

关于航空材料及热工艺 发展中的一些展望

颜鸣皋 刘才穆

一般认为,现代文明的三大支柱——材料、能源和信息,这些是影响全局的综合性科技领域。航空科技发展的历史和现状都证明它们对飞机性能的重大影响,而且这种影响今后将更为突出。

预计未来的二十年中,飞机性能的提高和改善,将在相当大的程度上寄希望于材料和工艺的发展。

一、航空材料和工艺 的发展趋势

预计到2000年时,将会出现推重比12的发动机、全复合材料结构飞机、高超音速($M \geq 4$)飞机、隐形飞机等。在九十年代,飞机的战术和技术性能将会发生巨大变化,从而导致对材料和工艺提出更高要求。总的趋势是:

1. 各类各向异性材料(如复合材料、定向材料)、粉末合金和高分子材料等,在飞机上应用的比重会越来越大。

2. 广泛利用材料的物理、化学效应来发展各类新型功能材料。功能材料在燃烧过程及特设中将会发挥日益显著的作用。在解决飞机的隐形性、高超音速飞机翼面气体粘滞层等问题时,功能材料具有特殊的重要性。

3. 整体复合构件及多重性能复合构件的应用将更为广泛。

4. 疲劳断裂本质的深入研究,将导致新的结构设计思想和材料设计思想的产生,一批抗疲劳断裂的新材料、新工艺技术将会随之问世。

二、航空材料及工艺 发展的几个重要方面

当前所酝酿的下一代飞机的着眼点,仍然是机动性、中低空性能、持续巡航速度与节能等问题。九十年代中期,以美国先进发动机为代表的计划可能实现, $M \geq 4$ 的飞机和全复合材料的飞机可能取得进展,这些飞机和发动机在性能上都意味着有新的重大突破。在先进发动机中两个与材料密切相关的参数是:①涡轮进气温度大约是1650℃;②压气机级间增压比比现在提高30~40%,而推重比提高约30%,这就促使叶片材料、涡轮盘材料、压气机材料以及防护、焊接技术等有更大的发展。现就目前为满足这些要求而研究的一些材料和工艺的主要动向简介如下:

1. 发动机所用材料及工艺

叶片材料的发展最近二十年来,经历了如下阶段:变形合金(五十年代到六十年代);真空铸造高温合金(六十年代中期);定向凝固技术及材料(六十年代末);单晶及其合金(七十年代末)。从现在到九十年代,一般预计是定向共晶、粉末冶金+定向再结晶(RSR)、ODS氧化物弥散强化材料及陶瓷材料,它们的使用温度和100小时持久分别见图1和2。

1) 铸造工艺及材料

(1) 定向凝固技术与材料

从铸造工艺方面发展起来的定向凝固技

术, 其叶片工作温度比普通铸造叶片提高30℃左右, 已在多种发动机上获得采用, 目前仍继续在改善质量、提高生产率、降低成本等方面进行研究, 使之更为完善。

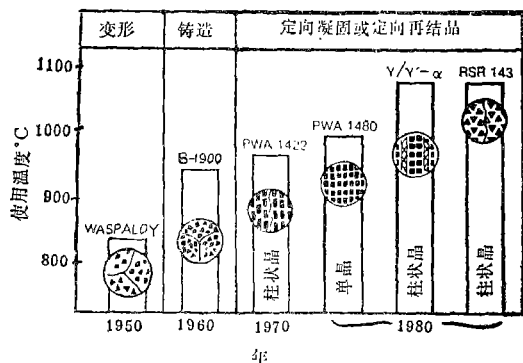


图 1 叶片材料的发展

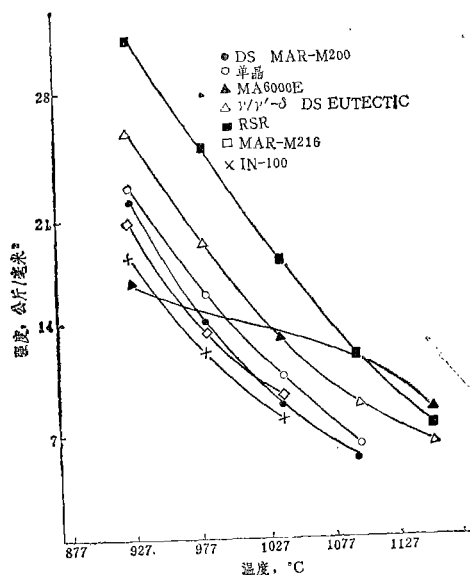


图 2 某些叶片材料的100小时持久强度

(2) 单晶材料

单晶从根本上消除了晶界, 在高温受载下处于更为有利的条件, 它与定向铸造技术优越性的比较见图3。1979年后通过降低和去除晶界析出元素、改进热处理和铸造工艺等措施, 有效地克服了重现率低等缺点, 使耐热性比定向铸造合金提高30℃左右, 当前正在发展中的超单晶, 可以使断裂寿命大幅度增加, 可能是一种十分有希望的新材料。

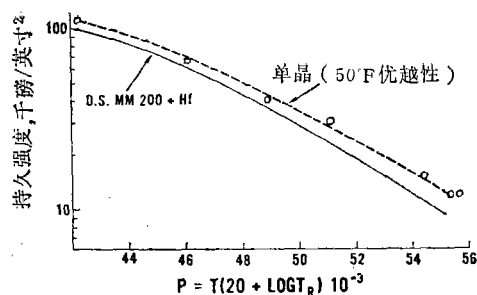


图 3 单晶与定向凝固材料的比较

(3) 定向共晶

定向共晶本质上也是一种复合材料, 利用共晶反应产物中某些强度高的相做增强纤维, 以强化塑性较好的基体相, 达到提高耐热性的目的, 据报导它比普通铸造合金的耐热温度提高75℃左右。

现在作为这种方法的共晶形式, 大致有 $\gamma' + \alpha$ 、 $\gamma + \beta$ 、 $\gamma/\gamma' + \alpha$ 、 $\beta + \alpha$ 等。

以上铸造叶片材料本身固有的偏析大、不均匀性、存在铸造缺陷等弊病, 并不因这些工艺的采用而有本质上的变化。近年来虽用热等静压处理铸件, 使其致密性有所改善, 但目前进一步提高使用性能的更为有效的途径似乎是粉末合金加热等静压技术的发展。

2) 粉末合金及热等静压技术

这项技术使变形材料进入一个新的发展阶段, 用沉淀强化的高温合金, 通过这种技术制造的盘件、轴套, 已成功地用于F100、F404等发动机上, 使盘件的使用温度提高20℃。

同时, 在叶片材料方面, 氧化物弥散强化可以得到比定向合金更高的性能(图4、5)。

当前应用性能比较优异的是 MA6000E, 它是由金属粉(Cr、W、Mo、Ta)+中间合金粉(Ni-Al-Ti)+氧化物细粉组成, 采用机械合金化方法, 使其在高能球磨机中焊合, 后热挤压而成坯料。其性能比较示于图5。

近期还在高温合金中加入钨丝纤维, 以提高使用温度。由图6可知, 它比一般高温合金和共晶合金具有更高的耐热性。

近年极受重视的超细粉末快速冷凝技术被

认为是一项突破性的进展,它是在冷速 $10^4\sim10^6\text{ }^\circ\text{C}/\text{秒}$ 下获得 $10\sim100$ 微米的细粉,其过程为:挤压→超塑性轧成薄板→照相腐蚀冷却通道→液相联接→定向再结晶→电化学加工,这样制成叶片。这种叶片可用于涡轮进气温度为 $1650\text{ }^\circ\text{C}$ 的发动机,仅此项技术的应用就可提高推力30%。预计80年代末期可投入应用。

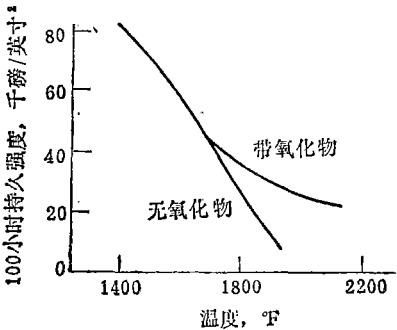


图 4 氧化物弥散合金的优越性

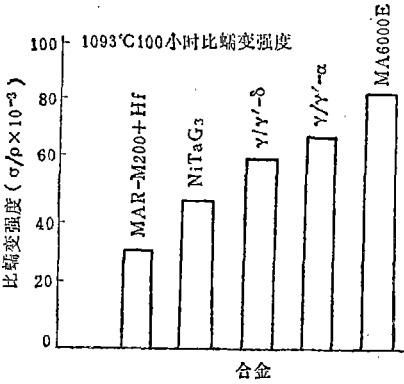


图 5 ODS弥散强化合金与其他合金之比较

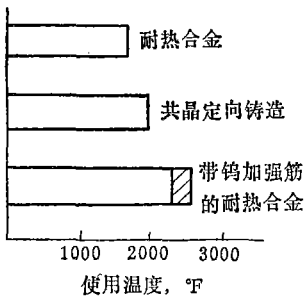


图 6 钨丝加强合金与其他合金之比较

另外,陶瓷材料具有低比重、高热强性和

抗氧化性、一次成型性等优点,近年来已被认为是新一代叶片材料。目前仍以 Si_3N_4 为基的金属陶瓷为主,集中解决陶瓷材料的脆性问题。

3) 表面防护技术与材料

研究表明良好的防护可以提高零件的耐热性能并延长其使用寿命(见图7)。

当前较引人注意的几个方面是:铝化物及改进型铝化物涂层;物理蒸汽沉积 MCrAlY 涂层;真空等离子喷涂;陶瓷/金属复合涂层。其它方面的新技术尚有离子注入技术以及激光表面合金化等等。

提高和改进涂层和以其它方法来改进防护能力是问题的一个方面,另一方面加入添加剂消除燃气中的有害气氛,调整空气/燃油比来减缓侵蚀程度也日渐引起重视。

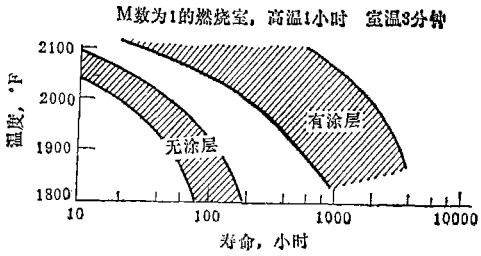


图 7 涂层对寿命的影响

2. 飞机结构材料

飞机结构材料三个方面主要课题是:①轻质高强材料的研究;②过“热障”材料,特别是非金属材料的研究;③提高和改进现有材料抗应力腐蚀和抗疲劳性能。

1) 复合材料

复合材料由于比强度高,一般减重可达30%左右,受到广泛重视;它的某些应用见表1;但目前仅用于非受力构件,而其韧性、吸湿性、静电效应、防火性等问题还有待解决。

目前在美国宇航局进行研究的新型复合材料大致可分为三种类型,见表2。

金属基复合材料是解决重量轻、耐高温、刚度大、导热好、膨胀小、裂纹抗力大的新型材料的一个重要途径。而且它在许多性能方面也优于树脂基复合材料,是主要受力构件的备

表1 复合材料构件在美国运输机上的应用情况

零 件	复 合 材 料	结 构 形 式	原件重量 (公斤)	复合件重量 (公斤)	减 重 (%)
C-130 中翼匣	硼/环氧	加强铝	2240.0	2017.0	10.0
L-1011 整流片	Kevlar/环氧	Nomex 蜂窝 与实心夹层板	13.8	10.1	26.8
B-737 扰流器	石墨/环氧 与玻璃钢	铝蜂窝夹层板	7.1	5.9	16.9
DC-10 后机身	硼/铝	实心夹层板	2.2	1.6	27.3
DC-10 后舵	石墨/环氧 与玻璃钢	带肋蒙皮	41.4	27.8	32.9

表2 新型复合材料

类型	纤维	基 体	应用范围(°C)
I	玻 璃 石 墨 芳 纶	树 脂 聚 合 物	150 316
II	硼 石 墨 铝 矾 土	铝 钛	316 538
III	钨 石 墨 碳化硅	高温合金 玻璃/陶瓷 碳	~1370 ~1650 >1650

选材料。1979年以来国外大量转向这一领域，据称某些主要技术关键已有所突破。

不难看出，一个以纤维增强为主体构成一个航空材料体系的实际前景是存在的。

2) 钛合金

钛合金在飞机和发动机上的应用越来越广泛，并且日益扩大到多种民用产品上去。

目前钛合金的主要趋向是：新合金的发展方面，当前以提高断裂韧性和耐热性为主要目标，并已取得某些进展，例如以前者为目标的Ti-6.5Al-5Mo-1.5Cr的(α - β)合金；以后者为目标的Ti-5.5Al-3.55Sn-3Zr-1Nb-0.3Mo合金和Ti-Al化合物为基的合金；正在

探索的是第二相强化合金以及耐高温和低铸造温度的合金，其次是采用不同工艺途径来提高合金的性能，如熔炼、机械热处理、超塑性成型及扩散焊接、粉末冶金等，也颇受重视。

有关铝、钢方面，主要是提高纯洁度、改进热处理工艺、提高疲劳断裂及抗腐蚀性能等工作，已有许多专门文章介绍，故不赘述。

3) 疲劳与断裂

航空零件的破坏，大都经历了裂纹形成→扩展→断裂的过程，结构材料最本质的要求就是在一定的静力或动力强度下，有抗裂纹生成、抗扩展和抗断裂的能力。当前必须提供接近航空使用条件的、表明材料特征的、可供设计使用的数据、机理和模型，以此作为衡量材料研究、制定工艺、进行寿命估算的依据。这是材料研究的中心环节和基础之一，否则上述一切材料发展就会失去航空特征的尺度。

这方面总的要求是研究材料在接近使用条件下的行为和变化规律，即研究时空条件下的过程问题。具体讲飞机方面主要是程序与随机加载下、腐蚀环境下的裂纹形成和扩展问题。发动机方面主要是低周疲劳、热疲劳、蠕变和疲劳的交互作用、抗燃气腐蚀的机理等等。

配合以上材料及性能的发展和要求，测试
(下转第15页)

密，元素偏析就小。

K3合金的Cr、Al、Ti、Mo表现为正偏析，而Co则为负偏析。显而易见，元素偏析度大，即枝晶间富集的Cr、Mo、Al、Ti等促进 σ 相析出的元素浓度大，有利于 σ 相的析出。而高温长期时效又为Co原子扩散和 σ 相成核提供能量条件， σ 相就容易析出。反之，元素偏析度小， σ 相析出就迟缓。因此，合金浇注后的冷却速度，在很大程度上影响 σ 相的析出。

预冷铸型法由于冷却速度较大，枝晶偏析小，显著减弱 σ 相的析出倾向。

总的说来，K3合金的化学成分对 σ 相析出倾向性起决定作用。但是，铸造工艺因素也有很大的影响。尤其是当化学成分在中限时，铸造工艺因素往往有着决定性影响，若冷却速度控制得当，就可能不析出或减缓析出 σ 相。反之，若控制不当，就有可能加快 σ 相的析出。

表 3 电子探针分析枝晶偏析平均结果（半定量）

炉 号	G 1 (枝晶粗大， σ 相析出倾向大)				G 3 (枝晶细密， σ 相析出倾向小)			
	枝晶轴	枝晶间	偏析值	偏析度%	枝晶轴	枝晶间	偏析值	偏析度%
Cr%	11.10	13.30	+2.20	+16.5	9.87	10.67	+0.80	+7.5
Co%	4.84	2.98	-1.84	-62.4	5.19	4.79	-0.40	-8.3

四、结 论

1. K3合金成分偏上限或虽在中限但铸造工艺控制不当时，便有 σ 相析出。合金成分对 σ 相析出有决定性影响。K3合金的临界平均电子空位数 \bar{N}_v 值应控制在2.25，即 $\bar{N}_v > 2.25$ 时，可能析出 σ 相。合金元素Al、Ti、Cr和Mo、Co促进 σ 相析出，其中Al、Ti、Cr的影响最为强烈，Mo、Co次之，B和C有抑制作用。

2. K3合金的 σ 相首先在两相边界特别是 $M_{23}C_6$ 等碳化物边界上生核长大。等温转变过程符合“C”曲线规律。析出温度范围为750~975℃，析出峰的温度与成分有关，当成分偏上限时，为900~950℃，成分在中限时则为850~900℃。低于750℃长期时效或使用，不析出 σ 相。

3. 铸造工艺因素对K3合金 σ 相析出有重要的影响。尤其当合金成分在中限时，这种影响更为显著。凡使铸件慢冷的工艺因素（如：模温高、模组大、散热条件差等）都可能促进

σ 相析出。而快速冷却，尤其是预冷铸型法，则可以明显减缓 σ 相的析出倾向。

（上接第4页）

技术和无损检验等的发展也异常迅速，这是现代科学研究中不可缺少的物质和技术基础。

三、结束语

回顾过去，预测未来，归根到底是要促进我国航空材料研究的发展。我们目前的发展水平与国际先进水平相比尚有一定差距，仍需在一定时期内，在吸取和借鉴别人的技术经验和理论的基础上结合国情和自己的经验，集中几个主要方面进行工作。当前应以发展高强轻质材料、耐热材料及工艺、精密铸、锻工艺和防护及焊接技术等方面为主，同时要相应地开展理化性能及无损检验技术的研究。

（本文在准备过程中，得到陈德厚、俞克兰、全宏声等同志的大力协助，特此致谢。）