



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 1737339 B

(45) 授权公告日 2011.07.06

(21) 申请号 200510091748.8

(22) 申请日 2005.08.17

(30) 优先权数据

10/919435 2004.08.17 US

(73) 专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72) 发明人 R·J·斯托尼特施 A·R·德马尼亚
K·J·巴布

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001

代理人 范赤 庞立志

(51) Int. Cl.

F01D 5/28(2006.01)

G22C 14/00(2006.01)

F01D 5/14(2006.01)

B23P 15/00(2006.01)

(56) 对比文件

US 6127044 A, 2000.10.03, 全文.

US 6206634 B1, 2001.03.27, 摘要、说明书第
2 栏第 7-34 行, 以及第 4 栏第 50-53 行.

CN 1119698 A, 1996.04.03, 全文.

GB 2046301 A, 1980.11.12, 说明书第 6-12
行, 第 36-38 行.

EP 0969109 A1, 2000.01.05, 全文.

US 2003/0098099 A1, 2003.05.29, 全文.

审查员 池建军

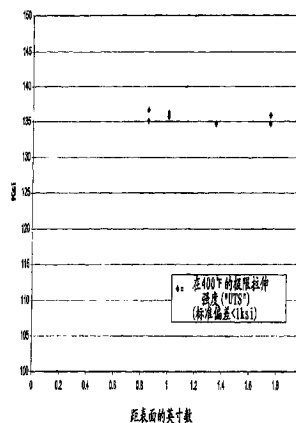
权利要求书 1 页 说明书 10 页 附图 1 页

(54) 发明名称

高强度钛合金在具有较长叶片长度的终级涡轮机叶片中的应用

(57) 摘要

高强度钛合金在具有较长叶片长度的终级涡轮机叶片中的应用, 特别适合在蒸汽涡轮发动机中用作具有约 40 英寸或更长叶片长度终级叶片的一种新型高强度钛基合金叶片和形成这种叶片的方法。根据本发明的示例叶片由钛基合金形成。该合金包括高达约 6.25 重量%的铝、(b) 约 3.5% 的钒、(c) 约 2.25% 的锡、(d) 约 2.25% 的锆、(e) 约 1.75% 的钼、(f) 约 2.25% 的铬、(g) 约 0.7% 的硅和 (h) 约 2.3% 的铁, 余量为钛。形成后, 该叶片可被热处理以达到应力消除并随后用常规方法机械加工。



1. 一种用于蒸汽涡轮发动机终级的叶片,所述叶片被成形为具有至少 40 英寸的叶片长度,并包含具有 3-6.25 重量%的铝、不高于 3.5%的钒、不高于 2.25%的锡、不高于 2.25%的锆、1.75% -5.0%的钼、不高于 2.25%的铬、不高于 0.7%的硅和不高于 2.3%的铁,余量为钛的钛基合金。

2. 根据权利要求 1 的叶片,其中所述钛基合金显示的强度特征为:145ksi 的室温极限拉伸强度;130ksi 的 0.2%室温屈服强度;125ksi 的极限拉伸强度;在 400° F110ksi 的 0.2%屈服强度。

3. 根据权利要求 1 的叶片,其中用于形成所述叶片的所述钛基合金具有 β 或者 $\alpha\beta$ 结构,并且具有 50ksi 平方根英寸的最小断裂韧性。

4. 具有涡轮机轮的蒸汽涡轮发动机,其具有环绕所述涡轮机轮配置的多个叶片,以及具有根据权利要求 1 的终级叶片。

5. 一种用于形成具有至少 40 英寸叶片长度的终级蒸汽涡轮机叶片的钛基合金组合物,所述钛基合金组合物包含 3-6.25 重量%的铝、不高于 3.5%的钒、不高于 2.25%的锡、不高于 2.25%的锆、1.75% -5.0%的钼、不高于 2.25%的铬、不高于 0.7%的硅和不高于 2.3%的铁,余量为钛。

6. 根据权利要求 5 的用于形成终级蒸汽涡轮机叶片的钛基合金组合物,其中所述合金显示如下强度特征:至少 145ksi 的室温极限强度;130ksi 的 0.2%室温屈服强度;125ksi 的极限拉伸强度;和在 400° F110ksi 的 0.2%屈服强度。

7. 根据权利要求 5 的用于形成终级蒸汽涡轮机叶片的钛基合金组合物,其中所述组合物具有 β 或者 $\alpha\beta$ 结构,并且具有 50ksi 平方根英寸的最小断裂韧性。

8. 一种制造用于蒸汽涡轮发动机的终级涡轮叶片的方法,包括以下步骤:

(a) 用具有 3-6.25 重量%的铝、不高于 3.5%的钒、不高于 2.25%的锡、不高于 2.25%的锆、1.75% -5.0%的钼、不高于 2.25%的铬、不高于 0.7%的硅和不高于 2.3%的铁,余量为钛的钛基合金形成具有至少 40 英寸叶片长度的蒸汽涡轮叶片。

(b) 用热处理去除所述叶片的应力;和

(c) 机械加工所述叶片的表面。

高强度钛合金在具有较长叶片长度的终级涡轮机叶片中的应用

技术领域

[0001] 本发明涉及用于蒸汽涡轮发动机终级的高强度叶片并涉及制造这种高强度叶片的方法。特别地,本发明涉及特定的钛基合金用于制造具有约 40 英寸或更长叶片长度(vane length)的高强度终级涡轮机叶片(last stage turbine bucket)的应用。

背景技术

[0002] 一般认为蒸汽涡轮发动机的性能强烈地受在降低的蒸汽压力下运转的终级叶片设计和性能的影响。理想地,终级叶片应该有效地运用降低到发动机排气压力的蒸汽的膨胀,同时使离开终级的蒸汽流的动能最小。

[0003] 蒸汽涡轮机叶片的使用要求可以是复杂且苛刻的。终级叶片,特别地,常规地暴露于不同的恶劣运行条件,包括由高湿度引起和由锅炉带来的腐蚀环境。这些条件可对叶片材料,特别地在具有 40 英寸或更长长度的终级叶片中,带来严重的腐蚀和点蚀。因此,一段时间以来,涡轮机终级叶片一直是反复调查和研究工作的主题以努力改进其在苛刻运行条件下的效率,因为即使是叶片效率或寿命的小提高也能在蒸汽涡轮发动机的使用期限内导致可观的经济利益。

[0004] 终级叶片被暴露于宽范围的气流、载荷和强动力中。因此,从机械强度和耐久性的观点看,影响最终叶片轮廓设计的基本因素包括叶片的有效长度、在运行流区的节径和运转速度。在最高预期运行条件下制造材料的阻尼、叶片疲劳和耐腐蚀性也在最终叶片设计和制造方法中起重要作用。

[0005] 更大的终级涡轮机叶片的开发,例如,那些叶片长度约 40 英寸或更长的叶片,由于经常超过现有叶片材料如 Ti6Al-4V 和铁基合金的强度容量的惯性载荷而引起额外的设计问题。蒸汽涡轮机叶片,特别是具有更长叶片的终级叶片,经历更高的拉伸载荷,并因此经受循环应力,当该循环应力与腐蚀环境结合时,在长期的使用中可对叶片有很大的破坏性。此外,在终级的蒸汽一般是“湿的”,即含有更大量的饱和蒸汽。结果,在终级常发生叶片材料的水滴冲击侵蚀。这种侵蚀总体上降低叶片的使用寿命和蒸汽涡轮机的效率。

[0006] 过去,对于不同最终用途的应用,找到能够满足所有力学要求的叶片材料是困难的,特别对于其中叶片较长的叶片、即具有约 40 英寸长度或更长的那些的机械设计。更长的叶片总是具有增加的强度要求,并且如上所述,必定遭受甚至可能更大的侵蚀和点蚀。较长叶片设计中固有的更高应力还在升高的运行温度下增加应力腐蚀破裂的倾向,因为对叶片材料的更高的强度要求倾向于在 400 °F 或接近 400 °F 的运行温度下增加应力破裂的敏感性。随着在具有更长叶片长度的终级叶片上施加的应力更高,点蚀和腐蚀疲劳的效应也增加。许多次,仅仅为满足其它涡轮机级的基本机械设计要求所选定的合金将不会满足终级叶片的最低机械强度和侵蚀抗耐性要求。

[0007] 从前对终级涡轮机叶片中较长叶片长度问题的解决方案变化很大,依最终使用要求而定。在某些使用要求不太苛刻的场合,单一的叶片材料可能是可接受的。然而,为提高

耐侵蚀性,叶片一般需要通过在进气边的局部热处理(例如火焰或感应加热硬化)硬化以提供增加的耐侵蚀性。或者,可通过铜焊、气体保护钨极电弧焊或电子束焊接将抗侵蚀屏蔽材料(如斯泰利特硬质合金)附着在叶片上。这些现有技术的物理附着方法几乎总是经过一定时间后在焊接热影响区导致某种程度的退化,而因此叶片可能最终在那些点失效。此外,总是存在焊接缺陷的危险,并且在某些情形下可导致代价很大的整个叶片装置的报废。

[0008] 另一已知的制造或修理蒸汽轮机叶片的方法包括在叶片桨叶的进气边焊接一衬垫,并随后硬化衬垫的一部分以提供进气边外缘硬化的表面。然而,硬化步骤一般不扩展到远至衬垫和桨叶本身之间的连接处。因此,衬垫的一部分可保持未硬化并且在苛刻的运行条件下易于早期失效或侵蚀。

[0009] 共有美国专利 5351395 公开了一种提供满足对用于蒸汽轮机高应力终级叶片的多种要求的双金属结构的方法。在专利' 395 中描述的方法包括附着一抗侵蚀衬垫材料,使叶片和衬垫都处于接近最佳的可焊性条件下。焊接后对该双金属装置进行热处理以最优化叶片的性能而没有显著的扭曲。在机加工后,衬垫材料还可被硬化(通过火焰加热硬化或其它现有方法)以提供改进的耐侵蚀性。然而,已经发现在专利' 395 中公开的双金属结构并没有解决终级涡轮机叶片中固有的所有点蚀和腐蚀问题,特别是具有约 40 英寸或更长的叶片长度的那些。

发明内容

[0010] 本发明通过提供一种用于具有较长叶片长度的叶片的整体的,即一体化金属设计,表现出相对于原来使用双金属结构终级叶片设计的显著改进。特别地,本发明利用了特别适用于约 40 英寸或更长叶片长度的高强度钛合金。同样地,该合金的应用对终级蒸汽轮机叶片特别有用,而不需要如原来的设计中使用的额外屏蔽材料或叶片衬垫。根据本发明制造的叶片还在更长时间内容纳终级蒸汽轮机叶片的增加的应力和载荷的能力上呈现出显著改进,而在升高的温度即处于或接近约 400 °F 的运行温度下没有显著的恶化、侵蚀或应力破裂。

[0011] 现已发现,特定的轻质、高强度钛基合金可被用于降低和/或控制在处于或接近 400 °F 的温度下运行的较长终级叶片中固有的应力,特别是具有约 40 英寸或更长的叶片长度的叶片。使用这里描述的钛基合金的较长叶片的叶片(longer vane bucket)显示了更高的强度和改进的耐侵蚀性。根据本发明的示例的钛基合金具有 145ksi 的最小室温极限拉伸强度,130ksi 的 0.2%室温屈服强度;在约 400 °F 125ksi 的极限拉伸强度,110ksi 的 0.2%屈服强度。与现有的其它合金如 Ti6Al-4V 相比,优选的钛基合金用于具有较长叶片长度的叶片时更可靠且成本效率更高。

[0012] 在其更宽的方面,本发明还包括一种整体的、一体化的包含钛合金的蒸汽轮机叶片的新制造工艺,该合金比典型地用于蒸汽轮机应用中的铁基合金轻约 50%。这一相对原来叶片设计的总体重量的显著降低,在具有约 40 英寸或更长叶片长度的叶片的设备制造和蒸汽轮机效率中都展示了重要的潜在成本节约。也已发现,根据本发明用来形成叶片的钛合金的强度等于或大于现有的铁基合金。

[0013] 从下面对本发明的详细描述中,本发明的其它目标和优点将变得明显。

附图说明

[0014] 图 1 是对根据本发明用于较长叶片终级涡轮机叶片的示例钛合金组合物进行的强度测试结果的图解说明。

具体实施方式

[0015] 根据本发明的钛基合金具有如下表 1 所示的示例重量百分比。

[0016] 表 1

[0017]

Al	V	Sn	Zr	Mo	Cr	Si	Fe	Ti
3 % 到 6.25%	高 达 3.5%	高 达 2.25%	高 达 2.25%	1.75 % 到 5.0%	高 达 2.25%	高 达 0.7%	高 达 2.3%	余量

[0018] 用于形成根据本发明的叶片的钛基合金,即用于具有至少约 40 英寸叶片长度的叶片的合金,显示了 145ksi 的最小室温极限拉伸强度,130ksi 的室温 0.2% 屈服强度; 125ksi 的最小 400 °F 极限拉伸强度,和 110ksi 的最小 400 °F 0.2% 屈服强度。优选的合金显示了 β 或者 $\alpha\beta$ 结构,并达到了约 50ksi 平方根英寸 (root square inch) 的最小断裂韧性。

[0019] 采用上述钛合金组成范围形成了根据本发明的各种具有约 40 英寸叶片长度的蒸汽涡轮机叶片。如上所述,多种设计因素,如叶片的有效长度、在运行流区的叶片节径 (pitch diameter) 和运行速度都能影响最终叶片轮廓和所用的特定合金。在最高预期运行条件下合金的阻尼、叶片疲劳和耐腐蚀性也在使用处于上述优选组成范围内的钛基合金的最终叶片设计中起作用。能够用根据本发明的钛合金形成的较长叶片终级叶片的示例轮廓在标题为“涡轮机终级叶片”的共有美国专利 5393200 中描述。

[0020] 成形后,使每一根据本发明的叶片释放应力,并且用现有的精加工和热处理步骤将叶片表面加工到最终轮廓。使多种具有约 40 英寸或更长叶片长度的示例叶片在终级蒸汽涡轮机的名义 (nominal) 和最高预期运行温度范围内经受常规的机械强度和耐腐蚀性测试。用于根据本发明的叶片的钛基合金材料显示了提高的耐腐蚀性和高于平均水平的强度特征。

[0021] 制造根据本发明的钛基蒸汽涡轮机叶片的一个示例工艺包括如下步骤。最初,用常规的螺旋压机、锤锻和 / 或液压机使包括前述合金组合物的钛坯成形并锻造成叶片。可选地,锻造的叶片可被热处理和淬火以达到应力消除和增进机械强度性能。根据特定的最终用途的应用,该叶片也可用常规的手段时效 (aged),并随后机械加工到最终的工作外形 (典型地在所有的面进行机械加工,即 360 度)。

[0022] 虽然对较长的叶片,例如具有约 40 英寸或更长的叶片长度的叶片开发出了上述工艺,但根据特定叶片设计和最终使用要求,可在上述组成范围内采用不同的钛合金组成来调整上述工艺。

[0023] 下述的表 2 概括了对可用于根据本发明的较长叶片、终级蒸汽涡轮机叶片的示例高强度钛合金组合物进行的机械强度测试。

[0024] 表 2

测试 序号	测试 方向	温度 °F	极限拉 伸强度 KSI	0.2%屈 服强度 KSI	延伸率 %	断面 收缩率 %	弹性模量 兆磅/平方英寸
T11	轴向	75	158.1	142	16	40	16.8
T12	轴向	75	157.9	141.5	17	37	16.8
T9	切向	75	157.9	142	12	29	17.4
T10	切向	75	157.9	141.8	14	24	17
T15	轴向	75	170.5	151.5	13	36	17.2
T16	轴向	75	170.5	151	12	37	17.3
T13	切向	75	169.7	149.5	11	25	17.5
T14	切向	75	171.1	150.8	12	30	16.4
T3	轴向	75	155.6	136.6	16	40	16.2
T4	轴向	75	154.8	136	14	37	16.8
T1	切向	75	161.4	145.9	14	40	17.9
T2	切向	75	160.6	145.2	14	40	17.6

	T7	轴向	75	177	158.2	12	38	16.7
	T8	轴向	75	179.2	159.5	11	35	16.7
	T5	切向	75	183.3	165.7	10	33	17.2
	T6	切向	75	187.2	167.4	10	32	17.6
	T63	轴向	75	164	148.3	15	32	16.6
	T64	轴向	75	164.7	148	15	35	16.6
	T61	切向	75	168.8	151.9	13	27	16.6
[0026]	T62	切向	75	168.3	151.5	12	28	16.4
	T67	轴向	75	182.9	159.9	10	25	16.9
	T68	轴向	75	182.7	159	10	26	16.4
	T65	切向	75	201.3	169.3	6	19	16.9
	T66	切向	75	197.7	169.3	8	19	16.6
	T27	轴向	400	135.9	110.3	18	46	16
	T28	轴向	400	134	109	17	43	15.8
	T49	轴向	400	134.7	110.3	17	40	16.3
	T50	轴向	400	135.7	110.3	16	45.	16.2

							5
							43.
T51	轴向	400	136.3	111	17	5	15.8
T52	轴向	400	136.7	109.4	16	41	15.1
T53	轴向	400	135.1	109.5	17	47	16.1
							35.
T25	切向	400	133.8	109.5	14	5	15.5
T26	切向	400	133.8	108.5	16	35	16
T47	切向	400	134.6	109.5	16	40	15.3
							38.
T48	切向	400	136.5	109.5	15	5	15.4
							53.
T31	轴向	400	147.1	121.9	18	5	15.2
							51.
T32	轴向	400	147.5	119.8	18	5	16.4
T56	轴向	400	149	123.3	18	52	16.7
T57	轴向	400	152.3	125.1	14	44	15.2
T58	轴向	400	151.2	126.2	16	53	15.5
							47.
T59	轴向	400	153.7	127.9	16	5	16.7
T60	轴向	400	150.9	125.8	16		15.1
							45.

[0027]

[0028]	T29	切向	400	144.5	117.2	15	41	15.3
							39.	
	T30	切向	400	147.3	119	14	5	15.9
	T54	切向	400	160.3	135.1	14	43	16.3
							49.	
	T55	切向	400	153.3	128	15	5	16.2
	T19	轴向	400	129	100.1	17	45	15
							51.	
	T20	轴向	400	132.6	103.8	16	5	14.9
	T35	轴向	400	128.1	100.3	16	50	16.4
							46.	
	T36	轴向	400	156.2	123.1	13	5	14.9
	T37	轴向	400	157	126.5	14	44	15.2
	T38	轴向	400	155.3	123.3	12	45	14.5
	T39	轴向	400	128.7	100.2	16	53	15.4
							48.	
	T17	切向	400	135.2	108.2	14	5	16.1
							55.	
	T18	切向	400	133.5	107.9	17	5	16.4
	T33	切向	400	132	109.9	17	57	15.2

[0029]

						55.	
T34	切向	400	132	105.8	17	5	16
						50.	
T23	轴向	400	150.8	122.3	15	5	15.9
						49.	
T24	轴向	400	151.9	123.2	13	5	14.9
T42	轴向	400	155.8	125.8	14	47	14.6
						48.	
T43	轴向	400	155.9	125.9	13	5	15.6
						44.	
T44	轴向	400	155.8	127.9	12	5	15.1
						34.	
T45	轴向	400	157.8	126.5	11	5	14.7
						47.	
T46	轴向	400	156.7	123.9	13	5	15.6
T40	切向	400	162.9	131.1	12	43	16.1
T41	切向	400	160.2	130.6	13	48	16
						49.	
T21	切向	400	153.4	126.9	12	5	16.7
T22	切向	400	157.4	129.6	13	48	15.8

[0030]						38.		
	T71	轴向	400	131.4	106.7	16	5	15.3
							42.	
	T72	轴向	400	131.7	106.4	16	5	14
	T75	轴向	400	132.8	106.8	16	41	14.6
	T76	轴向	400	134.6	108.6	18	43	15
	T77	轴向	400	131.9	108.1	17	42	15.7
	T78	轴向	400	132	106.8	16	40	14.8
							42.	
	T79	轴向	400	134.5	108.9	18	5	14.4
							40.	
	T69	切向	400	134.5	113	16	5	16.5
							39.	
	T70	切向	400	134.3	112.4	16	5	16
							46.	
	T73	切向	400	135.4	112.8	16	5	15.3
	T74	切向	400	134.7	113.5	15	48	17
	T82	轴向	400	148.2	118.5	15	38	15.2
							37.	
	T83	轴向	400	148.2	119.3	15	5	16.4
	T86	轴向	400	149.8	115.8	14	37	15.5
	T87	轴向	400	151.6	116.3	14		14.4
							37.	

						5		
	T88	轴向	400	152.3	115.1	13	35	14.9
	T89	轴向	400	150.6	116.2	14	35	15.5
							35.	
	T90	轴向	400	150.9	115.9	12	5	15.1
							29.	
[0031]	T80	切向	400	165.7	124.7	10	5	15.6
	T81	切向	400	162.1	124.8	12	38	15
	T84	切向	400	165.3	126.1	11	33	15.1
	T85	切向	400	164.9	122.9	12	32	15.7

[0032] 参考表 2, 栏 1 (最左) 标明了指定的测试序号; 栏 2 表明了测试方向, 即或者它在沿测试棒的纵轴的“轴”向, 或者通过成 90 度角 (测试棒的“切向”) 的棒的横截面上进行; 栏 3 显示了每一测试期间测量的棒的最高温度; 栏 4 列出了单位为 ksi 的极限拉伸强度; 栏 5 标明了每一试样的单位为 KSI 的 0.2% 残余变形 (offset) 屈服强度; 栏 6 显示了每一被测试样的延伸率百分数; 栏 7 列出了每一试样的断面收缩率 (area of reduction) 百分数; 和栏 8 展示出了每一被测试样的单位为兆磅 / 平方英寸的弹性模量。

[0033] 表 2 所示的不同强度值表明, 用于形成根据本发明的较长叶片的钛合金组合物, 即具有处于上述范围内的重量百分比组成的那些, 显示出该合金耐受此类施加于具有约 40 英寸或更长叶片长度终级蒸汽叶片上的增大的应力和载荷而不劣化或应力破裂的能力显著提高。

[0034] 附图中的图 1 是在距被测样品表面不同距离处对根据本发明所用的示例钛合金组合物进行的极限拉伸强度测试结果的图解说明。如图 1 所示, 测试合金以 ksi 为单位的 400 °F 极限拉伸强度在距样品表面不同距离处, 即距合金表面约 0.9、1.0、1.4 和 1.8 英寸距离处保持基本不变。

[0035] 虽然本发明已经通过现在认为是最实际和优选的实施方案进行了描述, 但应该理解, 本发明不局限于公开的实施方案, 而是相反, 意指覆盖包含在所附的权利要求的精神和范围之内的不同的修改或等价的变化。

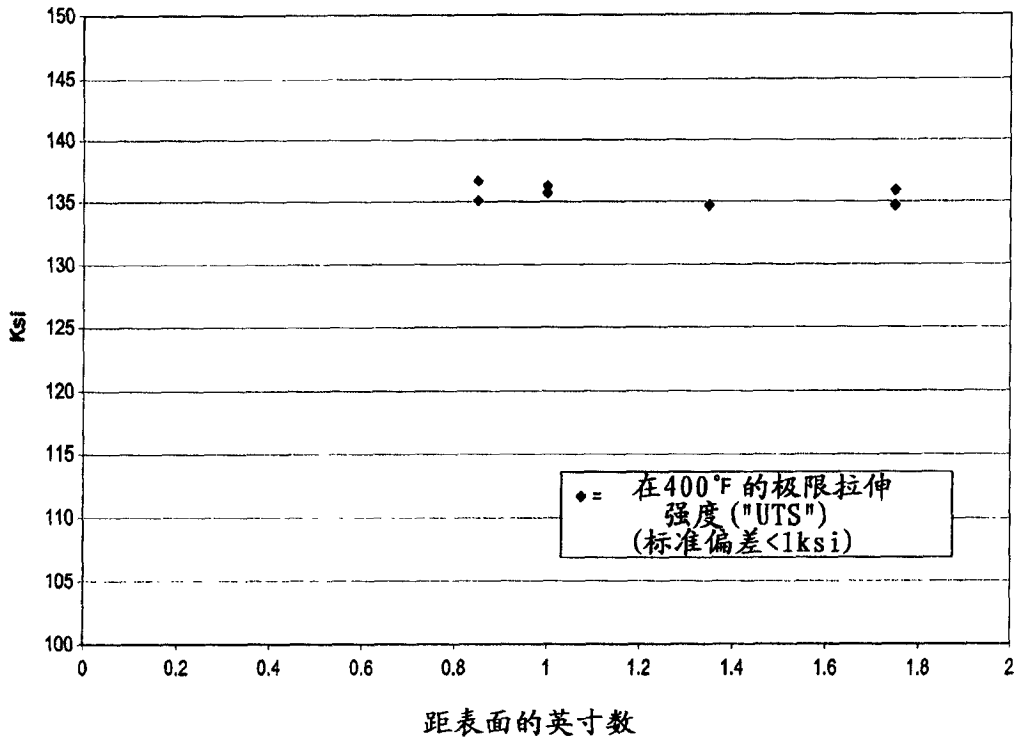


图 1