

# 惯性摩擦焊在航空发动机上的应用

北京航空材料研究所 梁海 张 峰

本文概述惯性摩擦焊的特点,说明发动机转子部件常用材料的焊接性能、力学性能和冶金性能,介绍惯性摩擦焊在航空发动机上的应用现状。

## 一、前言

摩擦焊这一概念由来已久,早在1891年英国人J. H 贝文顿就获得了利用摩擦热进行焊接和挤压的专利。但是,直到1956年才出现了第一种实用的摩擦焊方法,即连续驱动摩擦焊,它是由苏联学者首先试验成功的。这一方法很快在汽车工业中得到广泛应用。1962年,美国履带车辆公司(Caterpillar Tractor Co.)发明了一种新的摩擦焊方法——惯性摩擦焊,简称惯性焊。与连续驱动摩擦焊相比,惯性焊在接头性能、材料工艺适应性和焊接质量控制等方面均具有优势。惯性焊出现不久,GE公司便使用该公司的大型焊机制造了航空发动机的整体压气机转子和涡轮部件。经过20余年的研究和应用,惯性焊技术日臻完善,已成为制造航空发动机转子部件的主要焊接工艺方法。

## 二、惯性焊的特点

摩擦焊是利用金属表面摩擦产生的热量加热工件,在顶锻压力作用下实现工件之间的永久连接,实质上是一个热锻过程。作为一种先进的摩擦焊工艺,惯性焊主要有以下特点:

### 1. 接头质量好

惯性焊为固相连接,是致密的锻造组织摩擦过程,可自行消除焊接夹杂物和表面污染物;热量输入速率高,热影响区窄。一般情况下,接头强度等于甚至略高于母材强度。缺陷形成几率也明显低于其他焊接方法。

### 2. 适用范围广

熔焊性能差的沉淀强化高温合金、高强钛合金、超高强度钢等具有良好的惯性焊接性能;也适合于特别适合异种材料的焊接;对正在发展的粉末高温合金。

### 3. 焊件尺寸精度高

摩擦焊为固相连接,加热均匀、同步、焊接变形小,焊接缩短量可精确测量和控制,通常焊件长度公差在 $\pm 0.2\text{mm}$ 以下,偏心度小于 $0.2\text{mm}$ 。摩擦焊可放在末道或近末道工序。

### 4. 可靠性和再现性好

与电子束焊相比,摩擦焊设备结构较简单,且只有转速、压力和飞轮惯量3个参数,而焊接过程要求监控的只有转速和压力2个参数,同时还受环境影响,接头

焊前准备简单,所以惯性焊接头质量再现性和可靠性极为突出。

### 5. 生产效率高和经济性好

摩擦焊过程一般在几秒钟内完成,生产效率很高,消耗的功率动力成本比其它方法低70~80%,用标准的型材代替锻铸件或用简单的锻铸件制造复杂的零件,可降低制造成本和材料消耗。

## 三、发动机转子常用合金摩擦焊接头性能

### 1. 高温合金

随着发动机推重比的提高,高温合金的用量不断增加,在先进军用发动机上,高温合金的用量已达60%。而用于发动机转子的的高温合金主要是变形镍基沉淀强化高温合金和粉末冶金高温合金。

1) 镍基沉淀强化高温合金含有高体积百分比的 $\gamma'$ 强化相,成分复杂,熔焊时容易形成焊缝结晶裂纹、热影响区液化裂纹和应变时效裂纹,而且这一问题会随着 $\gamma'$ 相含量的增加而趋严重,由晶界液化而产生的微裂纹难以通过无损检测方法检查出来,所以采用熔焊工艺时,接头性能难以达到母材水平,结构寿命预测和性能评定不可靠。国外研究结果表明,惯性焊是消除各种裂纹、保证焊接质量的有效方法。

美国GE公司在将惯性焊引入到TF39发动机压气机转子的制造时,对Inconel 718和Udimet 700惯性焊工艺、接头力学性能和冶金性能作了系统研究,得出的Inconel 718焊接接头力学性能如图1~3所示。由图可知,惯性焊接头除屈服强度和延伸率略低于母材外,其它拉伸性能均与母材相当;持久寿命虽低于GE公司的25h( $650^\circ\text{C}/690\text{MPa}$ )持久寿命规范,但大多数数据都在GE公司平均设计曲线周围的 $3\sigma$ 范围内;而室温旋转疲劳性能超过了母材。经过分析对比,得出的Inconel 718最佳焊接参数为:压力241~276 MPa,能量 $4200 \times 10^4 \sim 5460 \times 10^4 \text{ J/m}^2$ ,转速低于3.556m/s。

60年代末P&W公司针对发动机涡轮盘用的Waspaloy镍基沉淀强化高温合金作了惯性焊和电子束焊的全面对比试验研究。由表1、图4和图5可以看出,惯性焊接头的室温和高温拉伸强度高于母材,高温塑性略低于母材;低周疲劳强度略低于母材,与电子束焊相当,而高周疲劳寿命高于电子束焊。惯性焊接头焊态组织

(ASTM8+) 是比母材 (ASTM6) 细小的锻造组织, 充分热处理后晶粒比母材稍大 (ASTM 5); 电子束焊接头焊态是典型的铸造枝晶组织, 充分热处理后仍保留着枝晶的方向性。上述试验的结果是在固溶+惰性焊+固溶+沉

淀+时效的工序下得到的, 焊后固溶处理会使惰性焊的晶粒细化效果丧失, 晶粒长大将导致低周疲劳强度的降低。试验者认为, 取消焊后固溶处理可保持焊态的细晶粒组织, 改善惰性焊接头的疲劳性能。

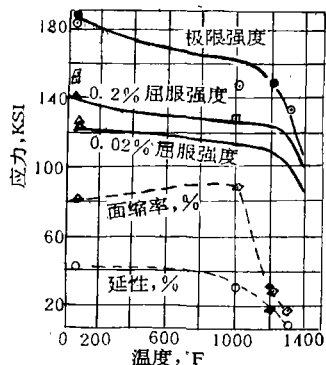


图 1 Inconel 718 惰性焊室温拉伸性能

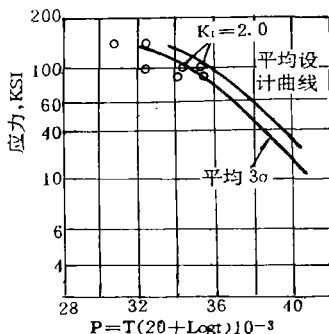


图 2 Inconel 718 惰性焊持久性能

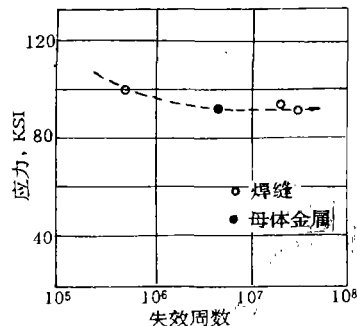


图 3 Inconel 718 惰性焊旋转梁疲劳性能

表 1 Waspaloy 惰性焊和电子束焊接头的平均拉伸性能的比较

焊接方法	试验温度℃	$\sigma_b$ , MPa	$\sigma_{0.2}$ , MPa	$\delta$ , %	$\psi$ , %
电子束焊	21.1	1224.1	889.7	14.1	47.1
惰性焊		1298.4	903.8	20	25.0
母 材		1102.4	757.9	15	18
电子束焊	427	1101.3	773.5	10	33.8
惰性焊		1148.4	773.2	13.8	15.5
母 材		1006.4	689	15	18

注: Waspaloy 焊前固溶处理, 焊后固溶+沉淀+时效处理; 母材性能为 AMS 5706 规范下限, 427℃下时为估计下限。

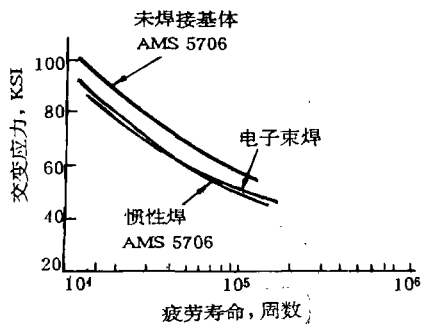


图 4 427℃惰性焊和电子束焊低周疲劳强度

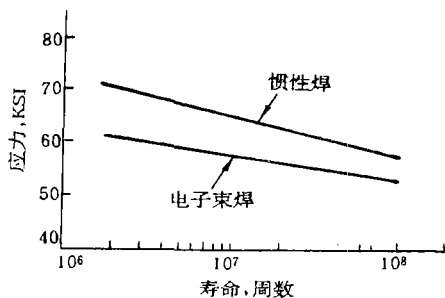


图 5 427℃惰性焊和电子束焊高周疲劳强度

材料工程

2) 高温合金与合金钢。航空发动机涡轮轴与盘的连接属于这种焊接。惰性焊不存在熔焊时的困难问题, 一般强度可达到其中强度较低一边母材的水平。高温合金与合金钢的锻压温度和导热系数相差较大, 需要界面尺寸匹配, 以建立起合适的顶锻温度使两边金属顶锻平衡。焊前, 一般材料都处于最终热处理状态, 焊后回火消除应力。

高温合金 In904 与 Jethete 铬镍钢的惰性焊接头性能如表 2 所示, 其性能与母材 In904 接近或相同。接头在经受了 15000 周、35℃和 350℃热疲劳试验后, 接头没有任何裂纹和显微组织变化, 热疲劳性能良好。

表 2 Inco 904/Jethete 惰性焊接头性能

性能	焊缝	母 材	
		Inco 904	Jethete
$\sigma_s$ , MPa	751.0~764.8	695.9 min.	757.9 min
$\sigma_b$ , MPa	895.7~926.7	881.9 min	923.3~1130.0
$\delta$ , %	16~18	25 min	14 min
Charpy 冲击值 ft. lb	18~24UB	29UB typ.	34 UB typ
$10^6$ 周反向弯曲疲 劳强度, MPa	±339.7	±379.6 typ.	±719.3 typ.

热处理制度: 焊前, In 904 固溶 (850℃/12h/AC), Jethete 淬火 (1050℃/1h/OQ) + 回火 (650℃/1h/AC); 焊后, 时效 (600℃/24h/AC)。

3) 粉末高温合金。Rene' 95 是 GE 公司 60 年代末开始研制的涡轮盘粉末高温合金, 现在已在多种型号的发动机上得到广泛应用。MERL 76 是 P&W 公司 1980 年开始研制的, 现已研制成功, 它使涡轮使用温度由 650℃提

高到 760℃。采用惯性焊时, Rene' 95 接头强度对焊接参数较为敏感, 而 MERL 76 接头强度对焊接参数不敏感。AP1 是最新研制的一种粉末冶金合金, 对惯性焊有很好的适应性。表 3 分别为这三种材料的高温拉伸性能 and 高温持久性能。可以看出, 当焊接参数为最佳时, 接头的

拉伸性能和持久性能均能达到母材水平。在完全时效状态焊接比固溶状态焊接强度更高, 焊后时效能显著提高强度。图 6 和图 7 分别为 AP1 粉末高温合金电子束焊、惯性焊、扩散焊三种焊接接头的持久强度和和高周疲劳性能。可以看出, 惯性焊接头的性能优于电子束焊和扩散

表 3 粉末高温合金母材与惯性焊接头 700℃ 拉伸性能和 700℃/700MPa 持久性能

合 金	WB <sub>1</sub> WB <sub>2</sub>	拉伸性能				持久性能	
						时间, h	A <sub>5</sub> %
母 材							
AP1	V —	868	1143	18.4	19.7	166~227	11.0
Rene' 95	V —	1134	1233	1.8	10.9	161~166	2.0
MERL 76	V —	1058	1284	9.7	15.2	485~596	3.0
焊接接头							
AP1	V —	952	1152	4.7	12.5	132~235	3~5
	V A	954	1181	8.7	6.2	493~622	2~4
	LG —	904	1125	6.4	7.8	>200	2~3
	LG A	893	1185	5.5	9.1	>210	3
Rene' 95	V —	1211	1306	1.2	3.2	200	1.1
	V B					149	1.5
	LG B	1199	1227	1.5	7.2	141	1.2
MERL 76	V C					107~217	1.7~1.9
	LG —	860	1085	5.5	5.3	399~539	2.6~2.8
	LG C	890	1113	10.2	5.2	274~462	2.1~2.8

注: WB<sub>1</sub> 焊前时效, WB<sub>2</sub> = 焊后时效,  
V = 充分热处理, LG = 固溶处理  
A = 650℃/24h + 760℃/8h  
B = 870℃/1h + 650℃/24h  
C = 650℃/24h + 760℃/16h

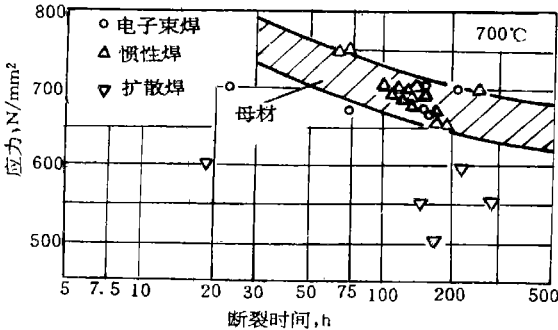


图 6 AP1 持久强度

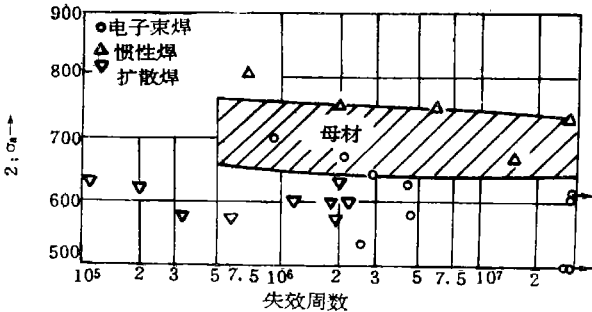


图 7 AP1 高周疲劳性能

焊接接头。

2. 钛合金

钛合金是飞机发动机广泛应用的重要结构材料, 目前, 钛合金主要用到喷气发动机的风扇盘和压气机的前级盘以及叶片上。

GE 公司对 Ti-6Al-4V 的惯性焊接头做的力学性能测试结果表明, 接头的拉伸性能与母材相当, 持久性能

和高周疲劳寿命均高于平均设计水平。得出 Ti-6Al-4V 的最佳焊接参数为: 压力 27.580~55.16 MPa, 能量 1680×10⁴~3150×10⁴J/m²。

P&W 公司对 Ti-8Al-1Mo-1V 等多种钛合金的惯性焊接头作了大量拉伸、冲击和疲劳性能试验, 评定了钛合金对惯性焊参数的敏感性和质量稳定性。结果表明, 钛合金对惯性焊参数变化不敏感, 只要顶锻量足够, 焊

接参数在 10% 范围内变化也能保证焊接质量。重复焊接的接头与母材在拉伸、疲劳强度和分散性上一致。多数钛合金惯性焊接头可在焊态下使用，焊后热处理可使接头塑性和疲劳寿命得到一些改善。表 4 为航空发动机上常用的几种钛合金惯性焊接头的平均拉伸性能。

表 4 钛合金惯性焊接头平均拉伸性能

合 金	状 态	$\sigma_b, \text{MPa}$	$\sigma_{0.2}, \text{MPa}$	$\delta, \%$	$\psi, \%$
Ti-8Al-1Mo-1V (轧制环)	母 材 <sup>a</sup>	964.6	891.3	12	22
	焊 态	1012.8	930.2	8	18
	焊态+SR <sup>b</sup>	1033.5	943.9	10	21
Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo (轧制环)	母 材 <sup>c</sup>	1130.0	1019.7	13	44
	焊 态	1302.2	1143.7	11	32
	焊态+SR	1143.7	1040.5	14	41
Ti-6Al-6V-2Sn (棒)	母 材 <sup>d</sup>	1247.1	1212.6	17	51
	焊 态	1267.8	1219.5	10	25
	焊态+SR	1281.5	1247.1	13	44
	焊态+FHT <sup>e</sup>	1240.2	1198.9	14	47
Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo (轧制环)	母 材 <sup>e</sup>	1267.8	1171.3	12	47
	焊态+FHT <sup>e</sup>	1329.8	1205.8	6	17
Ti-6Al-4V (棒)	母 材 <sup>f</sup>	999.1	923.3	15	33
	焊 态	950.8	847.5	13	32
	焊态+SR	957.7	861.3	15	33
	焊态+FHT <sup>f</sup>	999.1	909.5	17	39

注：材料焊前经充分热处理

a—927℃/1h/WQ+593℃/8h/AC；b—538℃/2h/AC；  
c—977℃/1h/AC+593℃/8h/AC；d—871℃/1.25h/WQ+  
593℃/4h/AC；e—913℃/2h/AC+593℃/8h/AC；f—927℃/  
1h/WQ+704℃/2h/AC

四、惯性焊在航空发动机中的应用

自 60 年代末以来，高性能航空发动机的转动部件——压气机和涡轮由单件机械连接形式改为整体结构。起初，整体件用大的实心锻件通过机械加工制造，材料利用率非常低，加工费用高，而且大的实心锻件性能也不理想，对锻造工艺要求高。后来，这种制造工艺被锻造和焊接工艺代替。焊接工艺主要有惯性焊接和电子束焊。美国 GE 公司的航空发动机的重要转动件几乎全部采用惯性焊工艺，P&W 公司两种工艺并存，电子束焊用于一般的转动件，惯性焊用于工作温度高、转速快、受力大的重要转动件。

一般惯性焊整体压气机转子的工艺流程是：首先，盘件锻造，粗加工，充分热处理，精加工（仅在榫槽和级间密封处留加工余量）；然后惯性焊每级盘。焊后，切除飞边，重新热处理，检查、精加工。通常惯性焊整体转子的结构形式主要有两种，如图 8 所示。

美国 GE 公司是采用惯性焊生产发动机最早的公司。它首先使用履带车辆公司的大型惯性焊机制造小型材料工程

发动机 T58 八级整体压气机转子。此后，GE 公司根据获得的技术在 TF39 的 14~16 级压气机盘的连接和 F101

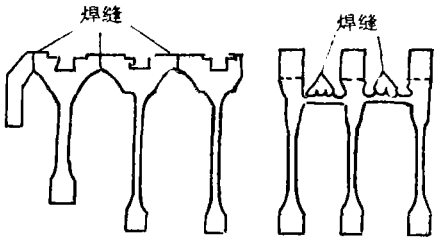


图 8 惯性焊的转子结构

的 1~3 级压气机盘毂及与前轴颈的连接、5~9 压气机盘及与后轴颈的连接上均采用了惯性焊。CFM56 是 GE 公司与法国国营航空公司于 70 年代初开始研制的，1979 年 11 月研制完成。该发动机的 1~2 级压气机盘和 4~9 级压气机盘的连接，燃烧室内套和低压涡轮轴的连接都采用了惯性焊。目前研制的大推力 GE90 发动机也将采用惯性焊。惯性焊的使用使 GE 公司获得了巨大的技术效益。例如，CF6 涡扇发动机的 3~9 级压气机转子，原为整体锻件，重 413kg，改为两个锻件惯性连接后，重量降至 300kg。F101 军用涡扇发动机的 1~2 级钛合金的压气机转子，整体锻件用料 77kg，而用两个锻件惯性焊后，用料 54kg。

P&W 公司最初用惯性焊制造航空发动机低合金钢齿轮，现在发动机的关键转动部件也已采用惯性焊技术，如钛合金压气机盘与隔圈的连接就采用惯性焊连接。此外，P&W 公司还与西科斯基公司合作，发展了 Ti-6Al-4V 直升机管梁与锻造毂的惯性焊技术，现已在西科斯基公司投入生产。

美国 Lycoming 公司生产的 T55 发动机 D-979 镍合金涡轮盘和 Timken 17-22AS 低合金钢前驱动轴、D-979 涡轮盘和同材料后轴的连接均采用的是惯性焊。对接头的抗蚀性、冲击韧性和热冲击性作的评定表明，焊接接头性能良好，已生产的 1200 根 T55 发动机的转动轴组件，惯性焊焊件报废率为零。

德国 MTU 公司已经用惯性焊连接发动机轴及齿轮等转动件，并开展了高压压气机转子等大型部件的摩擦焊工艺研究。MTU 公司焊接的发动机轴有，X12CrNiMo12 作中间段 1N904 作外段的补偿轴，Inconel 718 和 X12CrNiMo12 的风扇轴。

英、法等国的发动机制造公司也都已将摩擦焊应用于发动机的制造。

此外，惯性焊也已广泛用于飞机，如 AH-64，CH-53E，F-14 和航天飞机上都用了不少惯性焊接件。

综上所述，惯性焊是制造航空发动机转子的重要工艺方法，是无法用其它熔焊工艺替代的。随着新型发动机材料的使用，惯性焊的优势越加明显。我国若研制高性能现代化发动机，建立大型惯性焊设备、研究惯性焊工艺势在必行。