

## 航空用不锈钢焊接导管的损伤容限研究

## Study on Damage Tolerance Properties of Welded Stainless Steel Conduit in Aircraft

中航工业北京航空制造工程研究所 刘颖 张海燕 赵海涛 李晓红

**[摘要]** 基于断裂力学方法开展了 1Cr18Ni9Ti 导管 TIG 焊对接结构的损伤容限分析,在测试其母材和 TIG 焊接头拉伸性能、断裂韧度和疲劳裂纹扩展速率的基础上,分析其失效模式,确定损伤容限  $a_c$ 。研究结果表明:1Cr18Ni9Ti 导管 TIG 焊对接结构在工况振动载荷下,损伤容限  $a_c$  为 0.9mm,导管失效形式为泄露。

**关键词:** 1Cr18Ni9Ti 导管 损伤容限 断裂韧度 疲劳裂纹扩展速率

**[ABSTRACT]** Based on fracture mechanics method, the analysis on docking structure damage tolerance of 1Cr18Ni9Ti Stainless steel conduit TIG welding is carried out. Based on the test in base materials of 1Cr18Ni9Ti and joints of TIG welding on temperature tensile properties, fracture toughness, fatigue crack growth rate, analysis the failure mode, the damage tolerance( $a_c$ ) is determined. The results show that the failure mode of 1Cr18Ni9Ti stainless steel tube TIG welding is disclosure. In actual vibration load conditions, the damage tolerance  $a_c$  is 0.9mm.

**Keywords:** 1Cr18Ni9Ti conduit Damage tolerance Fracture toughness Fatigue crack growth rate

航空用导管失效,国内外都有深刻的教训。据报道,在国外新机研制过程中,由于导管接头焊缝区的缺陷以及热影响区的热裂而引起导管的失效和接头漏油故障十分频繁,在飞机制造或修理后的前 50~60 飞行小时中还会出现 70%~80% 的导管故障;我国现役飞机(含发动机)中,导管失效故障也占总故障率的 52%。由此可见,航空导管的完整性是整个飞机、发动机结构完整性和可靠性的重要组成部分<sup>[1]</sup>。

1Cr18Ni9Ti 属于奥氏体不锈钢,它具有耐腐蚀、韧性好、抗振性好、温度使用范围广等特点,又具有良好的机械性能和抗氧化性能,因此大量应用于航空上燃油、液压、冷气等管路系统中。这些导管在工作时承受着复杂的应力状态,如发动机上的导管,除承受内部液体或气体的压力外,还不可避免地承受安装应力以及发动机振动造成的动应力<sup>[2-3]</sup>。目前,在航空导管制造过程中大量导管采用焊接技术进行连接,主要工艺方法有 TIG

焊、火焰钎焊、感应钎焊等,其接头性能质量及其完整性直接影响着飞机、发动机的工作性能以及使用寿命<sup>[4]</sup>。

航空飞机、发动机焊接导管存在各种各样的焊接缺陷、焊接残余应力、外力损伤及接头细节的应力集中等,在使用过程中不可避免地造成了结构的损伤,损伤的程度对结构的完整性产生影响<sup>[5]</sup>。焊接结构的损伤容限分析是对焊接接头或结构内存在缺陷容限的判定,是焊接结构完整性分析研究的关键技术之一<sup>[6]</sup>。本文针对航空发动机上典型的 1Cr18Ni9Ti 导管 TIG 焊对接结构,按照断裂力学损伤容限设计思想,开展常规性能的测试,在此基础上进行失效形式分析,获得临界裂纹尺寸,计算出不同初始裂纹所对应的剩余强度,以及不同应力水平下的剩余寿命,为导管焊接结构在飞机和发动机的安全使用提供支持。

## 1 试验方法和试验过程

### 1.1 试验方法

试验用材料包括厚 2.5mm 的 1Cr18Ni9Ti 板材,壁厚 1.0mm、外径 10mm 的 1Cr18Ni9Ti 导管,材料焊前均为固溶处理状态,采用常规 TIG 焊方法进行 1Cr18Ni9Ti 导管以及板材对接焊。然后按照国家标准在室温下对 1Cr18Ni9Ti 焊接接头进行性能测试和分析。在性能测试基础上,结合导管工况和失效形式,采用断裂力学分析方法进行损伤容限的分析和确定。

### 1.2 试验过程

首先进行导管以及板材的焊接,焊后进行接头 X 光检测,确保焊缝质量。然后按照标准进行试样的制备和试验,其中拉伸性能测试按照航空工业标准 HB5145-96 进行加工和焊接,如图 1 所示。断裂韧性( $J$  积分)和疲劳裂纹扩展速率分别按照 GB2038-91《金属材料延性断裂  $J_{IC}$  试验方法》和 GB/T6398-2000《金属材料疲劳裂纹扩展速率试验方法》进行测试,试样选择 3 点弯曲的 SE(B) 试样,试样形状尺寸为 80mm(长)×20mm(宽)×2.5mm(厚度),如图 2 所示。在上述试验基础上进行 1Cr18Ni9Ti 导管 TIG 焊对接结构的失效形式分析,再进行损伤容限的评估和剩余寿命的计算。

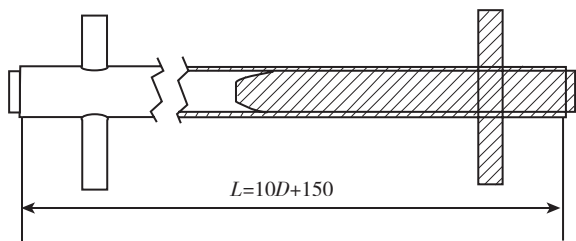


图1 导管拉伸试样示意图

Fig.1 Diagram of tensile trier of conduit

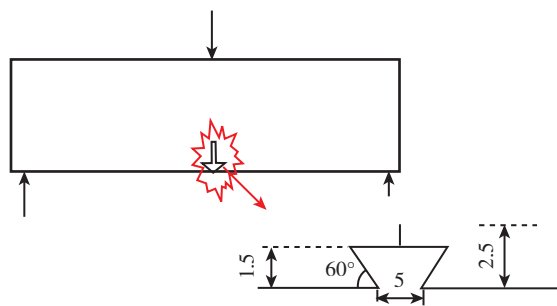


图2 断裂韧度和疲劳裂纹扩展速率试样示意图

Fig.2 Diagram of fracture toughness and fatigue crack growth rate

## 2 结果与讨论

### 2.1 性能测试结果

从表1中可以看出,1Cr18Ni9Ti导管常规TIG焊时,采用对接接头形式,在一定焊接参数范围内,容易形成结合良好的焊缝;焊接接头的室温抗拉强度达到母材强度的90%以上,屈服强度达到母材的80%,延伸率达到母材的70%左右。表2的测试结果表明:1Cr18Ni9Ti母材、焊缝、热影响区均显示出较高的塑性。同时可以看出,在常温情况下,1Cr18Ni9Ti材料经TIG焊接后,接头和热影响区的断裂韧性与母材相比有较大幅度的降低,其抗断裂能力相应降低。

裂纹扩展速率以Paris公式表示,  $da/dn=C\Delta K_m$ 。母材、焊缝的疲劳裂纹扩展速率  $C$  和  $m$  值分别取平均值(见表3),试验结果如图3所示。

表1 导管母材和焊接接头拉伸性能测试结果

材料状态	抗拉强度 $R_m$ /MPa	屈服强度 $R_{p0.2}$ /MPa	延伸率 $A$ /%
导管母材	580	245	55
TIG焊对接接头	556	196	38

表2 母材和焊缝断裂韧性值

试样状态	$J_{0.2}$ /( $\text{kJ}\cdot\text{m}^{-2}$ )	$K_{IC}$ /( $\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ )
母材	352.29	258.72
焊缝	243.27	214.96
热影响区	257.93	221.38

表3 焊接接头裂纹扩展速率的  $C$  和  $m$  平均值

试样状态	$C$	$m$
母材	2.65E-12	3.37
焊缝	3.10E-12	3.40
热影响区	4.60E-13	3.85

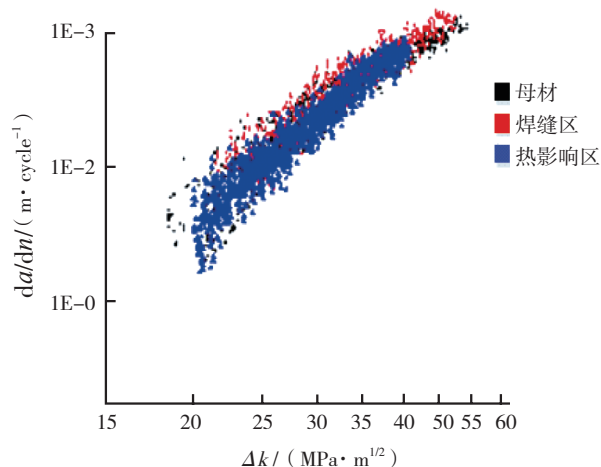


图3 疲劳裂纹扩展速率试验结果

Fig.3 Test result of fatigue crack growth rate

图3为导管母材、焊缝、热影响区数据试样的裂纹扩展速率拟合曲线对比。黑色图标代表母材数据,红色图标代表的焊缝区数据,蓝色代表热影响区数据。可以看出:当  $\Delta K$  值较小时,裂纹扩展速率  $da/dn$  依次为:母材 > 焊缝区域 > 热影响区;当  $\Delta K$  值较大时,裂纹扩展速率  $da/dn$  依次为:热影响区 > 焊缝 > 母材。

### 2.2 损伤容限评估和剩余寿命计算

一般来说,结构的失效模式有3种,即脆性断裂失效、弹塑性断裂失效及塑性极限荷载失效(塑性垮塌荷载失效),不同失效模式对应不同的缺陷失效评定方法。失效评估图方法是目前对构件进行安全评定的通用方法,其定义了一种双参数的曲线,包含了材料发生断裂的2种形式:塑性崩溃和脆性断裂。许多安全评定准则,如API 571-1/ASME FFS-1, BS7910均采用了的失效评估图方法。英国国家标准BS7910-2005(金属结构中缺陷验收评定方法导则)是应用较为成熟的规范,可以对含缺陷金属结构进行缺陷断裂评定以及疲劳缺陷扩展计算。本文使用BS7910中2A级失效评估图进行导管焊接结构的安全评定,失效评估图由曲线方程和截止线构成,横坐标为应力比为  $L$ ,纵坐标为应力强度因子比为  $K_I$ ,如图4所示。评估点的位置由试样的裂纹长度及所受应力决定,当评估点在评估线内,认为构件安全,在评估线外认为构件不安全。对于特定载荷,评估点位置随裂纹长度的增加向评估线移动,当评估点与评估线

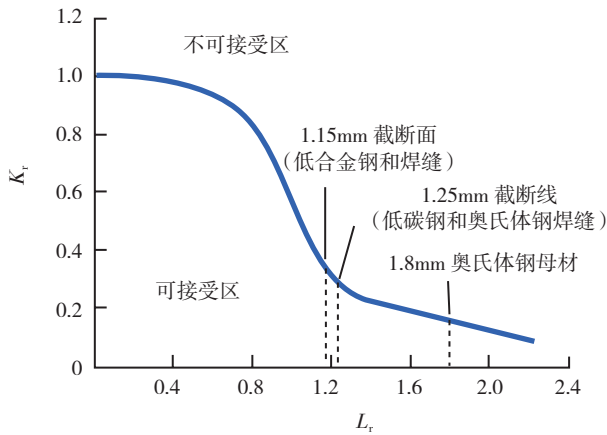


图4 BS7910-Level2 失效评估图  
Fig.4 BS7910-Level2 FADS

相交,此时的裂纹长度即特定载荷下的损伤容限。

实际工作中,导管的焊接部位不可避免地随着飞机发动机工作而带来振动疲劳损伤,振动应力是造成导管工作中损坏的主要原因,因此本试验中 1Cr18Ni9Ti 导管 TIG 焊结构的损伤容限研究工作基于导管的振动疲劳载荷下进行。发动机设计所给定的壁厚为 1mm,直径为 10mm 的不锈钢导管工作中工况下振动载荷应力为 27MPa,工况下的最大振动应力为 50MPa。

导管工作中的疲劳断裂主要发生在导管焊缝表面加厚高引起的应力集中以及表面缺陷,根据焊接结构合与评定将表面缺陷规则化处理,假设导管的外表面存在一半椭圆形初始裂纹,裂纹形状如图 5 所示。其中  $a$  为裂纹深度,  $2c$  为裂纹长度,  $B$  是壁厚,  $L$  是焊缝周向长度。由于在导管上的预置焊接缺陷形状难以估量,在这里假设  $a/2c=0.3$ 。

使用 BS7910 中的 2 级通用失效评估曲线  $K_t = (1 - 0.14L_r^2)[0.3 + 0.7 \exp(-0.65L_r^6)]$ 。评估点纵坐标  $K_t = K_I / K_{max}$ , 横坐标  $L_r = \sigma_{ref} / \sigma_y$ , 对于奥氏体钢焊接接头,  $L_{rmax} = 1.25$ 。其中  $\sigma_y$  为材料的屈服强度。壁厚为 1.0mm 不锈钢导管工作中承受工况振动应力 27MPa 和最大振动载荷 50MPa 下,计算裂纹从 0.1~0.9mm 变化的评估点位置变化值,并标注在评估图中。当评估点达到评估线时,对应的裂纹长度为当前应力水平下的临界裂纹长度,如图 6 所示。

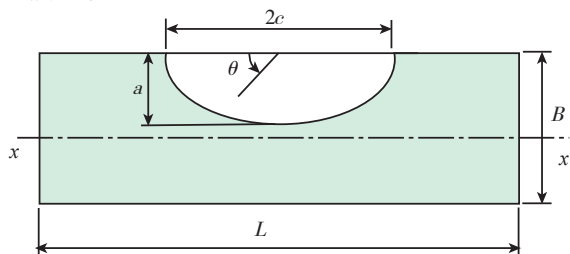
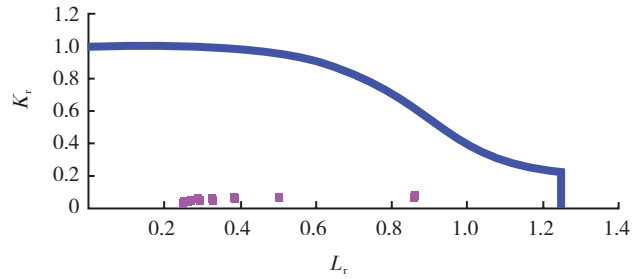
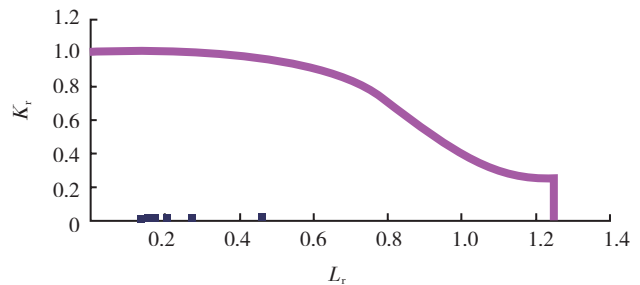


图5 导管表面缺陷尺寸  
Fig.5 Flaw shape and size at surface of conduit



(a) 工况载荷为 27MPa



(b) 工况载荷为 50MPa

图6 工况载荷为27MPa、50MPa下的Level2级评估图  
Fig.6 Level2 FADS of service load with 27Mpa and 50MPa

图 6 为焊接导管承受工况振动载荷 27MPa 和最恶劣振动载荷 50MPa 下,裂纹从 0.1~0.9mm 的各评估点。可以看出,在工况振动载荷 20MPa 下,不同的裂纹尺寸 (0.1~0.9mm) 的评价点都接近于横坐标(见图 6 (a)),随着裂纹长度的增加,评价点向评定线截止线方向移动。图 6 中 0.9mm 裂纹尺寸的评价点为最右边的一个点,可见其距离截止线相当远。在导管承受工况最大振动载荷 50MPa 时,裂纹 0.9mm 缺陷对应的评估点距离评估线还有距离(见图 6 (b) 最右侧点)。本试验中导管壁厚 1.0mm,假设裂纹深度为导管壁厚,此时,为贯穿壁厚型裂纹,假设此时的应力强度因子幅达到  $K_c$  值。依据 BS 7910 中疲劳评估的应力强度因子计算公式:

$$\Delta K_I = (Y\Delta\sigma)\sqrt{\pi a} \quad (1)$$

求得焊缝对应的临界应力分 535MPa,远大于工况载荷。这说明,当导管承受工况振动载荷和最大振动载荷时,导管的损伤容限大于壁厚 1.0mm,只会发生泄漏,不会发生断裂。这种泄漏失效在飞机、发动机薄壁焊接导管上十分常见,导管没有断裂而是发生裂纹,产生完全穿透导管壁的故障,从而导致了内部液压油、燃油等的泄漏。因此预留一定的壁厚,其损伤容限定为 0.9mm,即壁厚 1.0mm、直径为 10mm 的不锈钢对接焊导管在实际工况下承受振动载荷时其损伤容限  $a_c=0.9mm$ 。

根据评估曲线公式计算出不同裂纹深度对应的应力,即为当前裂纹深度对应的剩余强度。剩余强度计算结果如表 4 所示。

表4 Level 2级评估不同裂纹深度下的剩余强度

$a/mm$	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
$\sigma_{max}/MPa$	252	248	240	229	213	191	162	123	72

为了分析 1Cr18Ni9Ti 导管的疲劳寿命, 根据对 Paris 公式直接求定积分得到的公式:

$$N = N_f - N_0 = \int_{N_0}^{N_f} dN = \int_{a_0}^{a_c} \frac{da}{C(K)^m}, \quad (2)$$

式中,  $N_0$  为裂纹扩展至  $a_0$  时的循环次数(若  $a_0$  为初始裂纹长度, 则  $N=0$ ),  $N_f$  为裂纹扩展至临界长度  $a_c$  时的应力循环次数,  $C$ 、 $m$  是与环境、频率、温度和循环特性等因素有关的材料常数(以测试 1Cr18Ni9Ti 材料焊缝的疲劳裂纹扩展速率时结果)。假设导管表面的初始裂纹长度为  $a_0=0.1mm$ , 最终扩展到临界裂纹长度  $a_c=0.9mm$  时, 将  $a_0$ 、 $a_c$  和上述材料参数代入公式(2)后, 计算出焊缝位置在不同的应力下的疲劳剩余寿命(即导管的剩余寿命), 计算结果如表 5 所示。根据发动机设计所提供的单根导管受到振动时其频率在 100~200Hz。因此, 当 1Cr18Ni9Ti 导管 TIG 焊振动时的频率在 150Hz 时, 1Cr18Ni9Ti 导管的疲劳裂纹扩展寿命换算成小时后结果如表 5 所示。

表5 不同应力水平下导管的疲劳裂纹扩展寿命  
(扩展量0.1~0.9mm)

应力水平/MPa	$N_f$ (焊缝)	
	次数	小时/h
27	$5.39 \times 10^8$	998
30	$3.43 \times 10^8$	635
35	$1.77 \times 10^8$	328
40	$9.98 \times 10^7$	185
45	$6.02 \times 10^7$	112
50	$3.83 \times 10^7$	71

### 3 结论

(1) 1Cr18Ni9Ti 不锈钢 TIG 焊对接接头具有良好的力学性能, 其抗拉强度能达到母材强度的 90% 以上, 屈服强度达到母材的 80%, 延伸率达到母材的 70% 左右, 其断裂韧性低于母材。在裂纹扩展前期, 接头疲劳裂纹扩展速率低于母材; 在裂纹扩展后期, 接头的疲劳裂纹扩展速率高于母材。

(2) 壁厚为 1.0mm、直径为 10mm 的 1Cr18Ni9Ti 导管 TIG 焊对接结构在工况振动载荷 27MPa 和最大振动载荷 50MPa 下, 只会发生泄漏失效。所以, 可以将壁

厚当作是导管的损伤容限, 预留一定壁厚, 其损伤容限  $a_c=0.9mm$ 。而且导管在发动机实际服役过程中, 断裂不是导管破坏的主要形式, 泄露为导管存在的主要问题。

(3) 获得了初始裂纹  $a_0=0.1mm$  时不同应力幅值下的 1Cr18Ni9Ti 导管 TIG 焊对接结构的剩余寿命; 在工况振动载荷 27MPa, 振动频率 150Hz 下, 初始裂纹为 0.1mm 导管的剩余寿命为 998h。

### 参考文献

- [1] 许锬俊. 航空发动机导管结构完整性要求的初步研究. 航空发动机, 1994(3): 53-62.
- [2] 刘涛, 陈振中, 徐林林. 液压导管用不锈钢板材振动损伤研究. 沈阳航空工业学院学报, 2007, 24(2): 15-17.
- [3] 唐有才, 马乃苍, 房学祥, 等. 飞机液压导管破裂故障分析及措施. 航空工程与维修, 2001(2): 19-20.
- [4] 王敏. 导管高频感应钎焊在飞机制造中的应用. 航空制造技术, 2002(11): 35-38.
- [5] 张彦华. 焊接力学与结构完整性原理. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2007.
- [6] 范荣辉, 朱明, 惠松晓, 等. TA15 (ELI) 钛合金厚板损伤容限性能研究. 金属热处理, 2007, 32(2): 27-29. (责编 亦非)

(上接第 93 页)

约 10mm 内比较有规律, 之外应力值比较小, 分布没有规律。原因在于: 激光焊接的能量密度高, 焊接速度快, 焊缝深宽比大, 热影响区小, 温度梯度大, 从而导致焊接残余应力分布比较集中; MIG 焊接的能量密度比较低, 焊接速度低, 焊缝深宽比小, 热影响区大, 温度梯度比较小, 从而导致焊接残余应力在焊缝较大范围内变化。

### 7 结论

(1) 焊接残余应力的最大值达到材料屈服强度的 1/2 左右。

(2) 激光焊接在距离焊缝中心约 6mm 内比较有规律, 而对于 MIG 焊接, 其残余应力在距离焊缝中心大约 10mm 内比较有规律。

### 参考文献

- [1] Rioja R J. Fabrication methods to manufacture isotropic Al-Li alloys and products for space and aerospace applications. Materials Science and Engineering, 1998, A257: 100-107.
- [2] 潘肃. 铝锂合金的发展及其工艺特性. 航天工艺, 1994(5): 40-45.
- [3] 王者昌. 焊接应力变形原理若干问题的探讨(二). 焊接学报, 2008, 29(7): 69-73.
- [4] 唐慕尧. 焊接测试技术. 北京: 机械工业出版社, 1998.
- [5] Namba Y. Mechanish of float polishing. The science of polishing technique digest. Tub2-1, monterey, CA, 1984. (责编 可岚)