}_y &= S_0 + d \left(\frac{A}{C} - \frac{1}{2} \right) = 411 + 20 \times \left(\frac{11}{6} - \frac{1}{2} \right) \\ &= 437.7 \text{ MPa} \end{aligned}$$

表 6 TC4 钛合金高周疲劳试验失效事件分析
(升降法数据分析)

Table 6 Failure event analysis of high cycle fatigue test of TC4 titanium alloy (test data analysis of up-down method)

Stress/MPa	i	Numerical value		
		f_i	if_i	i^2f_i
451	2	5	10	20
431	1	1	1	1
411	0	0	0	0
Total	—	6	11	21

由于 D 的取值不满足 $D > 0.3$ 的要求, 此时的标准差不能参照 GB/T 24176—2009 来分析, 只能参照文献[5]中的公式(6), 或者是文献[6]中的公式(9)来分析。疲劳强度的标准差为:

$$\hat{\sigma}_y = 0.53d = 0.53 \times 20 = 10.6 \text{ MPa}$$

变异系数 $\hat{\eta}_s$ 的计算式如下:

$$\hat{\eta}_s = \frac{\hat{\sigma}_y}{\hat{\mu}_y} = \frac{10.6}{433.7} = 0.0242$$

在存活率 $C = 1 - \alpha = 90\%$ (破坏率 $\alpha = 10\%$)、置信度为 95% 的条件下, 估算疲劳强度的下极限 $\hat{y}_{(10,0.95)}$, 单侧误差限系数 $k_{(0.1,0.95,5)}$ 由 GB/T 24176—2009 附表 B 查得为 3.006。

因此, 在存活率 90%、置信度 95% 条件下的疲劳强度下极限:

$$\begin{aligned} \hat{y}_{(10,0.95)} &= \hat{\mu}_y - k_{(0.1,0.95,5)} \hat{\sigma}_y \\ &= 437.7 - 3.006 \times 10.6 = 405.8 \text{ MPa} \end{aligned}$$

2.1.4 疲劳极限对比

材料的疲劳极限反映的是材料抗裂纹萌生和扩展的综合能力。TB6 和 TC4 钛合金的变异系数分别为 0.0211、0.0242, 可见 TB6 钛合金的疲劳极限波动性更小。TB6 钛合金的疲劳强度平均值与抗拉强度分别为 723.0、1314 MPa, 二者比值为 0.550; TC4 钛合金的疲劳强度平均值与抗拉强度分别为 437.7、1026 MPa, 二者比值为 0.427。与 TC4 钛合金相比, TB6 钛合金不仅疲劳极限波动性更小, 而且疲劳强度平均值与静强度的比值更高, 高周疲劳性能更好, 可以作为行星齿轮架的备选材料。

2.2 断口分析

2.2.1 TB6 钛合金试样疲劳断口

图 2 为 TB6 钛合金试样疲劳断口的宏观形貌及裂纹源区二次电子像。从图 2a 可以看出, 疲劳断口呈现 3 个区域, 即较光滑的疲劳裂纹源区 (I)、扩展区 (II) 及粗糙的瞬断区 (III), 瞬断区占整个断口

面积的 1/3 左右。疲劳裂纹源出现在试样表面, 这是由于表面应力集中, 交变应力促使裂纹自试样表面生成, 并逐步向内扩张, 形成疲劳裂纹扩展区。从图 2b 可以看到, 以疲劳源为中心存在大量放射状棱线, 这些棱线向外延伸, 表示了裂纹的扩展方向。当扩展区缓慢变大, 引起承载部分突然断裂时, 形成最终瞬断区^[7]。

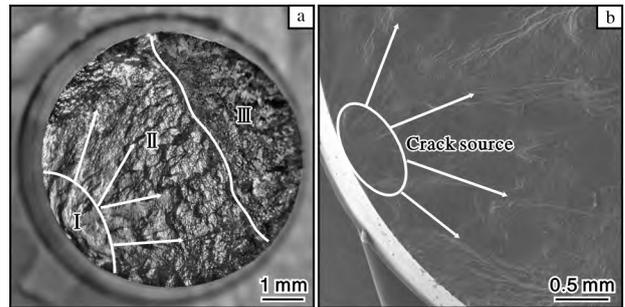


图 2 TB6 钛合金试样疲劳断口的宏观形貌及疲劳裂纹源区二次电子像

Fig. 2 Macro-morphology of fatigue fracture of TB6 titanium alloy test specimen (a) and secondary electron morphology of fatigue crack source region (b)

图 3 为 TB6 钛合金试样疲劳断口裂纹扩展区的微观形貌。从图 3 可以观察到, 整个裂纹扩展区由河流花样、解理台阶及不同尺寸的韧窝组成, 台阶

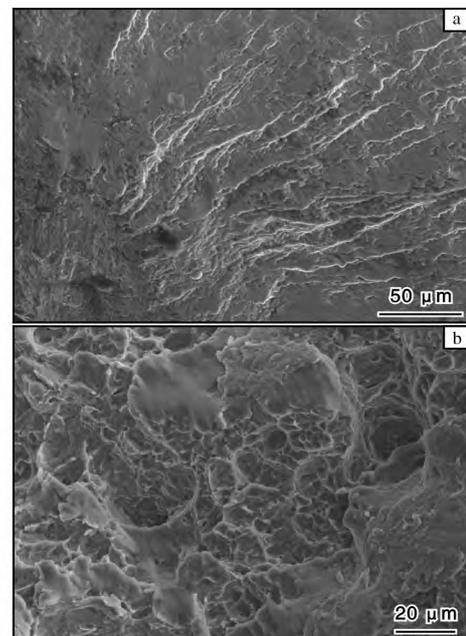


图 3 TB6 钛合金试样疲劳断口裂纹扩展区的河流花样和韧窝形貌

Fig. 3 River pattern (a) and dimple morphology (b) of fatigue fracture crack growth zone of TB6 titanium alloy specimen

表面疲劳辉纹不明显,并且在疲劳条带附近伴有小韧窝,表现出准解理特征。同时,疲劳断口的表面裂纹走向曲折,且凹凸不平,表现出穿晶开裂特征。

图4为TB6钛合金试样疲劳断口瞬断区的微观形貌。从图4可以看出,瞬断区主要由尺寸、形状不一的解理台阶和抛物线形韧窝及二者混合区组成,韧窝较浅且大小均匀。这些断口特征表明,TB6钛合金试样疲劳断裂时具有一定的韧性。观察不同TB6钛合金试样的疲劳断口形貌发现,其解理台阶、抛物线形浅韧窝尺寸及所占比例有所不同。

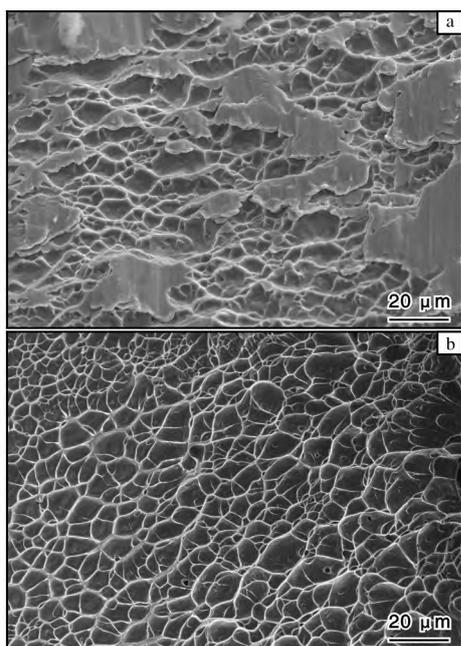


图4 TB6钛合金试样疲劳断口瞬断区的解理台阶和韧窝形貌

Fig. 4 Cleavage step (a) and dimple morphology (b) of fatigue fracture zone of TB6 titanium alloy specimen

2.2.2 TC4钛合金试样疲劳断口

图5为TC4钛合金试样疲劳断口的宏观形貌。从图5可以看出,TC4钛合金试样疲劳断口较平坦,高度没有大的起伏,同样呈现出典型的疲劳断裂特征。裂纹源(I)位于试样表面,可以看到多条短线源,未发现冶金缺陷及加工痕迹。瞬断区(III)位于裂纹源区对面,有剪切唇,呈柳叶状、银白色,占整个断面的1/8左右。从图5还可以看出,疲劳裂纹扩展区(II)面积远大于瞬断区,说明TC4钛合金抵抗裂纹扩展的能力较强^[8]。

图6为TC4钛合金试样疲劳断口裂纹扩展区的疲劳辉纹与二次裂纹形貌。从图6可以看出,扩展区有大量的滑移台阶,台阶表面有大量间距小于5 μm

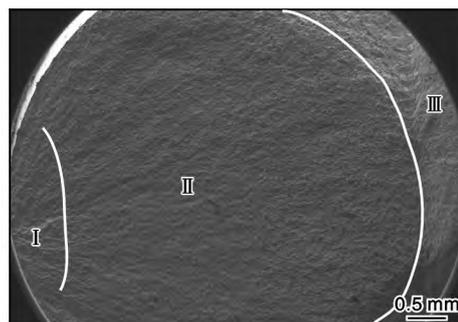


图5 TC4钛合金试样疲劳断口的宏观形貌
Fig. 5 Macro-morphology of fatigue fracture of TC4 titanium alloy specimen

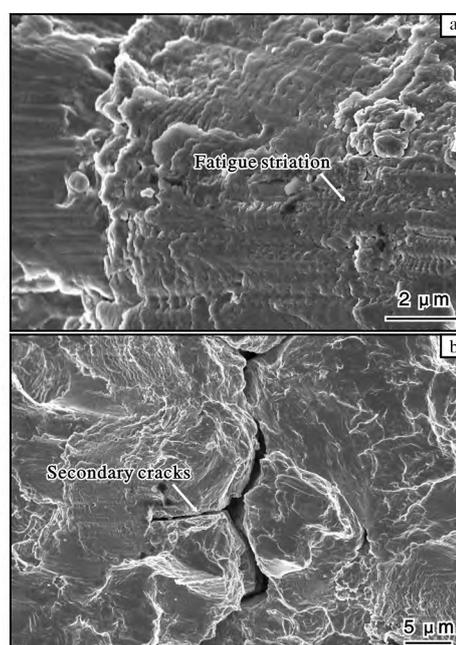


图6 TC4钛合金试样断口裂纹扩展区的疲劳辉纹与二次裂纹形貌

Fig. 6 Fatigue flare (a) and secondary crack morphology (b) in fracture crack growth zone of TC4 titanium alloy specimen

且基本相互平行的疲劳辉纹。每一条疲劳辉纹代表一次交变载荷循环作用下疲劳裂纹向前扩展的距离。此外,裂纹扩展区还有少量的二次裂纹和撕裂棱,说明TC4钛合金具有穿晶开裂特征。

TC4钛合金疲劳裂纹扩展区以解理断裂为主,金属沿着某个确定的结晶学平面,在没有或很少滑移出现的情况下分离。由于多晶体中各个晶粒的取向、尺寸、形态不同等原因,都会影响裂纹沿既定的平面顺利发展,导致裂纹分叉、转折或停顿,许多解理小刻面、解理面上可见疲劳条带及二次裂纹,二次裂纹在断口上呈断续分布,在同一方向上时有

时无。二次裂纹附近出现的疲劳条带表明,在疲劳扩展过程中,二次裂纹起裂后导致局部应力得到松弛,因而裂纹以条带机制扩展^[9]。在相邻解理面上的疲劳条带既不连续,也不平行,即伴有疲劳台阶的存在。

图7为TC4钛合金试样疲劳断口瞬断区的撕裂棱与微裂纹形貌。瞬断区是疲劳裂纹扩展到临界尺寸后发生失稳扩展而形成的。从图7可以看出,TC4钛合金试样疲劳断口瞬断区以解理断面为主,局部伴有韧窝形貌,表现为韧性断裂;断口存在大量的撕裂棱与少量的微裂纹,晶粒有明显的拉伸、挤压痕迹。微裂纹的形成是由于局部区域应力集中,导致晶粒被拉断而产生的。



图7 TC4钛合金试样疲劳断口瞬断区撕裂棱与微裂纹的形貌
Fig.7 Morphologies of tear corrugations and microcracks in transient fracture zone of TC4 titanium alloy specimen

3 结论

(1) TB6钛合金试样的疲劳强度平均值为723.0 MPa,其在存活率90%、置信度95%条件下的疲劳强度下极限为677.1 MPa。TC4钛合金试样的疲劳强度平均值为437.7 MPa,其在存活率90%、置

信度95%条件下的疲劳强度下极限为405.8 MPa。

(2) TB6和TC4钛合金的疲劳断口均由裂纹源区、扩展区和瞬断区组成,2种合金各区域所占比例不同,但裂纹均起源于试样表面,且均为单一裂纹源;裂纹扩展区均可见疲劳条带,以解理断裂为主;瞬断区均存在韧窝形貌,主要表现为韧性断裂。

(3) TB6钛合金锻件疲劳强度的波动性比TC4钛合金更小,且高周疲劳性能更好,可以作为行星齿轮架的备选材料。

参考文献 References

- [1] 付艳艳,宋月清,惠松骁,等.航空用钛合金的研究与应用进展[J].稀有金属,2006,30(6):850-856.
- [2] 王哲.飞机结构应用Ti-1023钛合金应注意的问题[J].钛工业进展,2000,17(3):27-28.
- [3] 杨嘉璐,岳旭,乔恩利,等.Ti-1023钛合金棒材的组织与性能[J].金属世界,2022(4):104-108.
- [4] 张翥,王群骄,莫畏.钛的金属学和热处理[M].北京:冶金工业出版社,2009.
- [5] 白鑫,谢里阳,任俊刚,等.金属材料疲劳试验与数据处理方法[J].理化检验:物理分册,2015,51(6):375-380.
- [6] Zhao Y X, Yang B. Probabilistic measurements of the fatigue limit data from a small sampling up-and-down test method [J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30 (12): 2094-2103.
- [7] 孙智,江利,应鹏晨,等.失效分析-基础与应用[M].北京:机械工业出版社,2005.
- [8] 于兰兰,毛小南,李辉,等.TC4-DT钛合金高周疲劳行为研究[J].钛工业进展,2012,29(6):11-14.
- [9] 赵光菊,钟蜀晖,邓建华.TA6V钛合金疲劳断口形貌及断口分析[J].贵州工业大学学报(自然科学版),2007,36(6):25-28.

专利信息

一种短流程 TC25G 钛合金高均匀棒材的制备方法

申请号: CN202211414438.5

申请日: 20221111

公开(公告)日: 20230303

公开(公告)号: CN115722618A

申请(专利权)人: 西部超导材料科技股份有限公司

摘要: 本发明属于有色金属加工技术领域,涉及一种短流程 TC25G 钛合金高均匀棒材的制备方法。根据合金反复再结晶细化晶粒的原理,优化设计工艺路线,通过加热温度、变形量和变形方式的优化设置以及加热和锻造参数的精确控制,获得组织均匀一致的 TC25G 钛合金棒材。在锻造过程中采用回炉补温方式,在保证 TC25G 钛合金坯料充分均匀变形的同时缩短加热保温时间,实现了合金组织的破碎并避免了因保温时间过长而引起的晶粒长大,充分实现了合金晶粒的均匀细化。此外,在中间锻造过程中,根据合金组织演变规律确定了最佳的组织细化变形工艺,通过最短的变形过程获得了满足要求的合金组织,极大地缩短了 TC25G 钛合金棒材的制备过程,生产效率得到了显著提升。