

TC17 钛合金惯性摩擦焊接头室温断裂韧性测试与分析

Testing and Analysis of Fracture Toughness of Inertia Friction Joint of TC17 Titanium Alloy

中航工业北京航空制造工程研究所 廖云建 何胜春
北京航空航天大学 于广娜 吴素君

[摘要] TC17 钛合金主要用于航空发动机整体叶盘、转子和截面锻件的制造。采用惯性摩擦焊工艺制造航空发动机压气机整体转子能够减少零件数量并有效地提高结构刚度。通过对 TC17 钛合金惯性摩擦焊接头断裂韧性的测试,可为钛合金惯性摩擦焊整体转子损伤容限分析提供技术和数据支持。

关键词: TC17 钛合金 惯性摩擦焊 断裂韧性

[ABSTRACT] TC17 titanium alloy is used for aeroengine blisks, motors and large section forgings. The quality of aeroengine integral rotors made by inertia friction welding will be reduced and the stiffness will be increased. The fracture toughness testing of inertia friction joint can supply technology and data for damage of tolerance limit analysis of aeroengine integral rotors made by inertia friction welding.

Keywords: TC17 titanium alloy Inertia friction welding Fracture toughness

TC17 是一种富含 β 稳定元素的 $\alpha + \beta$ 型两相钛合金,该合金具有强度高、断裂韧性好、淬透性高和锻造温度宽等一系列优点,能够满足损伤容限设计和高结构效益及低制造成本等要求,主要用于制造航空发动机风扇、压气机盘件和大截面锻件^[1]。在整体转子部件焊接技术研究方面,通过多年的生产应用实践,国外一些先进的航空发动机制造公司已将摩擦焊作为焊接高性能航空发动机整体转子部件的主导的、典型的和标准的工艺方法,普遍认为摩擦焊是最为可靠、再现性最好和最可依赖的焊接技术。

摩擦焊是利用工件接触端面相对运动中摩擦产生热,使其端部达到热塑性状态,然后迅速顶锻完成焊接。惯性摩擦焊工艺参数较少,焊接质量稳定,因此航空发动机转子部件的焊接通常采用惯性摩擦焊。通过对 TC17 钛合金惯性摩擦焊接头断裂韧性进行测试,以为钛合金惯性摩擦焊整体转子损伤容限分析提供技术和数据支持。

1 试验条件

焊接过程选择的设备为美国 MTI 公司生产的 MODEL300BX 惯性摩擦焊机,其转速和轴向压力由工控机控制,无极可调;转动惯量为随机配备的飞轮组合后的惯量。试验选用轧制态 TC17 棒材,材料焊后的热处理:在 (840 ± 10) °C 固溶处理 4h,水冷至室温;然后在 630°C 时效 8h,空冷至室温;最后在 550°C 时去应力退火 4h,空冷至室温。

试样长为 80mm,宽为 22mm,母材厚度为 10mm,焊缝厚度为 6mm,热影响区厚度为 7mm。用半径不超过 0.15mm 钼丝线切割起始缺口,切口根部半径不超过 0.2mm。图 1~3 分别是母材、焊缝和热影响区加工缺口。

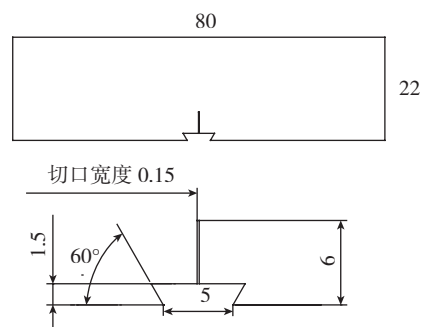


图1 母材加工缺口

Fig.1 Processing notch of matrix

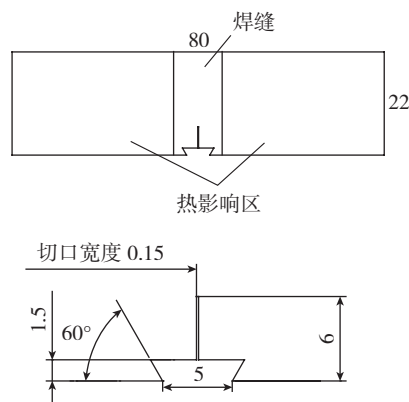


图2 焊缝加工缺口

Fig.2 Processing notch of welding seam

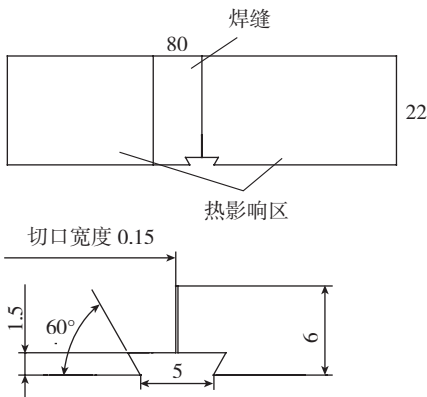


图3 热影响区加工缺口
Fig.3 Processing notch of HAZ

2 试验结果

疲劳裂纹预制试验在 Istron8801 上完成,长度为 11mm,在试验过程中,试样未发生挠曲变形。疲劳裂纹预制分为两个阶段:第一阶段,裂纹长度从 6mm 扩展到 9.5mm,加载恒力 2300N,循环周次约 100000 次;第二阶段裂纹从 9.5mm 扩展到 11mm,为保证裂纹前沿尖锐度,在恒温下应力加载因子 K 恒定不变, $K=10\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,循环周次约为 20000~30000 次。

试验在规定的加载速率下,自动记录载荷-位移曲线,即 $P-V$ 曲线^[2]。使用了线性工作范围在 2.8 以内的引伸计,试验结束后,打开裂纹用工具显微镜,在裂纹前沿平均取 5 个点,用以下公式计算初始裂纹长度 a_0 ^[2]。

$$a_0 = \frac{1}{4} \left(\frac{a_1 + a_5}{2} + \sum_{i=2}^4 a_i \right)$$

表 1 列出了试验所得母材、焊缝及热影响区的条件断裂韧性值 K_{Ic} 。

母材	K_{Ic}	焊缝	K_{Ic}	热影响区	K_{Ic}
P1	47.39	W1	24.60	H1	40.76
P2	57.71	W2	28.81	H2	47.83
P3	70.04	W3	26.82	H3	45.84
P4	74.98	W4	21.61	H4	41.43
P5	66.28	W5	24.99	H5	33.97
平均	63.28	平均	25.37	平均	41.97

K_{Ic} 为材料的平面应变断裂韧性,只有当试样满足平面应变状态 K_{Ic} 才有效,主要表现在对试样厚度 B 的要求上,即 $B \geq 2.5 (K_{Ic}/\sigma_s)^2$,其中, σ_s 表示屈服强度。估算厚度 B 值,得到母材试样厚度 $B_p \geq 8.66\text{mm}$,

焊缝试样厚度 $B_w \geq 1.39\text{mm}$,热影响区试样厚度 $B_H \geq 3.81\text{mm}$ 。试验所用试样母材厚度为 10mm,焊缝厚度为 6mm,热影响区厚度为 7mm,满足 B 值要求,因此 $K_{Ic}=K_{Ic0}$ 。母材 $K_{Ic} = 63.28\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,焊缝 $K_{Ic} = 25.37\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,热影响区 $K_{Ic} = 41.97\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,断裂韧性值从大到小依次为母材、热影响区和焊缝。

3 接头组织及断口分析

图 4 是 TC17 焊接接头的金相显微组织,其中图上方等轴晶区位于焊缝的心部,晶粒细小,直径约 $50\mu\text{m}$;图下方为热影响区,晶粒粗大,直径在 $200\mu\text{m}$ 以上。在焊缝区与热影响区中间存在着变形晶区,在变形晶区的晶界处有细小的等轴晶,这是由于在焊接过程中发生再结晶造成的。

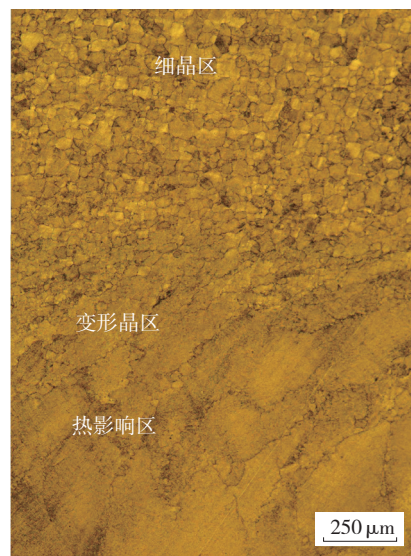


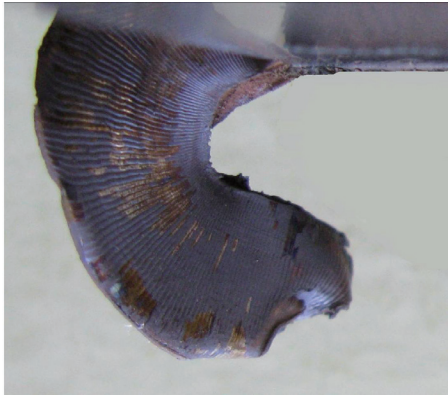
图4 TC17接头微观结果
Fig.4 Microstructure of TC17 joint

通过观察 TC17 母材断裂韧性测试断口可知:断口上方为预制的疲劳裂纹部位形貌,可以看到明显的疲劳条带,断口下方为母材断裂韧性试验的拉伸断口形貌,此断裂属于韧性断裂,断口表面分布着大量的韧窝及空洞^[3]。

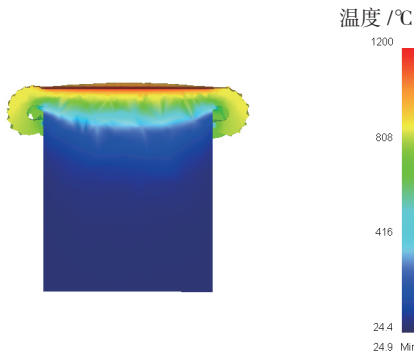
观察 TC17 焊缝区断裂韧性测试断口可知:断口上方为预制疲劳断裂部位断口,可以看到晶粒特征,断口下方为拉伸断口形貌,仍然可以看到明显的晶粒特征,因此其断裂形貌属于沿晶断裂。

观察 TC17 热影响区的断裂韧性测试断口可知:断口上方为热影响区的疲劳断口,断口下方为拉伸断口形貌,均为沿晶断裂。其中断口下方的拉伸断口在晶界处可以观察到小的脆性相和明显的二次裂纹,个别晶粒穿

(下转第 64 页)



(a) 实际焊接



(b) 3s 时模拟

图6 模拟与实际焊接飞边形貌对比
Fig.6 Comparisons of actual and simulation flash morphology

算出 TC4-DT 在此工艺参数下的缩短量为 12.64mm, 可见模拟结果准确度较高, 相对误差不超过 4%。

3 结论

(1) 焊接界面中心温度在 1s 内升到 1000℃ 以上。随着焊接过程的进行, 界面温度场逐步均匀, 界面温度升到不低于 1223℃, 缩短量不断增加。这说明线性摩擦焊稳定摩擦阶段界面最高温度超过 1200℃。

(2) 通过试验证明文中建立的模拟方法可靠, 对飞边形貌模拟较准确, 能反映实际焊接过程中的金属流动情况, 可以用来预测线性摩擦焊温度场和轴向缩短量。

参考文献

[1] 袁鸿, 余槐, 王金雪, 等. TC4-DT 钛合金电子束焊接接头的损伤容限性能. 材料工程, 2007, 21(8): 17-19.
[2] 李辉, 赵永庆, 曲恒磊, 等. 损伤容限型 TC4-DT 合金疲劳裂纹扩展行为研究. 稀有金属材料与工程, 2007, 36(6): 963-967.
[3] 张田仓, 韦依, 周梦慰, 等. 线性摩擦焊在整体叶盘制造中的应用. 航空制造技术, 2004(11): 56-58.
[4] Li W Y, Ma T J, Li J L. Numerical simulation of linear friction welding of titanium alloy: Effects of processing parameters. Materials and

Design, 2010, 31: 1497-1507.

[5] Ceretti E, Fratini L, Giardini C, et al. Numerical modelling of the linear friction welding process. Int J Mater Form, 2010, 3(S1): 1015-1018.

[6] Sorina-Müller J, Rettenmayr M, Schneefeld D, et al. FEM simulation of the linear friction welding of titanium alloys. Computational Materials Science, 2010, 48: 749-758.

(责编 谷雨)

(上接第 56 页)

晶断裂, 在断口表面分布着极浅的韧窝。

4 结论

(1) TC17 钛合金的母材、焊缝及热影响区的断裂韧性表现为母材 > 热影响区 > 焊缝 K_{Ic} 。

(2) TC17 钛合金惯性摩擦焊的焊接接头由焊缝区、变形晶区、热影响区及母材组成。其中焊缝区为细小的等轴晶组织, 变形晶区晶粒较大, 晶粒存在着较大的纵横比, 热影响区的晶粒粗大, 母材晶粒较大, 晶内为 $\alpha + \beta$ 相的网篮状组织。

(3) TC17 母材拉伸试样的断裂模式为韧性断裂, 在断口表面分布着大量的韧窝; TC17 焊缝区和热影响区拉伸试样的断裂模式为脆性沿晶断裂, 热影响区晶界处可以观察到小的脆性相及大量的二次裂纹。

参考文献

[1] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第 2 版)(第 4 卷, 钛合金). 北京: 中国标准出版社, 2001.
[2] 束德林. 金属力学性能. 北京: 机械工业出版社, 1987: 113-117.
[3] 崔约贤, 王长利. 金属断口分析. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1998: 34-40.

(责编 深蓝)

(上接第 60 页)

[3] Fersini D, Perondi A. Analysis and modeling of fatigue life of friction stir welded aluminum alloy single-lap joints. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75: 790-803.

[4] Ericsson M, Jin L Z, Sandstrom R. Fatigue properties of friction stir overlap welds. International Journal of Fatigue, 2007, 29: 57-68.

[5] Buffa G, Campanile G, Fratini L, et al. Friction stir welding of lap joints: influence of process parameters on the metallurgical and mechanical properties. Materials Science and Engineering A, 2009, 519: 19-26.

[6] Cao X, Jahazi M. Effect of tool rotational speed and probe length on lap joint quality of a friction stir welded magnesium alloy. Materials and Design, 2011, 32(1): 1-11.

[7] Kumar K, Kailas S V. The role of friction stir welding tool on material flow and weld formation. Materials Science and Engineering A, 2008, 485(1): 367-374.

(责编 谷雨)