

K19 合金叶片性能

K19合金题目组

一、前言

众所周知,铸造工艺和凝固条件会影响高温合金的组织 and 性能。尤其是高合金化的铸造镍基合金,从零件(如涡轮叶片)上切取试样与成型试样相比,在性能上会出现很大差别。无论是强度或延性,均可能大幅度地降低,特别是中温性能(760℃左右)更为明显。零件性能和成型试样性能的差别会影响合金在发动机上的使用。有时,设计过程中认为强度足够的合金会在发动机的运行过程中出现意外的断裂。因此近年来,国外^[1-3]和国内的材料研

究工作者已开始重视零件性能的研究,目的是了解合金制成零件后的实际性能水平,以提供合金在使用过程中的可靠性。

K19合金是一个用钨、钼、铌等难熔金属元素固溶强化和铝、钛等元素进行 γ' 弥散强化的高强度镍基铸造合金。它具有高温强度高、铸造工艺性好、组织稳定和中温强度较好等优点。为了更好地满足生产使用的需要,我们进行了叶片的性能测试工作。

二、试验方法

几种铸造高温合金的公称化学成份如表1所示。

表 1 几种铸造高温合金的公称化学成份

合 金 牌 号	化 学 成 份, %											
	C	Cr	Co	W	Mo	Nb	Al	Ti	B	Zr	Hf	Ni
B-1900	0.13	8.0	10.0		6.0		6.0	1.0	0.015	0.08		余
K19	0.11	6.0	12.0	10.0	2.0	3.0	5.5	1.2	0.07	0.05		余
K19H	0.11	6.0	12.0	10.0	2.0	2.5	5.5	1.2	0.07	0.05	1.5	余
Mar-M002	0.15	9.0	10.0	10.0	<0.5		5.5	1.5	0.015	0.05	1.5	余

叶片浇注采用了以下两种工艺条件。

1. 填砂浇注

浇注温度为 $1460\pm 10^{\circ}\text{C}$ 、模温 $850\sim 900^{\circ}\text{C}$,浇注完毕5分钟后破真空,叶片表面经孕育细化。

2. 单壳浇注

浇注温度为 $1430\pm 10^{\circ}\text{C}$ 、模温 $850\sim 900^{\circ}\text{C}$,浇注完毕5分钟后破真空,叶片表面经孕育细化。

直径为3毫米的持久和机械疲劳试样均在叶片榫槽部位沿叶片的横向和纵向切取。厚度为1毫米的板材试样在叶片的排气边附近切

取。

根据叶片不同部位的使用温度和受力情况,我们确定在榫槽附近切取持久和疲劳试样,测试了760℃的中温性能;对叶身排气边切

表 2 K19合金疲劳强度

工 艺 状 态	试样直径 毫米	试样 来 源	试验温度 °C	$\sigma_{-1}(N>10^7)$ 公斤/毫米 ²
填砂	4	成型	760	37
填砂	3	叶片	760	41
单壳	3	叶片	760	39~40
填砂	7.5	成型	950	30~31
填砂	4	成型	950	<38
填砂	3	叶片	950	39

表 3 几种合金的持久强度

合金牌号	工艺状态	试样来源	试样直径	试样数	试验温度 °C	应 力 公斤/毫米 ²	持久性能平均值			备 注
			毫米	个			寿命, 小时	$\delta, \%$	$\psi, \%$	
B-1900		成型叶片	6.35		760	66.1	75			资料数据 ⁽⁴⁾
			4.52				25			
		成型叶片	6.35		980	20.4	35			资料数据 ⁽⁴⁾
			4.52				20			
K19H	填砂	成型叶片	5		760	71.6	280			外推数据 ⁽⁵⁾ 实测
			3				279			
Mar-M002		成型叶片			760	71.1	210			资料数据 ⁽¹⁾
K19	填砂	成型叶片	5	3	760	66	220	3.70	5.80	实测
			3	12			163	3.42	4.83	
	单壳	叶片	3	12	760	66	114	3.50	4.60	实测
	填砂	成型	5	15	760	70	95	4.75	7.14	实测
		成型	5	12			103	3.53	5.72	
		叶片	3	18			45	3.52	7.04	
	单壳	叶片	3	12	760	70	28	2.70	4.72	实测
	填砂	叶片	$\delta=1^*$	20	760	66	150	4.73		实测
	单壳	叶片	$\delta=1$	17	760	66	100	4.3		实测
	填砂	成型叶片	5	多个	950	26	≥ 100	6~9		实测
			3	12			≥ 88			
	填砂	叶片	$\delta=1$	6			54	5.9		
	单壳	叶片	$\delta=1$	6	950	26	78	8.4		实测

* $\delta=1$ 是厚度为1毫米的板材试样。

取的试样, 测试了950℃的高温性能。

三、试验结果

叶片和成型试样的疲劳强度和持久强度的测试结果见表2和表3。为了便于对比分析, 我们也把有关的合金性能数据列于表3中。

四、结果分析和讨论

1. 对高、中温持久性能结果的分析

表3的数据指出, K19合金以填砂浇注工艺为例, 在760℃, 66公斤/毫米²的试验条件下,

直径为5毫米的成型试样持久寿命为220小时, 直径为3毫米的叶片试样的持久寿命为163小时, 持久寿命降低约25%; 而板材试样持久寿命为150小时, 持久寿命降低约30%。我们估算在上述试验条件下, 直径为3毫米的叶片试样在760℃, 100小时的持久强度较直径为5毫米的成型试样降低了2~3公斤/毫米²左右。持久延伸率和断面收缩率基本上保持了直径为5毫米成型试样的水平。从高温(950℃)下的试验结果来看, 直径为3毫米的叶片试样的持久寿命与直径为5毫米的成型试样的持久寿命比

表4 叶片持久寿命统计特性参数

合金牌号	试样直径 毫米	试验温度 °C	试验应力 公斤/毫米 ²	平均寿命 小时	标准偏差 小时	离散度	下列百分数的试样可保证的 最低寿命, 小时		
							80%	90%	95%
K 19	3	760	70	45	22.9	0.51	25.1	14.8	6.8
B-1900 ⁽³⁾	4.4	760	60	53.3	28.8	0.54	28.8	15.9	5.8

表5 叶片持久延伸率统计特性参数

合金牌号	试样直径 毫米	试验温度 °C	试验应力 公斤/毫米 ²	平均持久延伸率, %	标准偏差	离散度	备注
K 19	3	760	70	3.3	1.15	0.35	实测
B-1900 ⁽³⁾	4.4	760	66	1.37	0.69	0.69	预蠕变值

较接近, 而厚度为 1 毫米的板材试样的持久寿命较直径为 5 毫米成型试样的持久寿命降低了约 50%。

以填砂浇注叶片的 760°C、70 公斤/毫米² 的持久寿命和延伸率数据进行数字统计分析的结果表明, 其分布特性参数是符合正态分布的。统计特性参数列于表 4 和表 5。

试验结果还表明, 对横向取样和纵向取样测得的持久性能数据较为接近。

对 K19 合金持久性能数据的数学统计分析, 明显地看到合金的高、中温持久寿命的偏离系数与 B-1900 相当, 而 K19 合金持久塑性的偏离度比 B-1900 要好。从表 3 性能对比中也看到, K19 合金 760°C 中温性能平均寿命无论是叶片试样或成型试样都比 B-1900 要高, 但比加钎的 K19H 和 Mar-M002 要低, 显然它还不具备加钎后产生的效果。

K19 合金与其相类似的铸造高温合金比较, 它具有较好的高、中温性能, 说明合金的成分选择比较合理, 晶界和晶内的强度匹配比较适当, 合金的显微组织中含有大量 $\gamma + \gamma'$ 共晶以及碳化物较均匀地分布于晶内, 使合金具有较好的中温塑性, 合金的含钛量较低, 使合金的凝固范围较窄, 这就减小了合金在凝固过程中由于冷却速度不同而在叶片厚截面处产生显微疏松的倾向性。

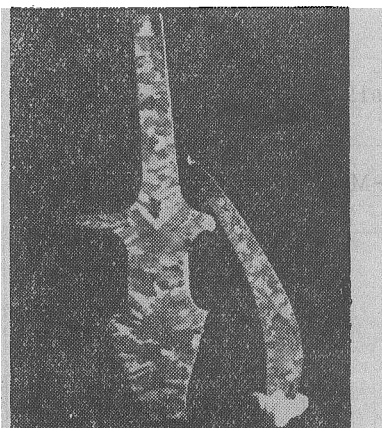
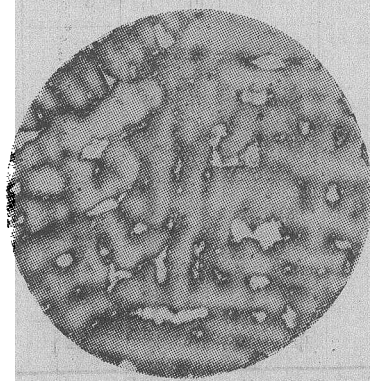
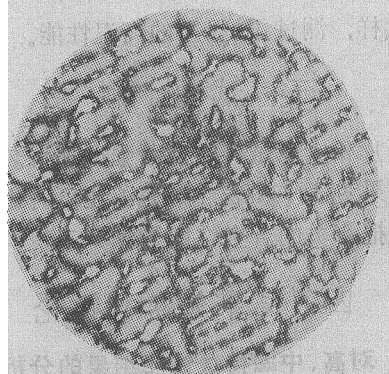


图 1 叶片低倍组织



榫槽厚截面处 30×



排气边薄截面处 30×

图 2 叶片不同部位的枝晶大小

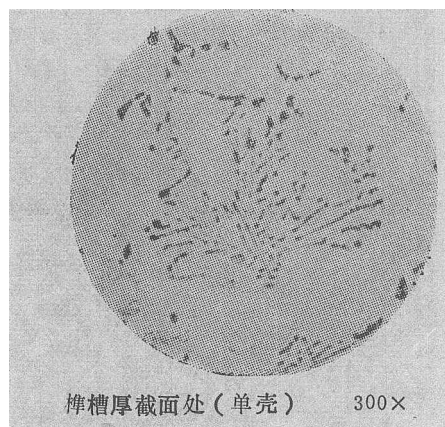
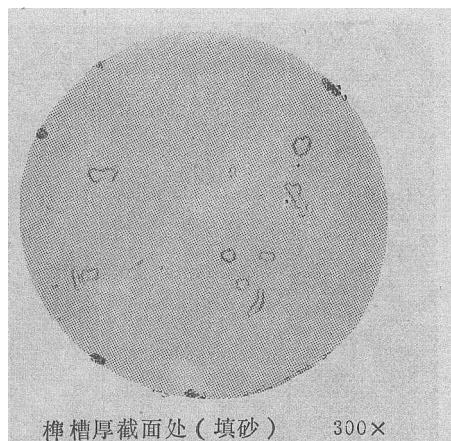
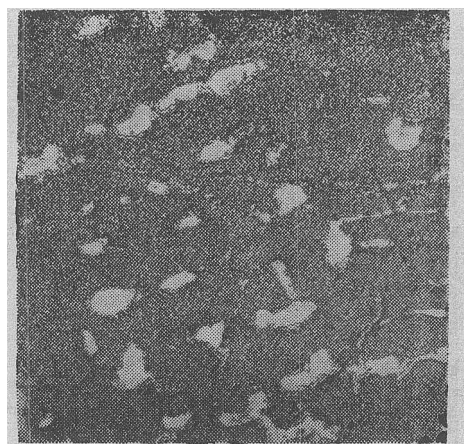


图 3 叶片在不同浇注条件下的碳化物形态



榑槽厚截面处 200×

排气边薄截面处 200×

图 4 叶片不同部位的共晶组织（单壳浇注）

K19 合金叶片取样性能的分散度比成型试样大，初步分析有以下几个原因。

（1）冷却速度

凝固时的冷却速度影响合金的组织性能。叶片浇注时的不同炉次以及同一炉次的不同叶片之间冷却条件的差别，同一叶片上各处冷却速度的不一致以及叶片与成型试样之间冷却速度的差异，均会造成组织和性能的差别。叶片各部位的宏观、微观组织如图 1～5 所示。

（2）工艺条件的影响

填砂浇注叶片的中温持久性能比单壳浇注叶片的中温持久性能要好，数据分散度也小，但单壳浇注叶片的高温持久性能稍优于填砂浇注叶片的性能，这是由于两种工艺条件不同的

冷却速度所造成的显微组织差别。

（3）截面厚度

叶片截面厚度不一致，如对叶片榑头部位的特定形状来讲，它形成缺陷的机率就要多一些，因此从榑头部位切取试样的中温性能显然要偏低，波动要大。由此而造成的疏松和夹杂等冶金缺陷均是降低中温持久性能的因素。

（4）尺寸效应

文献报导和我们的试验都已证明，对持久性能而言，试样尺寸愈小，持久寿命愈低且数据分散度也愈大。

厚度为 1 毫米的板材试样 950℃ 性能降低较为显著的另一个原因，是由于高温氧化而使试样的有效受力面积减小的结果。

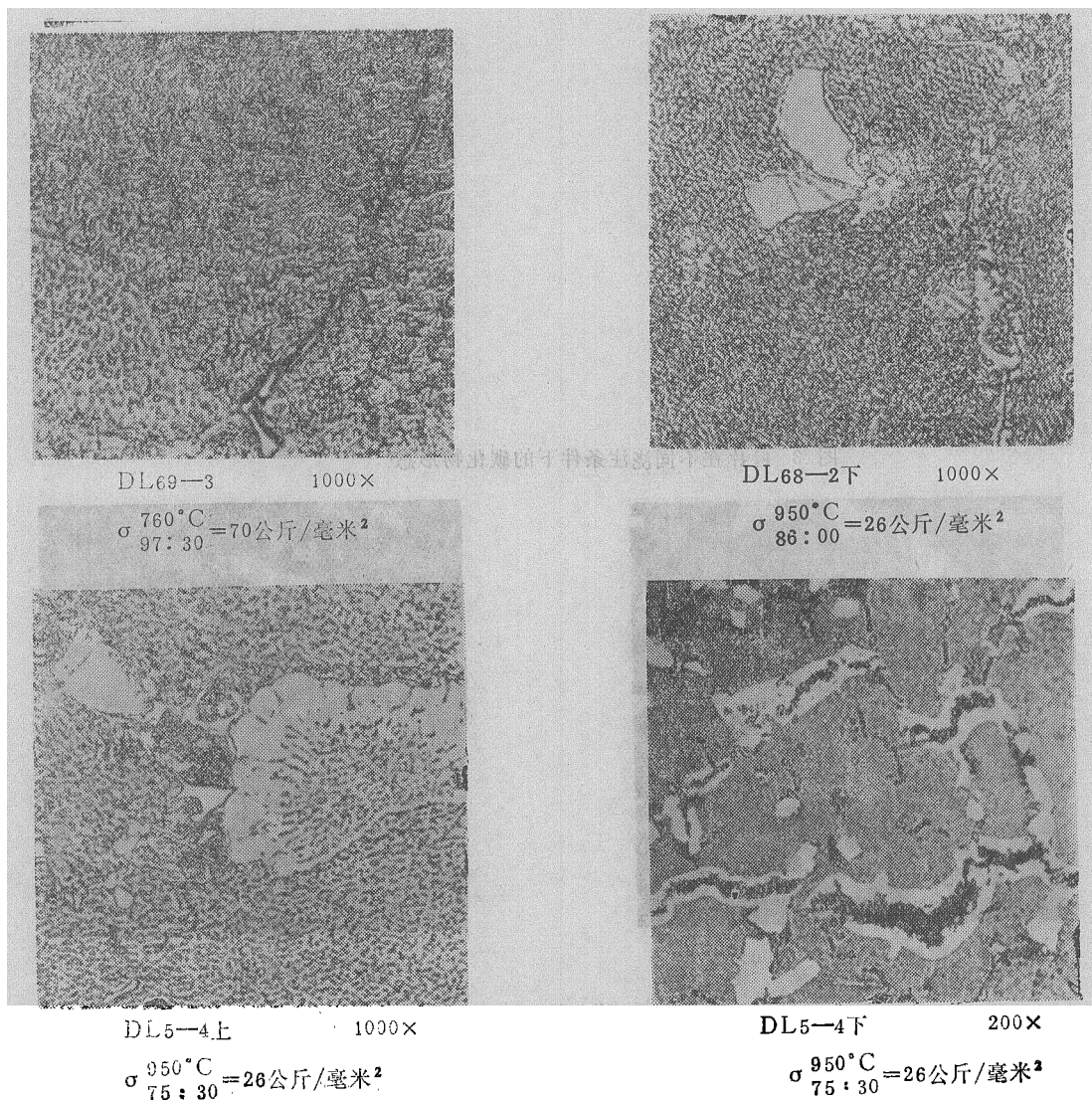


图 5 叶片取样拉断后的显微组织

2. 机械疲劳性能的比较

试验结果表明, 直径为 3 毫米的叶片试样 760°C 疲劳性能比直径为 4 毫米的成型试样高 $3 \sim 4 \text{ 公斤/毫米}^2$ 左右, 而 950°C 时却比直径为 7.5 毫米的成型试样高出 $8 \sim 9 \text{ 公斤/毫米}^2$ 。这主要是由尺寸效应引起的。试样尺寸愈小, 机械疲劳性能就愈高。其原因是:

(1) 根据机械疲劳断裂的机理可知, 疲劳裂纹多起源于零件表面的冶金缺陷处 (如夹杂物, 粗大的第二相质点或孔洞等) 和机加工缺陷处。由于大直径的试样表面积大, 因而出现这些表面缺陷的可能性也大。所以在同样的受

力条件下, 大尺寸试样出现初始裂纹的可能性比小尺寸试样大, 从而导致大尺寸试样的疲劳性能降低。

(2) 由于大小试样在同一公称应力条件下实际受力情况不一致^[6] (如图 6), 直径不同的两个圆截面试样承受同一弯矩 M 的作用时, 在危险截面上最大弯曲应力 σ_{max} 相等, 则大直径试样的应力梯度 $\text{tg}\theta$ 比小直径试样的 $\text{tg}\theta$ 小, 因而承受相等高应力 σ 值范围的截面, 大试样的厚而小试样的薄, 这样在大试样上就有较多的金属晶粒受到高应力的作用。对疲劳强度而言, 至少要有一定数量的 (下转第 15 页)

表2 机翼整体油箱飞行情况
(统计至1978年12月)

批架次	使用时间	起落次数	飞行小时数	油箱情况
0批1架	8年	1000	300	不渗不漏,密封良好
0批2架	4年9个月	455	245.2	不渗不漏,密封良好
1批2架	2年9个月	381	219.4	不渗不漏,密封良好

表3 XM-22密封剂飞行前后性能比较

性能名称	技术指标	70—173批* (飞行前)	70—89批* (飞行前)	飞行8年后性能
扯断强度 公斤/厘米 ²	≥30	41	42	49
扯断伸长率 %	≥450	760	695	458
扯断永久变形, %	≤10	9	5.5	8
硬度, A°	≥40	36	40	50
抗剥强度 公斤/厘米	≥6	9	10	与油箱壁 粘结良好

* 试片经100°C×8小时硫化。

(上接第12页) 晶粒达到应力极限值时,才会产生疲劳裂纹,因而直径大的试样出现裂纹的可能性比较大,所以直径大的疲劳试样的疲劳应力极限值要比直径小的试样低一些。

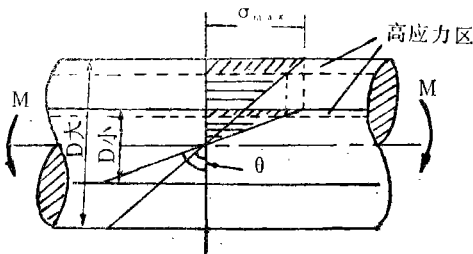


图6 大、小试样应力梯度示意图

五、结 束 语

1. 零件的形状和铸造工艺参数的变化对K19合金的高温持久性能的影响很小,而对中温持久性能的影响稍大些,但与某些已在发动机上应用的镍基高温合金相比,铸造工艺参数

表4 全尺寸机翼油箱试件振动参数

振动频率	振幅(或振动加速度)值			振动次数
	A点	B点	C点	
21±2赫芝	振幅为 0.4±0.04毫米	—	振幅不小于 0.05毫米	5×10 ⁶
84±5赫芝	A、B、C三点中需有一点振动加速度不小于2g,试件内任何点振动加速度不大于5g			5×10 ⁶

说明: A点为7肋处前梁点, B点为7肋处后梁点, C点为12肋处后梁点。



图2 全尺寸油箱试件进行
f=21赫芝振动试验

较不敏感。叶片取样的持久性能数据的统计计算,表明是符合正态分布的,偏离系数与B-1900合金相当,可以用做700~1000°C燃气涡轮叶片材料。

2. 单壳浇注和填砂浇注对叶片950°C和760°C的性能影响有所不同,如要求中温性能好些,则以采用填砂浇注为好。

3. 在K19合金中加入元素铅,可以改善K19合金的中温强度和塑性,并使叶片性能与成型试样性能更为接近^[5]。

参 考 资 料

- [1] U.S. Patent 3,765,879.
- [2] U.S. Patent 3,552,479.
- [3] U.S. Patent 3,677,331.
- [4] Second World Conference on Investment Castings, June 1969.
- [5] K19H镍基铸造高温合金,三机部六二一所,北京钢铁研究院,上海钢铁研究所,1979年11月。
- [6] 试样形状、尺寸以及磨削方法对材料疲劳性能影响的试验研究, HZ91—79, 三机部六二一所, 1979年9月。