

# 气孔缺陷对 TA15 钛合金氩弧焊接头疲劳性能的影响

郑志腾 董 澍 徐丹君

(中国航天标准化与产品保证研究院,北京 100071)

**文 摘** 对 TA15 钛合金氩弧焊接头的组织和疲劳断裂特征进行了分析,对气孔缺陷和疲劳寿命的关系进行了定量表征。结果表明:疲劳裂纹起源于焊缝的亚表面或者内部气孔缺陷,当气孔尺寸较小时,断口会出现“鱼眼”形貌特征;应力水平较低时,气孔尺寸对疲劳寿命的影响尤为显著,在特定的应力水平下,可以通过构件中的气孔缺陷尺寸来预测其寿命,对于焊接结构疲劳寿命的预测和构件焊接质量的评定具有重要的工程意义。

**关键词** 钛合金,氩弧焊,气孔缺陷,疲劳寿命

中图分类号: TG115.21

DOI: 10.3969/j.issn.1007-2330.2014.05.020

## Effect of Pores on The Fatigue Properties of Gas Tungsten Arc Welded TA15 Titanium Alloy Joint

ZHENG Zhiteng DONG Shu XU Danjun

(China Academy of Aerospace Standardization and Product Assurance, Beijing 100071)

**Abstract** Microstructure and fatigue fracture characteristics are analyzed of gas tungsten arc welded TA15 titanium alloy joints, and the quantitative relationship between pore defects and fatigue life is obtained. The results show that the fatigue crack initiates from the subsurface or internal pores. When the pore size is small, the fracture will appear "fish-eye" morphology. Influence of pore size on fatigue life is particularly significant at a low level stress. Fatigue life can be predicted through pore size at a given stress level, having important engineering significance for the fatigue life prediction and assessment of welding quality.

**Key words** Titanium alloy, Gas tungsten arc (GTA), Pore defects, Fatigue life

### 0 引言

TA15 是一种近  $\alpha$  钛合金,既具有  $\alpha$  型钛合金良好的耐高温性能和可焊性,又具有近于  $\alpha$ - $\beta$  型钛合金的工艺塑性。主要用于制造航空发动机零件、宇航飞行器紧固件、飞船舱等<sup>[1]</sup>。氩弧焊工艺操作灵活,常用于对强度及耐久性要求较高的关键承力部件的焊接<sup>[2]</sup>。在焊接结构中,与疲劳相关的结构失效事故占金属结构失效事故的 70% ~ 80%<sup>[3]</sup>。由于焊接中存在气孔、夹杂等不可避免的焊接缺陷,焊接部位是整个结构件中的薄弱环节,在交变应力的作用下,疲劳源一般都位于焊接缺陷处<sup>[4]</sup>。目前,国内外对对钛合金氩弧焊的疲劳行为的研究主要以疲劳断口的形貌分析为主,对焊接接头的缺陷定量分析及其工程应用研究还存在一定的空白。为此,本文分析了 TA15 钛合金氩弧焊接接头的组织和疲劳断口特征,

对气孔缺陷对疲劳强度和寿命的影响进行了定量表征,对于钛合金氩弧焊接结构疲劳失效的预防及寿命预测有重要的工程意义。

### 1 实验

实验采用 TA15 钛合金锻制厚板,厚 10 mm,其主要力学性能如表 1 所示。

表 1 TA15 母材与焊缝区力学性能

Tab.1 Tensile property of TA15 sheet and weld zone

material	$\sigma_b$ /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	$\sigma_{0.5}/\%$
TA15 sheet	1090	961	11.3
weld zone of GTA	1035	-	5.6

试件采用钨极氩弧焊(GTA)方法焊接,然后对焊接试件进行真空热处理,以消除焊接后的残余应力、除氢和稳定接头组织。

收稿日期:2013-11-04

作者简介:郑志腾,1986 年出生,主要从事航天产品可靠性试验及评估技术的研究。E-mail:zzteng521@163.com

沿垂直于焊缝方向截取焊接板材,取其中间部位作为疲劳试样,将疲劳试样打磨抛光,试样规格如图1所示。

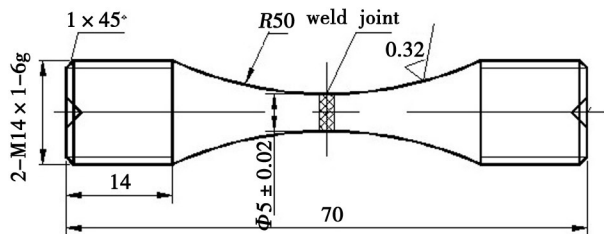


图1 疲劳试样的形状和尺寸

Fig.1 Schematic illustration of the fatigue specimens

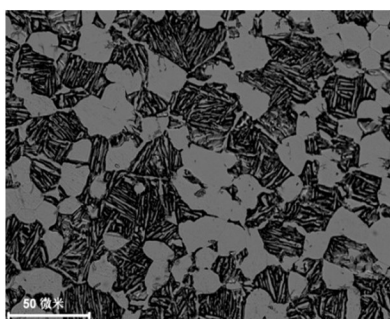
在室温条件下,按 GB/T3075—2008 金属轴向疲劳试验方法,用 GZ-100C 型疲劳机对 TA15 电子束

焊接接头试样做轴向加载疲劳试验,试验频率为 150 Hz,应力比为  $R=-1$ 。在 FEI QUANTA 400 型扫描电子显微镜下观察疲劳断口。

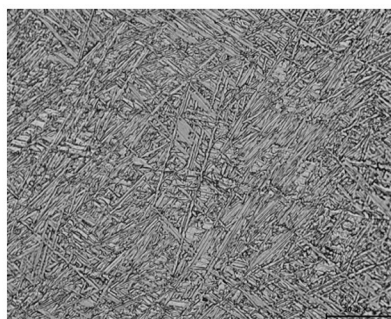
## 2 结果与分析

### 2.1 微观组织和显微硬度

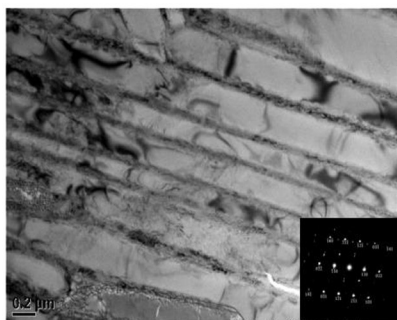
焊接接头由熔化区(FZ)和热影响区(HAZ)以及未受影响的母材(BM)组成。TA15 钛合金焊接接头组织见图2。母材的显微组织为双态组织形貌,层片状( $\alpha+\beta$ )基体上分布着等轴状的初生 $\alpha$ 相<sup>[5]</sup>,如图2(a)所示。熔化区为粗大的柱状晶,垂直于熔合线向焊缝中心生长,晶粒内部为快冷形成的针状马氏体,不同方向的马氏体针交叉排列,呈网篮状[图2(b)]。



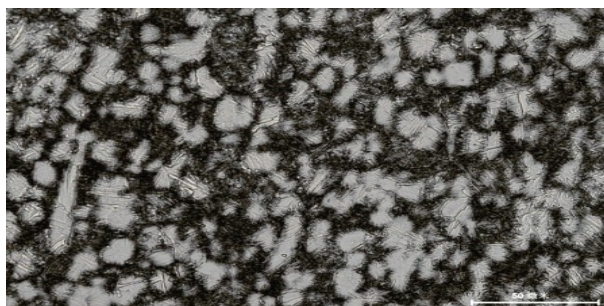
(a) 母材



(b) 熔化区



(c) 熔化区 TEM



(d) 热影响区

图2 TA15 钛合金焊接接头组织

Fig.2 Microstructures of TA15 welding joint

图2(c)为针状马氏体的 TEM 及衍射斑点图,由图可知,针状马氏体为体心立方相,在马氏体间还分布着细小的层片状 $\beta$ 相。由于热影响区的温度梯度较高,其组织形貌介于柱状晶和等轴晶之间,初生 $\alpha$ 相的尺寸变小且边缘圆滑,片状相发生了部分溶解,如图2(d)所示。

焊接接头的显微硬度曲线如图3所示。可以看出,熔化区的显微硬度明显大于热影响区和母材。熔化区的显微硬度为 860 ~ 865  $HV_{0.2}$ ,母材的显微硬度约为 780 ~ 785  $HV_{0.2}$ ,热影响区的显微硬度介于两者之间。这是由于焊接过程中发生的马氏体相变对钛合金产生了中等程度的硬化效果<sup>[6]</sup>。

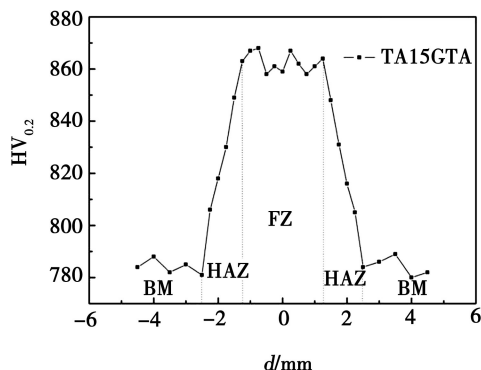


图3 焊接接头不同位置处的显微硬度

Fig.3 Vickers hardness value of welded joint at different position

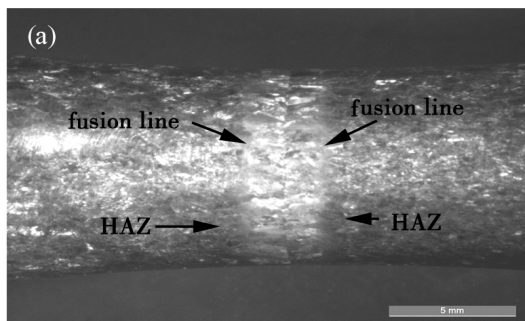


## 2.2 TA15 钛合金氩弧焊接头的疲劳断裂特征

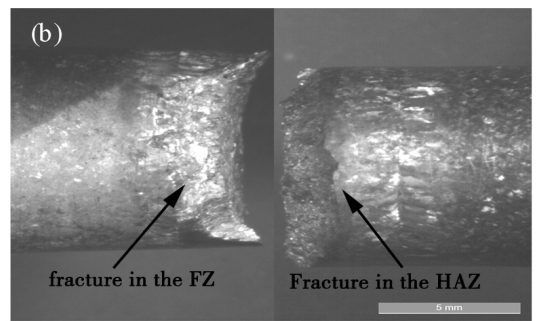
### 2.2.1 宏观断裂特征

检查发现疲劳试样的断裂位置大多位于熔化区内,少数试样在热影响区处疲劳断裂,如图4所示。由于焊接过程中气体会进入熔池内,而金属的凝固速度大于这些气泡的上浮速度,气泡来不及浮出表面而留在固相内从而形成气孔,在焊缝中随机分布<sup>[7]</sup>。气

孔缺陷的存在会导致材料受力过程中内部存在应力集中,尤其在反复加载的过程中,这些缺陷处首先形成疲劳裂纹,容易使疲劳裂纹在气孔处萌生;焊缝和热影响区显微硬度远大于母材,熔合线两侧由于显微硬度不同造成应力突变,加上热影响区晶粒形态存在一定程度的不均匀性及焊接缺陷,导致其力学性能不稳定,从而加速了裂纹在热影响区的形核。



(a) 试验前试样



(b) 试验后断裂试样

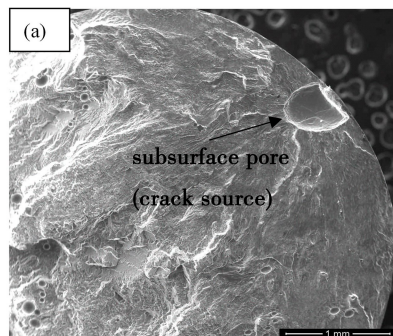
图4 焊接疲劳试样的断裂位置

Fig. 4 Fatigue failure position for welded specimen

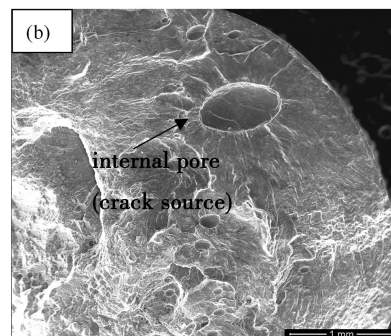
### 2.2.2 微观断裂特性

断口源区形貌见图5。将疲劳断口在扫描电镜下观察,发现疲劳裂纹大多起源于焊缝的亚表面气孔

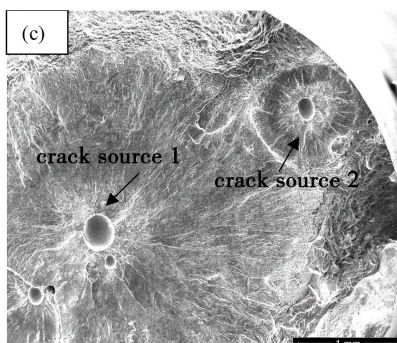
[图5(a)],少数起源于内部气孔[图5(b)],并以气孔为中心向四周放射状扩展。疲劳断口中还会出现从多个气孔处起源的情况[图5(c)]。



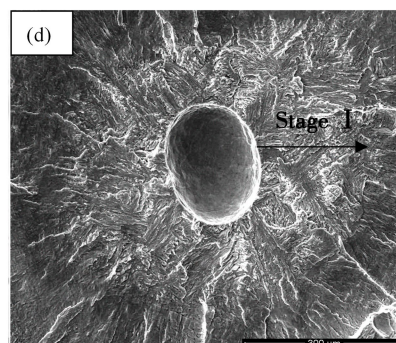
(a) 亚表面起源



(b) 内部起源



(c) 多源



(d) “鱼眼”形貌

图5 断口源区形貌

Fig. 5 SEM images of initiation sites

由于表面张力的收缩作用,气孔一般呈球形,内壁呈自由凝固表面特征。气孔缺陷处与基体之间弹性模量不匹配造成局部应力集中,以及其他形式的残余应力的相互作用在气孔周围形成较大的应力集中,宇航材料工艺 <http://www.yhelgy.com> 2014年 第5期

性模量不匹配造成局部应力集中,以及其他形式的残余应力的相互作用在气孔周围形成较大的应力集中,

在外加载荷的作用下,基体发生滑移,位错缠结在气孔周围,位错塞积造成更大的应力集中。缺陷处的脆性较大,在外加载荷和较大应力集中作用下,导致气孔处自身的断裂,从而形成微裂纹。对于钛合金焊接接头,焊接缺陷不可避免,使得疲劳裂纹多从缺陷处萌生。气孔在试样中随机分布,疲劳裂纹往往起源于靠近表面较大的气孔。当源区气孔尺寸较小时,可以观察到“鱼眼”形貌。在扫描电镜下“鱼眼”周围呈白色粗糙形态[图5(d)]。Shiozawa 和 Murakami<sup>[8]</sup>在钢的超高周疲劳中发现了类似的现象,并分别将该区域分别命名为 GBF (granular bright facet) 和 ODA (optical dark area)。目前,对于 GBF 的形成原因不是很清楚, Murakami<sup>[9]</sup>认为 GBF 的形成是由于材料受热过程中脱出的氢在交变应力的作用下形成的,并提出了“氢脆模型”。在鱼眼内部,裂纹的扩展从断口观测的特征来看仍可分为两部分,即 GBF 内部的裂纹扩展 (Stage I) 和 GBF 外的裂纹扩展,当裂纹扩展完成了 Stage I 阶段后,氢的作用消失,断面上出现了通常的平滑疲劳裂纹。若气孔尺寸较大,疲劳裂纹会跳过 Stage I 的扩展,直接进入快速扩展阶段,发生疲劳断裂,不会出现鱼眼形貌。

### 2.2.3 气孔尺寸和疲劳寿命的关系

金属材料的疲劳开裂是表面基体缺口和内部孔洞、夹杂等缺陷竞争的结果。如果构件的表面加工状态良好,裂纹萌生于内部缺陷为主要的疲劳开裂方式。对于具体的构件,缺陷尺寸存在一个临界值,小于“临界缺陷尺寸”时,疲劳裂纹不会从孔洞处萌生。Murakami<sup>[10]</sup>认为,材料内部的缺陷,包括夹杂和孔洞等均可以看成是小的裂纹,当疲劳加载的最大应力幅为  $\sigma$  时,对于无限大体积中的缺陷(将缺陷认为是裂纹,在垂直于最大主应力方向平面上的投影面积为  $A$ ), I 型最大应力强度因子

$$K_{I \max} = Q\sigma(\pi\sqrt{A})^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

式中,  $Q$  为与气孔位置有关的常数。

由气孔引起的短裂纹低速稳定扩展时遵从 Paris 公式:

$$\frac{da}{dN} = C\Delta K^m = CY^m\sigma^m a^{m/2} \quad (2)$$

式中,  $a$  为裂纹长度,  $C$  和  $m$  为 Paris 常数。

对于非常短的裂纹扩展,可不考虑裂纹闭合效应,且如果假设只是氢引起的应力强度因子的增加导致了裂纹扩展速率的增加(即  $C$  和  $m$  与氢无关),则当应力比  $R=-1$  时,

$$\Delta K = 2K_{I \max} \quad (3)$$

由(1)(2)(3)式积分得疲劳寿命  $N_f$  和孔洞缺陷面积  $A$  的关系:

$$N_f = B\sigma^{-m}A^{\frac{2-m}{4}} \quad (4)$$

式中,  $B$  为与气孔位置有关的常数。在气孔面积相同的情况下,气孔位置越靠近试样表面,构件的疲劳强度越低,疲劳寿命越短。公式(4)对于研究应力和孔洞、夹杂等缺陷面积对疲劳寿命的影响具有重要的意义。实验中发现,大多数的试件裂纹起源于亚表面,只有少数起源于内部且离表面距离较近,因此源区到试样表面的距离可以近似的认为相等,应力水平和源区气孔的尺寸就成为影响疲劳寿命的主要因素。

测量不同应力下断口 SEM 图上的源区气孔面积,得到源区气孔面积和试样疲劳寿命的关系,如图 6 所示。可知,同一应力水平下,疲劳寿命随气孔面积的增大而减小,尤其是在低应力水平下,疲劳源气孔缺陷尺寸对疲劳寿命影响显著。

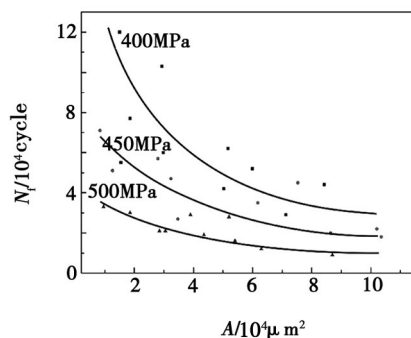


图 6 疲劳源气孔尺寸和疲劳寿命的关系

Fig. 6 Relationship between  $A$  and  $N_f$

式(4)两边取对数后可知  $\lg N_f$  和  $\lg A$  呈直线关系。最大应力 400 MPa 时,测得各疲劳断裂试样源区气孔尺寸和疲劳寿命,如表 2 所示(为减少测量误差,每个气孔的面积测量三次,取其平均值)。

表 2 400 MPa 疲劳源区气孔面积及疲劳寿命统计表

Tab. 2 Data of pores area and fatigue life

sample No.	$N_f/10^4$ cycle	$A/\mu\text{m}^2$	location
1	12	15021	subsurface
2	4.4	84220	subsurface
3	4.2	50210	subsurface
4	55	15503	interior
5	7.7	18596	subsurface
6	2.9	71280	Interior
7	6.0	29792	subsurface
8	6.2	51628	subsurface
9	10.3	29375	subsurface
10	5.2	59939	subsurface



将寿命和孔尺寸取对数后拟合,如图7所示。得到疲劳寿命  $N_f$  和孔尺寸  $A$  关系式

$$\lg N_f = -0.48 \lg A + 6.97 \quad (5)$$

由式(5)可得

$$N_f = 9.33 \times 10^6 A^{-0.48} \quad (6)$$

式(6)即为最大应力为 400 MPa 时,疲劳寿命  $N_f$  和源区气孔面积  $A$  的定量关系。另取一疲劳试样,在最大应力 400 MPa 条件下加载,断裂后记录其疲劳寿命为 43 080 次,测得疲劳断口源区气孔的面积为 82 530  $\mu\text{m}^2$ ,断口形貌如图 8 所示。将  $A = 82\ 530\ \mu\text{m}^2$  带入式(6)得

$$N_f = 9.33 \times 10^6 \times 82530^{-0.48} = 40\ 730 \text{ (次)}$$

$$\text{误差 } \varepsilon = (40730 - 43080) / 43080 = -5.45\%$$

由此可见,通过式(6)由源区气孔尺寸来预测疲劳试样的寿命是比较准确的。

因此,可以通过无损检测技术(如工业 CT)确定焊接件中的最大气孔尺寸,在不破坏构件完整性的情

况下预先估算构件的疲劳寿命,以便在其发生疲劳破坏前停止服役;若要求构件的使用寿命至少要达到  $10^7$  次时,通过无损检测技术确定其最大缺陷尺寸,若其尺寸大于推得的临界孔洞尺寸,则此构件则不能服役。

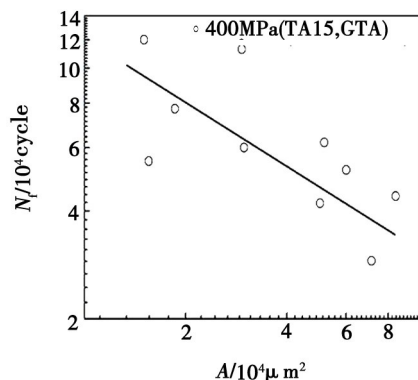
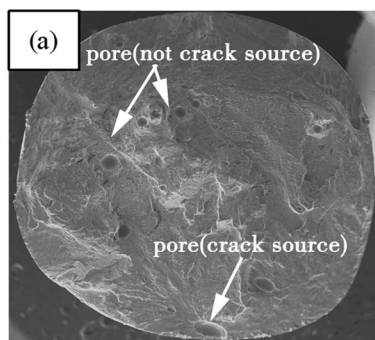
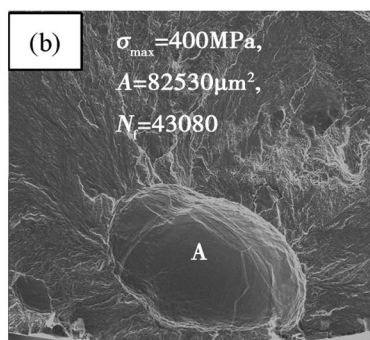


图7 400 MPa 疲劳源气孔尺寸和疲劳寿命对数关系

Fig. 7 Logarithmic relationship between  $A$  and  $N_f$



(a) 断口表面



(b) 源区气孔面积

图8 疲劳断口 SEM 图

Fig. 8 SEM images of fatigue fracture

### 3 结论

TA15 钛合金氩弧焊接头的疲劳断裂主要在焊缝区发生。疲劳裂纹起源于亚表面或者内部的气孔缺陷,当气孔尺寸较小时,疲劳断口会出现“鱼眼”形貌。应力水平一定的条件下,气孔面积和疲劳寿命间存在定量关系,可通过焊接接头的气孔缺陷面积反推其疲劳寿命,且误差较小。

#### 参考文献

- [1] 中国航空材料手册[M]. 北京:中国标准化出版社, 2002,(4):74
- [2] 刘卫红,李艳,等. Ti-24Al-15Nb-1Mo 合金氩弧焊[J]. 航空材料学报,2006(3):111
- [3] Zhang Yi, Zhang Wenfeng. Quantitative analysis in evaluating fatigue lives of components[J]. Journal of Materials Engineering,2000(4):45
- [4] 胡本润,陈勃,王利发,等. 氩弧焊接接头疲劳寿命预测[J]. 航空材料学报,2005(3):28

[5] Zhang Jing, Tancheng Wen. Quasi-static and dynamic tensile behaviors in electron beam welded Ti-6Al-4V alloy[J]. Trans. Nonferrous Met. Soc. China,2011(21):40

[6] Zhao Xiaohui, Wang Dongpo, Deng Caiyan. The fatigue behaviors of butt welds ground flush in the super-long life regime [J]. International Journal of Fatigue,2012,36:4

[7] Sindo Kou. Welding Metallurgy[M]. Higher education press,2011(2):240

[8] 周承恩,谢季佳,洪友士. 超高周疲劳研究现状及展望[J]. 机械强度,2004(5):257-259

[9] Murakami U T, Nomoto T. Factors influencing the mechanism of superlong fatigue in steels[J]. Fatigue. Engng. Mater. Struct. ,1999,22:583-585

[10] Murakami, Saka, Ichimaru. Three-dimension fracture mechanics analysis of pit formation mechanism under lubricated rolling-sliding contact[J]. Tribology Transactions,1994,37:446

(编辑 任涛)