

# AF1410 钢母材及电子束焊接接头预腐蚀疲劳对比研究

## Comparative Study on Pre-Corrosion Fatigue of Base Material and Electron Beam Joint for AF1410 Steel

中航工业北京航空制造工程研究所高能束流加工技术重点实验室 韩鹏 毛智勇 王西昌 唐振云

**[摘要]** 通过对 20mm 厚 AF1410 钢母材及电子束焊接接头试样进行中性盐雾腐蚀后进行疲劳试验, 得出 AF1410 钢母材及电子束焊接接头疲劳分散性较小, 在高应力(800MPa)以上, 母材及焊接接头的疲劳寿命相近, 在低应力(676MPa)下, 焊接接头的疲劳寿命能达到母材的 70%。通过典型试样的断口可以看出母材与焊接接头断裂具有相似的形貌特征, 主要以韧性断裂为主, 疲劳扩展源区多发生在预腐蚀造成的蚀坑处, 有多个疲劳裂纹扩展源, 从扩展源向各个方向有明显的射线图案, 可以很清楚地看见大量微坑覆盖断面。

**关键词:** AF1410 钢 电子束焊接 预腐蚀

**[ABSTRACT]** In this paper, fatigue test of 20mm thickness specimens from AF1410 base materials and its electron beam welding joint are conducted after neutral salt spray corrosion. It is shown that the fatigue dispersion of AF1410 base and EBW joint are small. The fatigue life of the two specimens are close to each other under high stress circumstance(800MPa), while fatigue life of EBW joint is 70% of that of base material under low stress circumstance(676MPa). The morphology of typical fatigue profiles is observed. It can be concluded that most of the fracture are ductile-dominated, with the fatigue extension source region mainly occurred in the pre-corrosion pits. Also there is obvious ray pattern in each direction from the extension source, and there are large numbers of micro-pit covering section.

**Keywords:** AF1410 steel Electron beam welding Pre-corrosion

实际工程结构、工业设备以及各类承载构件都在一定的环境中服役、大多数使用环境均不同于实验室环境, 都存在不同程度的腐蚀性。构件所产生的疲劳破坏大多与服役的环境相关, 疲劳破坏前的服役时间随着环境介质腐蚀性的增强而缩短, 即腐蚀加速疲劳破坏<sup>[1]</sup>。这时, 疲劳破坏在循环应力和腐蚀环境协同作用下发生, 即产生了腐蚀疲劳。腐蚀疲劳是结构件, 既受循环应力的作用, 又受腐蚀环境的侵蚀, 是在两者协同作用

下的一种更为严重的腐蚀-机械破坏形式, 是工程实践中的各种承受循环载荷的结构所面临的严重问题。诸如飞机结构, 常因受循环载荷与腐蚀环境的复合作用发生疲劳破坏, 造成灾难性的事故<sup>[2]</sup>。因此, 腐蚀疲劳已成为工程实践中的一个十分重要的问题。

AF1410 钢是美国 20 世纪 70 年代中期研制成功的一种超高强度钢, 是一种抗应力腐蚀和焊接性能较好的新型航空材料。主要靠低碳马氏体和碳化物的二次硬化达到高强度、高韧性。抗拉强度可达 1600MPa。同时具有优良的加工性能, 是极具应用潜力的高性能结构材料<sup>[3]</sup>。电子束焊接 (Electron Beam Welding, EBW) 技术以其高能量密度、高熔透性、焊接变形区小和易于控制等优点在航空领域得到广泛应用<sup>[4-5]</sup>。据相关文献报道, AF1410 钢可采用氩弧焊和电子束焊进行焊接。在早期曾对 AF1410 钢进行过氩弧焊工艺研究, 研究结果表明, AF1410 钢的焊接性能良好。在 AF1410 钢的电子束焊接技术研究方面, 目前国内还较少。本文针对 20mm 厚度 AF1410 钢试板, 进行了电子束焊接工艺研究, 并对母材及电子束焊接接头的腐蚀疲劳性能进行对比分析研究, 为后续工程化应用提供参考数据。

## 1 试验方法

### 1.1 试验材料

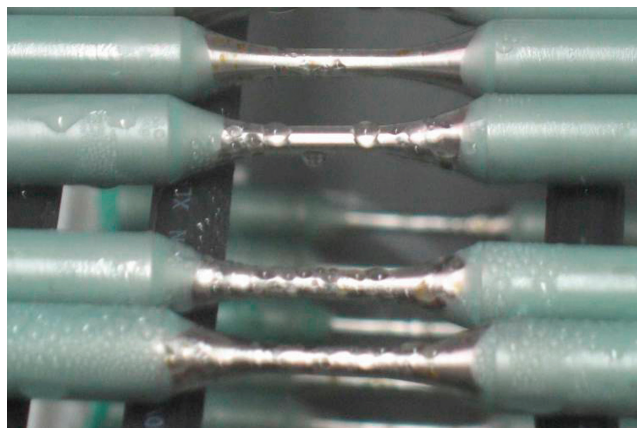
本文采用的 AF1410 钢化学成分如表 1 所示。

表1 AF1410钢的化学成分 (质量分数) %

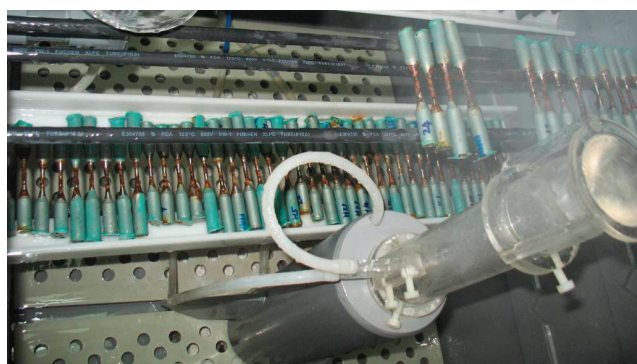
材料	C	Mn	Si	Cr	Ni	Co	Mo
AF1410 钢	0.15	0.03	0.02	2	10	14	1

### 1.2 中性盐雾腐蚀试验

试验用腐蚀盐水的配置: 氯化钠含量为  $5 \pm 1\%$  的盐溶液。每次配置的盐溶液, 温度在 35℃ 左右, PH 值为 6.5~7.2。试验槽温度控制在 33℃, 湿化器温度控制在 42℃。喷雾方式为连续喷雾。将封好的试样放进盐雾腐蚀箱中, 每天观察试样表面变化情况, 随时监控腐蚀变化情况。将腐蚀 10 天后的试样取出, 进行腐蚀观察分析, 试样腐蚀现场如图 1 所示。



(a) 腐蚀 1 天



(b) 腐蚀 10 天

图1 试样腐蚀现场

Fig.1 Erosion field of sample

### 1.3 焊接及焊后热处理

焊前对试板(焊接厚度为 20mm)进行严格的表面清理,去除试板表面的氧化膜。将机械清理后的试板装配到焊接夹具上。然后用酒精或丙酮擦洗焊缝接头,放入真空室内。本试验采用 ZD150-15A 型高压电子束焊机,经过多次工艺优化,最终电子束焊接工艺参数如表 2 所示。焊接完成后对焊缝进行 X 光探伤检查,要求所有试板满足 GJB1718-2005A I 级焊缝标准。然后对试板进行焊后热处理。焊后热处理工艺为:正火 900℃,保温 1h,空冷,680℃高温回火,空冷时效。

表2 AF1410钢高压电子束焊接工艺参数

加速电压 / kV	焊接束流 / mA	聚焦电流 / mA	焊接高度 / mm	焊接速度 / (m·min <sup>-1</sup> )
150	46	356	292	0.8

### 1.4 疲劳试验

根据 HB5287-96《金属材料轴向加载疲劳试验方法》和 GB3075-82《金属轴向疲劳试验方法》标准对腐蚀样件进行疲劳性能测试,并绘制疲劳寿命曲线,分析

结果。其步骤是:在逐步减小的交变轴向应力下,对预暴露在中性盐雾腐蚀环境中 10 天的试样进行疲劳试验,引起失效,确定不同应力下的疲劳循环次数,绘制 S-N 曲线,采用统计分析方法进行数据处理。疲劳载荷应力比取 0.1,载荷交变频率为 45Hz。疲劳试样尺寸如图 2 所示。

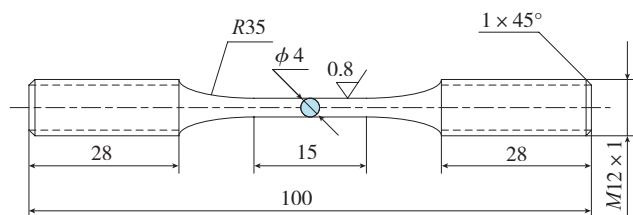


图2 腐蚀疲劳试样尺寸图

Fig.2 Diagram of eroded fatigue samples

## 2 结果与分析

### 2.1 盐雾腐蚀

AF1410 钢在 1 天左右就发生了明显的点蚀,在 5 天左右已发展成全面腐蚀,然后腐蚀逐渐加重,10 天后其钢表面在该环境中遭受了严重的全面腐蚀。观察 AF1410 钢盐雾腐蚀产物发现:腐蚀产物可分为内外两层,外层为棕褐色,内层为黑色。外层腐蚀产物疏松,内层比较致密,与基体结合牢固。

### 2.2 腐蚀疲劳结果

表 3 为 AF1410 钢母材及电子束焊接接头预疲劳试验数据,图 3 为对应的 S-N 曲线。预腐蚀疲劳 S-N 曲线和数据表明,母材与焊接接头在相同的预腐蚀条件下,在高应力(800MPa)以上,母材及焊接接头的疲劳性能相近,随着载荷的下降,母材与焊接接头的疲劳性能相差越来越大,在低应力下(676MPa),焊接接头的循环次数能达到母材的 70%。

表3 AF1410钢母材及电子束焊接接头疲劳数据

腐蚀时间 / 天	取样位置	载荷 / MPa	循环次数 N / 次
10	母材	1036	23914, 27910, 25576
	焊接接头		27970, 24358, 29665
	母材	916	54399, 58693, 61355
	焊接接头		46401, 42913, 47066
	母材	796	90757, 84821, 87007
	焊接接头		90746, 82157, 83243
	母材	736	181159, 164279, 178426
	焊接接头		131295, 118657, 124723
	母材	676	254731, 257191, 265104
	焊接接头		185103, 179261, 184443

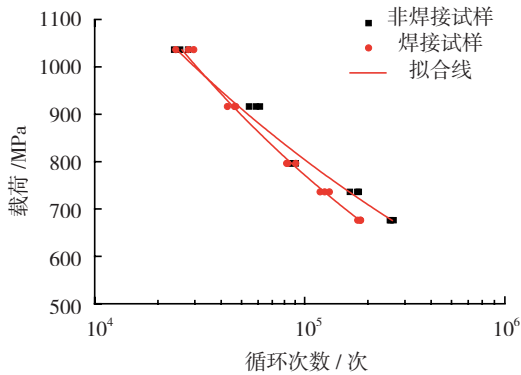


图3 预腐蚀10天AF1410钢母材及电子束焊接接头S-N曲线  
Fig.3 S-N curve of base materials and EBW joint of AF1410 after 10-day per-erosion treatment

### 2.3 断口形貌

图4、图5为AF1410钢母材及电子束焊接接头在676MPa下典型试样扫描断口图片,从图中可以看出,母材与焊接接头断裂具有相似的形貌特征,主要以韧性断裂为主,低倍下很容易找到疲劳裂纹的扩展源,疲劳

扩展源区多发生在预腐蚀造成的蚀坑处,预腐蚀疲劳裂纹扩展源是多个,起裂位置具有非常明显的特征,可以很清楚地找到它,这可能是由于腐蚀造成的大量缺陷所致。从扩展源向各个方向有明显的射线图案,说明裂纹向这些方向进行扩展,可以很清楚地看见大量微坑覆盖断面。韧窝的形成是由于塑性变形使夹杂物界面上首先形成裂纹,并不断扩大,最后夹杂物之间的基体金属产生“内缩颈”,当缩颈达到一定程度后被撕裂或剪切断裂,使空洞连接,从而形成了所看到的韧窝断面形貌。

### 3 结论

- (1) AF1410钢具有良好的电子束焊接性能,通过调整焊接工艺参数,可以得到良好的焊缝形貌及内部质量。
- (2) AF1410钢盐雾腐蚀产物可分为内外两层,外层为棕褐色,内层为黑色。外层腐蚀产物疏松,内层比较致密,与基体结合牢固。
- (3) 母材与焊接接头在相同的预腐蚀条件下,在高

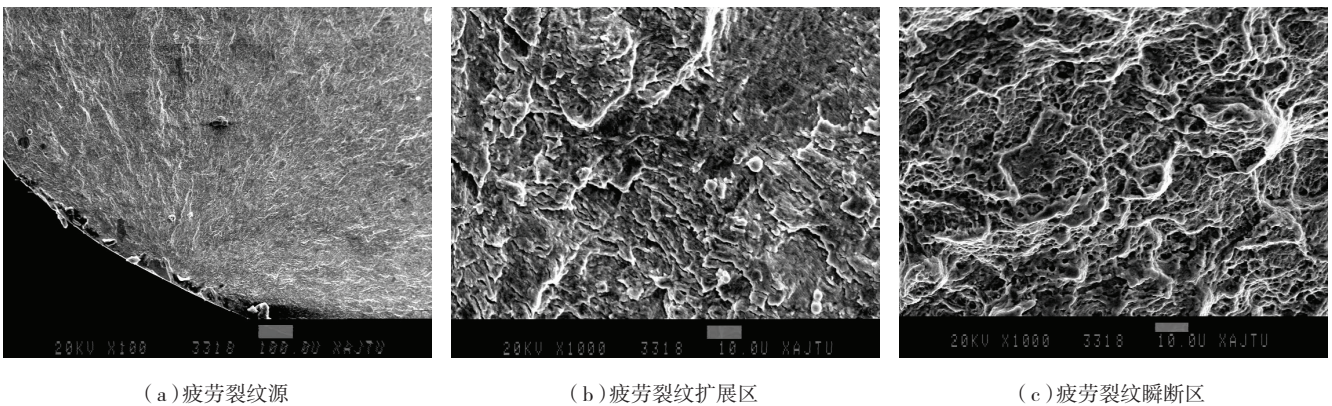


图4 AF1410钢母材典型疲劳试样断口的各区形貌  
Fig.4 Typical morphology of fatigue sample section of AF1410 base material

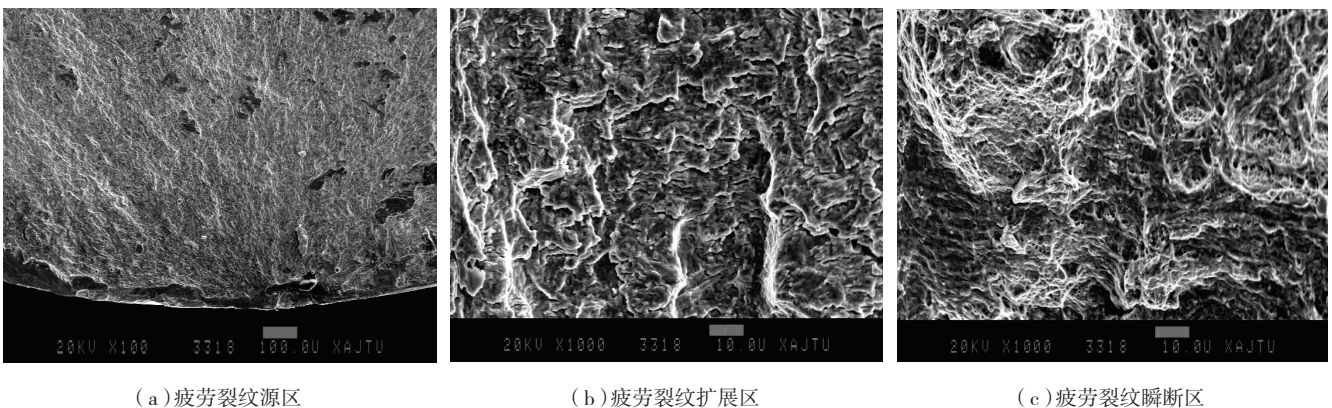


图5 AF1410钢焊接接头典型疲劳试样断口的各区形貌  
Fig.5 Typical morphology of fatigue sample section of AF1410 EBW joint

(下转第 97 页)

600h 后,该轴承的使用可靠度。

(1)  $[M]_{ZC} = (S_c - S_b) / 2 = \{ [0.023 - (-0.023)] + [(-0.030) - (0.076)] \} / 2 = 46 \mu\text{m}$ , 因为轴承内外圈与滚动体构成了双摩擦副,所以  $[M] = \frac{1}{2} [M]_{ZC} = 23 \mu\text{m}$ 。

(2)  $\delta = 0.2 [M] = 0.2 \times 23 \mu\text{m} = 4.6 \mu\text{m}$  (扩增因子取 0.2)。

$$\begin{aligned} (3) M(\mu, \sigma) &= M_0(\mu_0, \sigma_0) + M_v(\mu_v, \sigma_v) t \\ &= S \left( 0.02t, \sqrt{0.8 + (0.006t)^2} \right) \mu\text{m} \\ &= S(12, 3.7094) \mu\text{m} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} (4) \beta_1 &= \frac{[M] - \delta - \mu}{\sigma} = \frac{23 - 4.6 - 12}{3.7094} = 1.7253 \\ \beta_2 &= \frac{[M] + \delta - \mu}{\sigma} = \frac{23 + 4.6 - 12}{3.7094} = 4.2055 \end{aligned}$$

根据式(12),

$$\begin{aligned} R &= \frac{1}{\beta_2 - \beta_1} \{ [\beta_2 \Phi(\beta_2) - \beta_1 \Phi(\beta_1)] \\ &+ \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \left[ \exp\left(-\frac{\beta_2^2}{2}\right) - \exp\left(-\frac{\beta_1^2}{2}\right) \right] \} \end{aligned}$$

$\approx 0.869$ , 涡喷发动机工作 600h 后,轴承的可靠度是 86.9% 左右。

## 4 总结

本文主要分析了喷气发动机的涡轮转子的一些工作信息,使用环境复杂,难以用传统常规的可靠性理论分析计算可靠度。基于模糊可靠性设计理论计算的模糊可靠度要较常规可靠度更接近实际情况。这种分析计算方法可以克服常规可靠度分析计算中的不足<sup>[8]</sup>,使涡轮转子的可靠性分析与计算更为合理。本文仅讨论了涡轮转子基于时间的磨损的模糊可靠性问题,没有深入研究涡轮转子其他因素下的可靠性问题,例如实际工作中涡轮转子所具有的急剧温升变化对其结构影响的可靠性分析与计算。但文中的方法在分析其它带有模糊信息时的可靠性计算中,具有普遍适用性。

### 参考文献

- [1] 陶春虎,钟培道,王仁智,等.航空发动机转动部件的失效与预防.北京:国防工业出版社,1999.
- [2] 宋保维,王晓娟.系统可靠性设计与分析.西安:西北工业大学出版社,2008.
- [3] 赵鸣,刘朝英.轴颈磨损寿命的模糊可靠性计算.吉林建筑工程学院学报,2008,25(1):78-80.
- [4] 刘凤冕,王明强,何登峰,等.轴类零件的模糊可靠性设计研究.机电工程,2005,22(1):36-39.
- [5] 董玉革,王爱因,吴成龙,等.传统可靠性理论在模糊可靠性计算中的应用.农业机械学报,2007,38(2):142-145.
- [6] Ahmed H, Ferhat L, Moulod G. A new engineering method for fuzzy reliability analysis of surge control. Engineering and Applied

Sciences, 2009, 2(4): 676-682.

- [7] Guang H L, Tao T L, Li H Z. The fuzzy reliability robust design based on Matlab. Advanced Materials Research, 2012, 479: 995-1003.
- [8] Jiang Q M, Chen C H. A numerical algorithm of fuzzy reliability. Reliability Engineering & System Safety, 2003(80): 299-307.

(责编 小城)

(上接第 90 页)

应力下(800MPa 以上),母材及焊接接头的疲劳性能相近,随着载荷的下降,母材与焊接接头的疲劳性能相差越来越大,在低应力下(676MPa),焊接接头的循环次数能达到母材的 70%。

(4)母材与焊接接头断裂具有相似的形貌特征,主要以韧性断裂为主,疲劳扩展源区多发生在预腐蚀造成的蚀坑处,预腐蚀疲劳裂纹扩展源是多个,从扩展源向各个方向有明显的射线图案,可以很清楚地看见大量微坑覆盖断面。韧窝的形成是由于塑性变形使夹杂物界面上首先形成裂纹,并不断扩大,最后夹杂物之间的基体金属产生“内缩颈”,当缩颈达到一定程度后被撕裂或剪切断裂,使空洞连接,从而形成了所看到的韧窝断口形貌。

### 参考文献

- [1] 蒋祖国.飞机结构腐蚀疲劳.北京:航空工业出版社,1992.
- [2] 穆志韬.飞机结构的腐蚀修理及防护控制技术.飞机制造工程,1995,12(5):212-214.
- [3] 刘建华,尚海波,陶斌武,等.0Cr18Ni5 和 AF1410 高强度钢的腐蚀行为研究.材料工程,2004(8):29.
- [4] 吴冰,左从进,李晋炜,等.电子束焊 GH4169 合金高温裂纹尖端张开位移试验.焊接学报,2005,26(11):109.
- [5] Malarvizhi S, Raghukandan K, Viswanathan N. Investigations on the influence of post weld heat treatment on fatigue crack growth behaviour of electron beam welded AA2219 alloy. Int J Fatigue, 2008, 30(9):1543.

(责编 小城)

(上接第 94 页)

- [2] 陈光.一种整体叶盘的加工方法—线性摩擦焊.航空工程,1999(4):14-15.
- [3] 罗键.连续驱动摩擦焊能量参数的计算机一体化实时检测技术.西安交通大学学报,1998,32(6):43-46.
- [4] 王益全.电机测试技术.北京:科学出版社,2004.
- [5] 李威宣,黄建新.基于 LabVIEW 平台的通用数据采集卡的驱动方法及数据采集.电子质量,2005(7):13-16.
- [6] Vairis A, Frost M. Modeling the linear friction welding of titanium blocks. Materials Science and Engineering, 2000, A292: 8-17.
- [7] Vairis A, Frost M. High frequency linear friction welding of a titanium alloy. Wear, 1998, 217: 117-131.
- [8] Vairis A, Frost M. On the extrusion stage of linear friction welding of Ti-6Al-4V. Materials Science and Engineering, 1999, A271: 477-484.

(责编 三丰)