

现代飞机主要用材和热工艺 现状及发展趋向

(在中国航空学会材料及工艺1980年年会上的报告摘要)

颜 鸣 皋

表1 F-15用材一览表

部 位	结构重量 磅	铝	钛	钢	复合 材料	玻璃 纤维	其它
机 翼	3409	1900	1327	148	—	—	34
水平尾翼	611	176	292	33	75	1	34
垂直尾翼	473	168	145	18	107	4	31
机 身	6214	2935	2541	299	—	173	266
起 落 架	1322	441	95	449	—	—	337
发动机舱	102	—	72	26	—	—	4
进 气 道 (机身两侧)	1446	1168	138	46	—	—	94
共 计	13577	6788	4610	1019	182	178	800
%	100	50.0	34.0	7.5	1.3	1.3	5.9

一、前 言

世界航空科学发展史雄辩地证明，航空技术的发展与航空材料科学的发展有着密切的关系。欲达到最先进的飞机性能，一是从设计出发，从气动力学、结构力学上挖掘潜力，一是从材料上挖掘潜力。而后者所能发挥的潜力往往是十分显著的，例如若把发动机涡轮前温度提高100℃，则发动机推力可大大提高。所以美、苏等国历来都相当重视材料的研究，在这方面花费了大量的投资和人力。一般认为，如不在结构材料和功能材料方面采用大量优质高性能材料，要使飞机性能达到预期要求是难以实现的。

现将现代飞机和发动机的结构材料现状及发展趋向作简要的叙述。

表2 HiMAT研究机用材比例表

材料名称	石墨复合 材 料	玻璃 纤维	铝	钛	钢	烧结 钨	其它
结构重量 %	26	3	26	18	9	4	14

二、飞机结构材料

美国在七十年代中期服役的先进机种F-15及研制的HiMAT(一种高机动性遥控研究机)的用材情况大体如表1及表2所示。

从这两个表的对比说明：F-15机的用材与当前一般歼击机的区别是铝和钢的比例有所下降，钛合金比例明显上升，而复合材料只是尝试性地采用，比例甚小，不居主导地位。

1975年开始研制的HiMAT与F-15相比，铝、钛均有大幅度下降，而复合材料有了明显的增长。这表明保持高机动性的必要条件之一，就是要采用轻质高强材料。

1. 铝合金

在现代飞行器中铝合金仍然是主要的飞机结构材料，但必须改善抗应力腐蚀能力，提高断裂韧性。一般采用高纯度铝的铝合金，经过时效处理，可提高综合性能，不过由此又导致强度的

注：参加本文工作的有范棠、沈嗣唐、何晋瑞、刘才穆，以及情报室有关同志，特此致谢。

急速下降。近年来铝合金的一些新的工艺和合金化途径如图 1 所示。

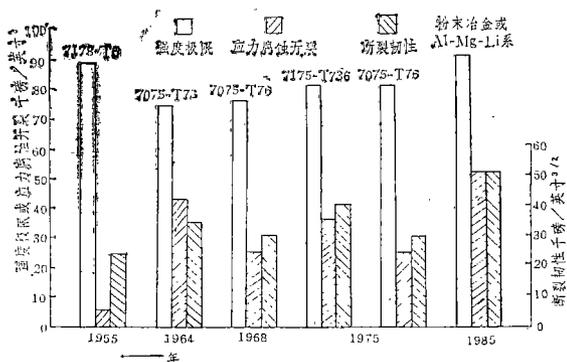


图 1 铝合金性能发展趋势

1) 合金化方面 提高合金纯度,降低Si、Fe、Cr等杂质含量以提高合金的疲劳性能、断裂韧性与短横向性能。

添加低比重的合金元素,发展 Al-Mg-Li 系合金。加入 3% 锂后不仅可提高比强度,并可提高比刚度,根据等强度计算,用 Al-Mg-Li 系代替一般 Al-Zn-Mg-Cu 系合金可以节省重量 10% 左右。

2) 热机械处理 这种方法的特点是,在保持原有强度的基础上,塑性、韧性、疲劳特性均可大幅度提高,使原来的脆性断口转变为塑性断口。

3) 粉末冶金 目前利用高纯合金粉末热压成型制备的 2024 与 7075 合金,可以提高其强度极限与屈服强度 20% 左右,其次,采用真空热压法可以获得厚板、锻件和挤压件。近年来用激冷法 (RSP) 制造超细晶粒铝合金以提高其综合性能的研究也有所进展。

预计在 1985 年采用高纯度合金粉末及热压法制备的结构件,不仅使静强度有所提高,而且可以显著地改进抗应力腐蚀性及断裂韧性。

2. 钛合金

钛合金由于比强度和耐蚀性优越,在现代飞机中是十分理想的结构材料。过去由于加工过程复杂,成本比较昂贵,曾一度限制了它的应用,现在这些问题正在逐步获得解决,它

在航空工业中的重要地位已确定无疑。目前已大量使用在新型高速飞机上,如表 3 所示。美国双三型高空侦察机 SR71 已用钛合金作机身框架,以及厚板件、薄板件和锻件。

表 3 各国机种使用钛合金的情况

机种	F-14A	F-15A	狂风	幻影 2000
结构重量, %	25	26.9	15~16	23

目前国外着重研究的是钛合金在工艺上的改进和质量控制,如超塑性成型和大型薄壁电子束焊,就是两个最成功的范例,而在等温锻方面目前仍处于试验阶段。

新合金的研制以高温合金为主,同时发展高强合金;在合金类型上则以 $\alpha + \beta$ 型 (包括近 α 型) 为主, β 型合金虽在成型工艺性能上有可取之处,但由于其稳定性和某些断裂性能较低而受到限制。现代各国主要钛合金及性能见表 4。由表中可以看出目前钛合金强度一般

表 4 各国钛合金的主要性能和用途

合金	合金类型	σ_b 公斤/毫米 ²	半成品的 主要品种	应用
工业纯钛	α	56.2	各种半成 品	腐蚀介质
Ti-5Al-2.5Sn*	α	84.3	板材和 锻件	发动机
Ti-6Al-4V*	$\alpha + \beta$	91.4	各种半成 品	发动机和 飞机结构
Ti-6Al-4V**	$\alpha + \beta$	112.5	锻件	高压容器 和火箭
Ti-6Al-6V-2Sn*	$\alpha + \beta$	105.4	板、丝、 锻件	飞机结构
Ti-6Al-6V-2Sn**	$\alpha + \beta$	126.5	锻件	武器装备
Ti-8Al-1Mo-V*	$\alpha + \beta$	91.4	锻件	发动机
Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo*	$\alpha + \beta$	91.4	锻件	发动机
Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo**	$\alpha + \beta$	126.5	锻件	发动机
Ti-13V-11Cr-3Al**	β	126.5	板、丝 锻件	飞机结构
BT-1	$\alpha + \beta$	125	锻件	发动机
IMI 685	近 α	101	锻件	发动机

* 退火状态; ** 淬火时效状态。

<126 公斤/毫米²，而断裂韧性大多低于200公斤/毫米^{3/2}，因此国外认为，在一段时期内高强钛合金的发展目标是 $\sigma_b=126\sim 140$ 公斤/毫米²，低周疲劳强度为Ti-6Al-4V的3倍， $K_{Ic}=210$ 公斤/毫米^{3/2}。

3. 结构钢

结构钢由于工艺简便，性能稳定和某些高强钢在比强度上仍高于一般钛合金，故在今后十几年内仍然是起落架、主要接头等构件的备选材料，在500℃附近使用的高强钢（中温高强钢和马氏体时效钢）其比强度仍然是领先的，故可以预言，钢在今后飞机材料中仍然占据重要位置。但是钢在强度方面的潜力，当前受到一定限制。一般强度大于200公斤/毫米²后，随之而来的是应力腐蚀、疲劳强度和断裂韧性降低。为了保证必要的比强度、比刚度和其他综合性能，目前使用高强钢的级别大多低于200公斤/毫米²。

几种起落架用高强钢如4340、300M等的强度与断裂韧性的关系见图2，另外强度与应力腐蚀强度临界值的关系大体上与图2相似。

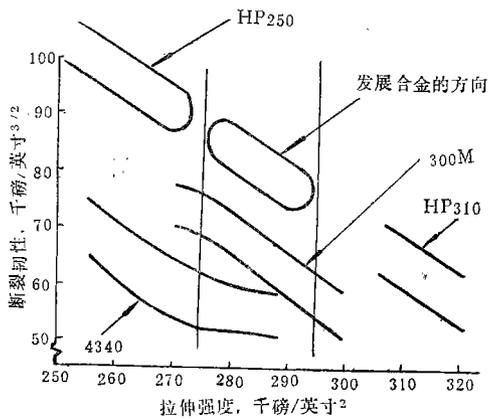


图2 起落架用高强钢强度与断裂韧性的关系

由图2可知，目前下一代高强钢主要是在保持300M强度的水平上，致力于提高 K_{Ic} 及 K_{Isc} 。从不完整的数据看，法国的35NCD16在断裂韧性、抗应力腐蚀方面得到较明显的改进，而美国的AF1410上述性能也有了重大突破。

高强钢的采用还必须有真空冶炼、多向锻造、真空热处理、喷丸、防护、闪光焊、电子束焊等工艺的相应发展。

4. 复合材料

复合材料在飞机上的应用，发展极为迅速。七十年代初开始在军用机上试用，1974年正式用于生产，现已在民用机上试用。对于发展高性能歼击机来说，它将是不可缺少的材料。

复合材料可以有很多定义。这里指的是以高强度、高模量纤维增强的所谓先进复合材料，以区别于玻璃钢一类的一般复合材料。在美国最早发展的是硼纤维，后来英国发展了碳纤维和石墨纤维。近年来美国杜邦公司又发展了高模量的有机纤维（Kevlar-49）。国外正在研制的还有各种碳化硅和氧化铝等无机纤维。由于硼纤维昂贵，即使在美国，现在大量使用的也是石墨纤维。基体材料可以是合成树脂，主要用环氧树脂；要求耐热的，则用聚酰亚胺树脂；也可以是金属，一般用铝。现在绝大部分使用树脂基复合材料，金属基复合材料只用于发动机叶片等特殊部位。

复合材料的特点，除比强度、比刚度较铝、钢、钛高得多以外，突出的是它可以根据构件各部位受力情况确定纤维的铺层方向和层数，并可根据结构要求一次压成，减少切削加工和零件数目，从而减轻重量，降低加工成本，提高构件整体性。复合材料在飞机机体上应用的示例见表5。

目前，在军用机方面正准备将复合材料应用到机翼蒙皮、翼尖等受力件上，如F-18轻型舰载战斗机和AV-8B鹞式飞机，分别使全机采用复合材料占总重量的12.1%和15%。

复合材料是一种崭新的材料，不能用过去处理各向同性材料的概念来进行设计，也不能用过去一套办法来处理设计、材料、工艺诸方面的协作关系。国外正在发展一种将力学分析、设计、材料、工艺几方面技术力量结合在一起的组织形式来发展复合材料结构的研究试制。

当前，国外在复合材料方面的研究工作是

表5 复合材料在飞机机体上应用示例

机种	构件	材料及其结构形式	说明
通用动力公司 F-111 战术战斗机	1. 空气折流板 2. 主起落架舱门 3. 机翼后缘板 4. 平尾	硼 / 环氧	1, 2 是第一批复合材料构件, 1967 年装机试飞, 3. 比金属减轻 16%; 4. 比金属减轻 27%
麦 - 道公司 F-4 战斗机	方向舵	硼 / 环氧 面板内夹全厚度铝蜂窝芯	1968 年制成并试飞, 比金属减轻 35%
麦 - 道公司 F-15 空中优势战斗机	1. 整个尾翼 2. 减速板 3. 刹车盘	1. 硼 / 环氧 2. 石墨 / 环氧 3. 碳 / 碳	1. 1971 年制成, 比金属减轻 22~25%; 2. 比金属减轻 33%; 3. 减轻 24%, 使用寿命增长
通用动力公司 F-16 轻型战斗机	1. 垂尾、全动平尾、方向舵 2. 刹车盘	1. 石墨 / 环氧 面板, 内夹铝蜂窝芯 2. 碳 / 碳	1. 比金属减轻 30%; 2. 减轻 24%, 使用寿命长; 全机用复合材料占结构总重量的 3.4%

紧紧围绕着如何保证复合材料构件产品质量的稳定以及研究新工艺, 降低材料成本和如何估算使用寿命、如何达到最佳设计等方面进行的。

玻璃纤维增强塑料在飞机上仍将采用, 如机头雷达罩和各种天线罩必须使用这类材料, 现今国外已用缠绕工艺代替了铺层工艺, 实现了自动化。

三、发动机结构用材及热工艺技术

高机动性飞机的实现关键在高推重比发动机的设计和生产。国际上研制的推重比为八左右的发动机有以下几种: F-100, F-401, F-101, YT-101, F-404 等, 正式使用的为 F-100, 已装备美国空军的 F-15 和 F-16 战斗机。其他四种发动机还在继续研制或尚未正式使用。上述发动机, 特别是 F-100 所用的材料 (其主要零件材料见表 6) 和热加工工艺有以下几个方面的特点。

1. 使用定向凝固、精密铸造异形孔叶片工艺以提高涡轮叶片、导向叶片性能

表6 F-100发动机构件一览表

级	转子叶片	静子叶片	盘	
压气机	Ti-811	Ti-6246	Ti-6246	
			Ti-811	
		Ti-6246	Inco-718	Ti-6246
	IN-100**			
	Incoloy901		Waspaloy	Waspaloy
				IN-100**
	Waspaloy	Waspaloy	Waspaloy	
			IN-100**	
	涡轮	M200+Hf*	M200+Hf*	IN-100**
IN-100		IN-100		

*指定向; **指热等静压成型。

F-100 发动机的一、二级涡轮转子采用了 M200+Hf 镍基高温合金定向叶片。其所以明显地提高使用温度, 是由于消除了大部分横向晶界, 从而显著提高了叶片寿命。一般可提高热疲劳 10 倍, 持久塑性 10 倍, 持久寿命 2 倍, 中温性能 6~8 倍。NASA 发现 Mar-M200 和 IN-100 定向凝固比普通铸造的热疲劳大 100 倍, 并有较长的蠕变寿命。

因此, 要发展高性能的发动机, 采用定向凝固涡轮叶片是很重要的技术途径。

2. 采用粉末热等静压成型工艺制造涡轮盘与压气机盘

F-100 发动机能达到推重比 8 的先进水平, 与定向凝固叶片和粉末冶金技术的运用分不开。据报导, 它的 1~4 级涡轮盘, 六、八、十级高压压气机盘都是 IN-100 粉末合金盘, 一、四、五级压气机盘是 Ti-6246, 三级高压盘也是 Ti-811 粉末冶金的, 三级风扇盘也将采用 Ti-6246 钛合金粉末盘。

粉末热等静压有以下特点:

1) 解决了铸造中存在的严重偏析问题, 可使某些难变形的铸造合金IN-100, Rene95等合金粉末在热等静压下具有超塑性, 通过热等静压成型后还能锻造变形;

2) 由于热等静压是各向均匀承压而变形, 基本上可以达到各向同性;

3) 大大简化工序, 减少机加工, 提高材料的利用率和成品率, 降低成本40~50%。

图3示出涡轮盘材料的发展趋势。

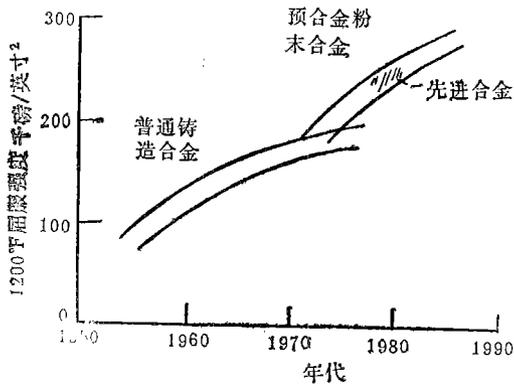


图3 涡轮盘材料的发展趋势

另外, 采用粉末热等静压技术尚有以下发展前途:

(1) 用以发展新的高温复合材料;

(2) 发展整体结构, 如整体盘;

(3) 用于制造复合结构, 不同零件不同部位可配制不同的合金成分以满足不同的性能要求;

(4) 其他如通过热等静压扩散焊, 铸件热等静压致密化处理, 可消除缺陷; 还可用于零件翻修延寿等等。

3. 大量使用钛合金

先进发动机的压气机与风扇大量使用钛合金, 在538℃以下, 钛合金比强度不仅高于耐热不锈钢, 而且也高于镍基合金。此外F-100发动机的静子机匣结构许多部位都采用了高温、高强的钛合金。还采用了相应的钛合金精锻叶片、超塑性锻造盘件以及焊接新工艺(如电子束焊、扩散焊、等离子焊等(以进一步减轻重

量, 提高性能, 降低成本。

4. 使用相应的高温防护涂层

随着发动机涡轮前工作温度的提高, 对材料的抗蚀性要求也越来越高, 表面必须有防护涂层。国外除继续对铝化物涂层研究改进外, 也广泛研究各种各样的合金涂层, 典型的为Ni(Co)CrAlY。涂层工艺为料浆焙烧; 电子束真空蒸发; 离子镀等等。

另据报导, F-100高低压涡轮叶片(PWA 1422与IN-100)有PWA73涂层保护。IN-100涂复了NiCrAl(YSi)包覆层后, 再渗铝, 在含海盐的900℃音速燃气中进行热腐蚀试验, 暴露200小时, 使IN-100基体完全免受侵蚀, 损失(4毫克)不明显, 而IN-100涂复普通铝化物涂层后, 在40小时内即失效, 200小时后失重超过7400毫克。

5. 发展新型耐高温材料及陶瓷金属

耐高温材料是目前最活跃的领域之一, 其发展趋势可见图4和5, 叶片材料的发展历史和趋向, 大体可分为三代: 第一代(六十年代)为真空冶炼的镍基或钴基高温合金; 第二代(七十至八十年代)为定向凝固的高温合金, 包括共晶合金及纤维增强高温合金。图6示出高温纤维增强材料的一些性能对比, 说明高温复合材料也是很有前途的领域之一。获得高温高强材料的途径之一是通过纤维增强和自生纤维增强的方法。对于这类合金目前主要是探索提高抗氧化性能; 第三代(九十年代)高温陶

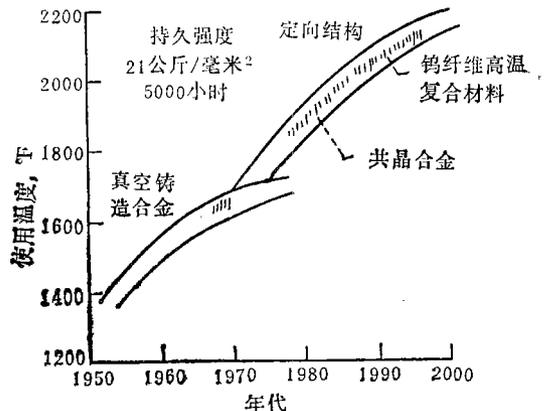


图4 涡轮叶片材料的发展趋势

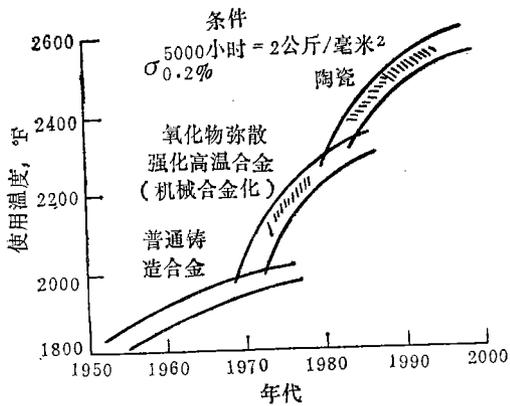


图5 涡轮导向叶片材料的发展趋势

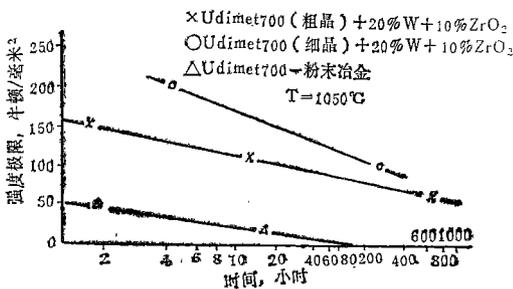


图6 金属基陶瓷纤维增强材料性能对比

瓷材料，目前着手研究氮化硅及碳化硅。在性能方面着重于1300℃左右的高温断裂韧性，估计九十年代可以实际应用。

四、航空用非金属材料

航空用非金属材料总的发展趋势，是在研究提高材料耐热性的同时提高材料的耐环境性，延长使用寿命。飞机上使用的非金属材料，过去绝大部分是利用它们某一方面独特的性能，如橡胶的弹性，塑料的电绝缘性，即用作辅助性的功能材料。目前则正在发展进入结构材料的行列，例如胶接材料、工程塑料、纤维增强塑料等，越来越要求在材料断裂、疲劳等方面开展材料的性能研究。现将航空用几类主要非金属材料的使用发展情况简述如下。

座舱透明材料 国外大部分都还用改性的聚甲基丙烯酸酯，属于所谓有机玻璃类；大都采用定向工艺。聚碳酸酯，可耐热160℃，冲击韧性特别好，但透光度差些，不耐磨，要涂耐磨

涂层。最近报导，由于聚碳酸酯耐磨问题解决不好，又有发展耐热丙烯酸酯类玻璃的趋势。为了防鸟撞，都用夹层结构；无机/无机，无机/有机，有机/有机等都有。

胶接材料 主要用于蜂窝夹层结构，铝、玻璃布、纸、聚酰胺薄膜(Nomex)铝蜂窝结构件都有专业化工厂生产，其中以铝蜂窝构件与复合材料面板内夹Nomex蜂窝的轻型结构件使用最多。胶接夹层结构的主要问题是防止腐蚀，曾采用三种解决办法：过去是靠边缘涂密封胶，但仍免不了进水腐蚀；二是改用无孔蜂窝；三是采用磷酸阳极化表面处理，现可说已获解决。国外大都使用胶膜代替胶液，在胶接工艺车间排除了溶剂的危害。

密封材料 座舱密封和整体油箱密封仍都采用聚硫橡胶型的。耐热部位用室温硫化硅橡胶；硅橡胶不耐油，现在有改性的硅氧、硅氟橡胶；耐热耐油的密封材料正在发展用环氧或聚氨酯改性的液体氟橡胶。

橡胶 现在主要是发展耐热耐老化的橡胶。空气、氧气系统都用硅橡胶，主要是改进撕裂强度和高温强度。耐油部位用氟橡胶，主要改进低温性能和压缩永久变形以及工艺性能。乙丙橡胶，氯醇橡胶，氯磺化聚乙烯橡胶耐老化都很好，氯醇橡胶做的薄膜可以封存十年，使用寿命也大大提高了。国外很注意橡胶零件的包装，一个零件用一塑料袋包装，今后的趋向是取消橡胶零件保管期的规定。

工程塑料 用来代替金属制作齿轮、滑轮、电器元件架以及其它零件，成型工艺简便，重量轻，大都还有自润滑性。国外用的主要有氟塑料，聚酰胺(尼龙)，聚甲醛，聚砜，以及所谓ABS(丙烯腈、丁二烯、苯乙烯共聚物)和DAP(聚邻苯二甲酸二丙烯酯，俗称电酯)等。

电绝缘材料 不含溶剂的电机绕线浸渍漆正在推广。较新的聚酰亚胺薄膜，以及氟塑料薄膜都属于C级绝缘，为提高电机工作温度、缩小电机体积重量创造了条件。

燃油 国外很多发动机已使用大比重煤

油。对石油部门来说,可利用重馏分,收率高。对高空高速飞机来说,它挥发性低,高空性能好,热稳定性好,而且同一油箱体积能装的油发热量高,可以提高飞机航程3~5%左右。

润滑油 国外发展合成润滑油按工作温度分成四种类型:双酯油(-54~175℃),多元醇酯油(-40~204℃),芳香醚油(-18~316℃)和聚苯醚油(4~370℃)。

液压油 国外采用精制石油基油的方法,提高工作温度,耐更高温度的正在研制硅酸酯油,主要解决其水解问题。民用机大多为抗燃的磷酸酯油。

润滑脂 趋向是使用合成油配制的通用型润滑脂,耐热性高,贮存稳定性好。各种干膜润滑剂也得到了普遍使用,可以涂敷或烧结在摩擦接触部位长期使用,不会流失。

油漆 国外普遍使用脂肪基聚氨酯漆作为飞机蒙皮漆,可以在湿热带条件下使用五年。

纺织材料 国外主要发展了耐热的芳香族聚酰胺纤维,使用温度可达200℃以上。

所有上述航空用较新的非金属材料,国外大多都在研究,一部分已正式生产。

以上仅是当代飞机用材的一个梗概,由于水平和收集资料有限,难免有错误和遗漏。希望读者指正。

会议动态

K14合金和K19合金 通过鉴定

三机部、冶金部于1980年4月23至26日在上海联合召开了K14和K19合金鉴定会,有关的科研、生产和使用单位的代表出席了会议。

与会代表听取了五一厂、四二〇厂、上海钢研所、钢铁研究总院和六二一所等单位提出的有关K14、K19合金和零件的研制、生产和试飞的技术报告,审议了有关技术文件。经过讨论,一致通过了会议纪要和K14、K19合金科研成果鉴定书。

代表们认为,K14、K19合金是根据我国航空工

业的需要,结合本国资源情况,自行设计和研制的铸造高温合金。合金成分各有特点,性能与国内外同类合金相比,分别达到了较好水平。

可以推广K14合金作为900℃以下工作的涡轮导向叶片使用,K19合金作为800~1000℃工作的涡轮叶片材料。(龙鸿建)

* * *

一批新的国家标准即将施行

国家标准总局已正式批准《钢材断口检验法》、《苯类产品溴价测定法》、《专用纯铜板》等二十三个国家标准草案为正式国家标准,新标准自一九八〇年九月一日起实施。

国家标准总局已正式批准《塑料及树脂缩写代号》等七个国家标准送审稿为正式国家标准,新标准自一九八〇年十月一日起实施。

现将标准号及标准名称报导如下:

国家标准编号	标准名称
GB1814-79	钢材断口检验法
GB1815-79	苯类产品溴价测定法
GB1816-79	苯类产品反应测定法
GB1817-79	硬质合金常温冲击韧性试验方法
GB1818-79	金属表面洛氏硬度试验方法
GB1819-79	锡精矿中水份量的测定
GB1820-79	锡精矿中锡量的测定
GB1821-79	锡精矿中铁量的测定
GB1822-79	锡精矿中铜量的测定
GB1823-79	锡精矿中铅量的测定
GB1824-79	锡精矿中砷量的测定
GB1825-79	锡精矿中铋量的测定
GB1826-79	锡精矿中铊量的测定
GB1827-79	锡精矿中铟量的测定
GB1828-79	锡精矿中三氧化钨量的测定
GB1829-79	锡精矿中硫量的测定
GB1830-79	锡精矿中三氧化二铝量的测定
GB1831-79	锡精矿中二氧化硅量的测定
GB1832-79	锡精矿中氧化镁量的测定
GB1833-79	锡精矿中氧化钙量的测定
GB1837-80	专用纯铜板
GB1838-80	镀锡钢板(带)锡层重量测定方法
GB1839-80	镀锌钢板(带)锌层重量测定方法
GB1844-80	塑料及树脂缩写代号
GB1845-80	聚乙烯树脂分类型号和命名
GB1846-80	聚醚醚树脂稀溶液粘度试验方法
GB1847-80	聚甲基醚树脂稀溶液粘度试验方法
GB1841-80	聚烯烃树脂稀溶液粘度试验方法
GB1842-80	聚乙烯环境应力开裂试验方法
GB1843-80	塑料悬臂梁冲击试验方法

(六二一所标准化室 供稿)