

F-15的材料和热工艺

六二一所周光焱

前言

F-15是美帝F-4的后继机,原设计思想是在67年苏修的米格23和25相继出世之后,美帝为了与之抗衡,保持空中优势而加速研制的。从最近日、美分析米格25之后,又与F-4、F-15和F-16所作的对比来看,F-15的确具有较佳的格斗性能。它符合近代战斗机减小翼载,增大推重比的特点,从而提高了爬升、加速和转弯性能,使之具备了优良的机动灵活性和距离更近的作战能力^[1,2]。

F-15的设计、用材和工艺都显示了一定的先进性,现根据已搜集到的资料整理如下,以供参考,因水平有限,不当之处,请指正。

F-15“鹰”式超音速战斗机是一架固定上单翼、单座、双发、双垂尾、翼载低、推重比大、机动灵活、利于近战的全天候战斗机。它的外廓尺寸比F-4大,但重量减轻5900磅。

1969年12月美空军正式选定麦克唐纳·道格拉斯公司为飞机研制的主承包商,并于1970年3月选中F-100-PW-100加力式涡扇发动机方案,以普拉特·惠特尼公司为主承包商。1972年7月第一架原型机开始试飞,从设计到试飞共花了两年零七个月的时间。

F-15的机架采用重量轻,强度高的多通道传力结构,重约27500磅。

F-15的结构布局^[3]

机身 主要由三段组成:前机身、机身中段和后机身。前机身,一直延伸到座舱盖的后端,是驾驶舱和电子设备舱。内部装有95%

的航空电子设备和90%的电缆。这段机身基本上是铝的。四个机身油箱和机炮均位于机身中段。机翼是用七个同轴凸耳接头连接在机身中段上的。该段承受大载荷的钛合金构件占重量的20.4%,其余是铝合金。后机身装载整个发动机系统。除尾翼外,后机身的其余部分都是钛合金,包括骨架、隔框、桁条和蒙皮在内。

机翼 为了能在高载荷下保持机动性,机翼的形状比较复杂,但装配和维护比较简单。唯一的活动部分是襟翼和副翼,没有扰流片和缝翼。机翼整体油箱位于副翼和襟翼分界线的内侧。机翼的前封闭梁是铝,内扭力盒的后三根翼梁是钛,其余是铝。整体油箱处的机翼下蒙皮是钛。机翼的前后缘、副翼和襟翼是铝蒙皮-铝芯结构。

尾翼 安定面采用金属骨架-复合材料面板结构,方向舵采用复合材料结构。

F-15的选材思想^[4]

该机的选材,考虑了下列因素:成本、重量、部件位置、强度、刚度、热稳定性、疲劳、断裂韧性、成形性、抗蚀性等要求。“部件位置”这一因素主要是以飞机重心作为参考点的。由于任何一种战斗机对重心后部的重量要求极为严格,所以考虑节约后机身重量比前机身更重要。也正是考虑到成本·重量·位置三者的关系,才在后机身大量用钛及复合材料,而前机身采用铝。

关于铝合金,从考虑抗蚀性出发,在F-15中优先选用过时效铝合金,而不采用过去飞机工业中惯用的强度高、但易受应力腐蚀的7075

-T6合金。而且,为了提高飞机的抗蚀性,还涂上一层淡兰色的脂肪族聚氨基甲酸酯漆,有效期大约为5年。

F-15中用材的比例, %:

铝	34.4	先进复合材料	1.0
钛	26.1	玻璃钢	0.6
钢	3.3	其它	34.6

F-15中使用锻件的情况(起落架、轮毂、刹车除外)^[5], 件:

铝合金锻件	295
铝合金精密锻件	62
钛合金锻件	108
钢锻件	61

F-15及其发动机各部位具体用材情况

下面根据已有的资料按部位从头至尾列述具体的用材情况(见图1)。

机头雷达罩 一个普通的环氧树脂-玻璃纤维缠绕的锥形壳件结构。

风挡和座舱盖 韧而轻的聚碳酸酯-韧性保护涂层(Sierracote 233)^[5]。

整体油箱密封剂 不硫化的氟硅橡胶,

为了防止密封剂被挤出加入粒状聚苯乙烯。该密封剂的热稳定性极好(-76~446°F),耐油性也好,对钛合金有很好的粘附性,缺点是在高温燃油的蒸气中曝露后,不能保持良好的物理性能(抗拉强度、延伸率、耐磨性)^[7]。

机翼 通过机翼全长的前封闭梁是7075

-T73铝合金锻件。外扭力盒的每根翼梁都是7175-T736铝合金锻件,内扭力盒的三根内侧翼梁和下翼面内侧壁板是退火的Ti-6Al-4V钛合金。机翼蒙皮是2124-T851铝合金整体加强壁板。

机身 中机身有4个Ti-6Al-4V钛合金

隔框。隔框由上下两部分组成,宽约10英尺,需用35000吨的设备进行锻造(图2)。机身大梁上的7个连接板是Ti-6Al-4V钛合金粉末热等静压件。

尾翼 水平安定面的扭力肋是等温锻造

的Ti-6Al-4V钛合金。安定面采用双翼梁结构,框、梁、肋均是Ti-6Al-4V钛合金。蒙皮采用铝芯-硼环氧复合材料面板构成的蜂窝夹芯结构。前后缘和端部采用铝蜂窝结构。方向舵采用由石墨纤维-环氧树脂制成的梁和肋,

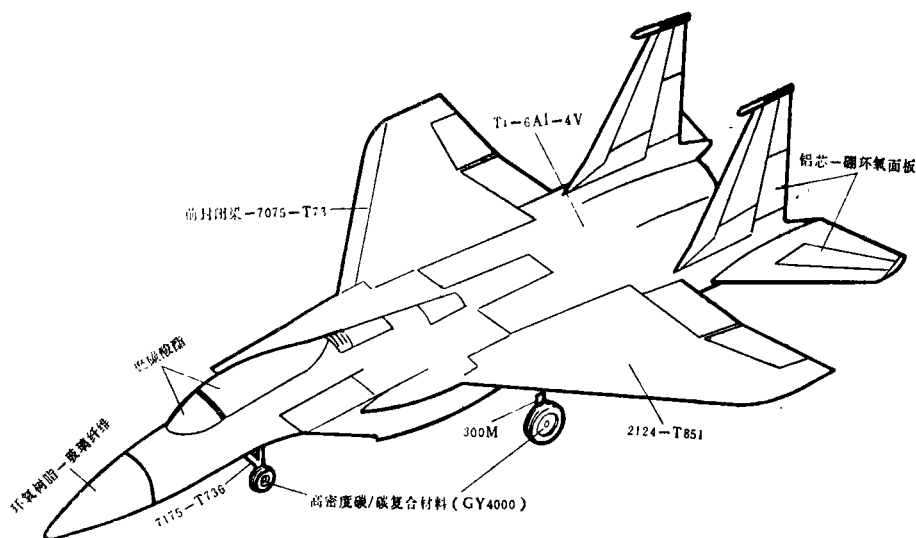


图1 F-15用材示意图

以及由硼纤维-环氧树脂面板-铝芯制成的蒙皮。在复合材料表面上还复以尼龙保护层。

减速板 石墨纤维-环氧树脂复合材料。该板宽约2.95呎长约3.44呎装在后机身上侧,可向上打开45°,比原先铝制的轻26%,只有250个零件,重量仅84磅,而铝制的却有1200个零件,重量约112磅^[3]。

起落架 前起落架采用7175-T736铝合金锻件,主起落架采用300M钢锻件。

刹车 采用多盘式结构,静动盘均采用古德伊尔公司研制成功的一种高密度碳/碳复合材料,牌号为GY4000。这种材料的耐磨性极好,能承受高达3992°F的温度,比同等能量的钢盘轻60%,使每个刹车装置减轻70磅,工作稳定,力矩速度曲线平直,与以前最好的刹车相比,寿命延长一倍^[9]。

铆钉、螺栓、螺母和连接件 采用2024、

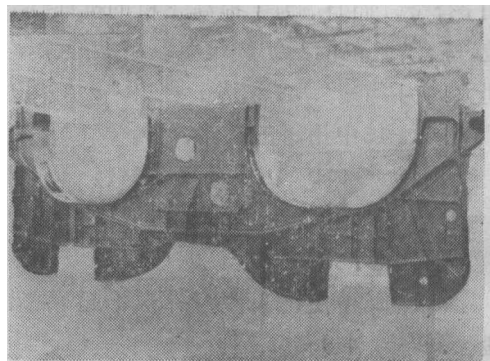


图2 下半部隔框

2124、6Al-4V、A286及PH13-8Mo。

发动机^[10-15]

F-100-PW-100发动机是具有3级风扇、10级高压压气机、冲压进气短环燃烧室、4级涡轮和新型平衡杆式收敛-扩散喷管的加力式涡轮发动机。在设计中仅以两项革新,一是定向结晶叶片,二是粉末冶金涡轮盘,就使发动机的推力超过F-111的TF30-P-3发动机6500磅,

表1 F-100发动机使用的材料

风 扇	压 气 机	火焰筒	涡 轮	加力燃烧室衬套	整流装置	加力燃烧室机匣,尾喷管调节片,密封件
盘 1、2、3*Ti-6-2-4-6 叶片 BSiC-Al复合材料 (未见正式使用)	盘 1、2*、Ti-6-2-4-6 3*Ti-8-1-1 4*PWA1016 5*PWA1027 6*In100 7*PWA1027 8*In100 9*PWA1027 10*In100 叶片 1、2、3*Ti-8-1-1 4、5*Ti-6-2-4-6 6、7、8、9*Incoloy901 10*PWA1005 轴Rene'95	Hasteloy-X	盘 1、2、3、4*粉末冶金 In-100 叶片 1* 转子 } 真空,精铸 静子 } 空心,定向 Mar-M200+Hf 2* 转子 } 空心、精铸 静子 } In100 3* 转子实心铸造 In100 静子空心铸造 In100 4* 转子 } 实心铸造 静子 } In100	Inconel625	Ti-3Al-2.5V-芯 Ti-6Al-4V-面板,3003Al钎料钎焊复合结构	Ti-芯 } 结构 Ti-面板 } 或 Ni-芯 } 结构 Ni-面板 }

为当前推力最大的发动机。现将其主要性能综述如下：

推力	11000公斤
推重比	8.24
机长	4.851米
重量	1360公斤
增压比	23
涡轮前进口温度	>1300°C

F-100发动机各部位使用的材料情况见表1。

从F-15看美国的 材料和工艺水平

为了称霸空中,美帝在F-15的设计、材料和工艺方面都作了一些努力,因而显得先进一些。譬如采用了7075-T73、7175-T736铝合金、Ti-6-2-4-6钛合金、PH13-8Mo钢、复合材料等。在热工艺方面有:“Gatorizing”超塑性等温锻造、钛合金的等温锻造以及粉末冶金的热等静压法。

下面就材料和工艺两个方面分别介绍。

T73处理^[16-22]

美国Alcoa试验室首先克服了Al-Zn-Mg-Cu合金(7000系合金)的应力腐蚀裂纹问题。曾发现,在300°F以上进行沉淀处理会显著提高对短横向应力腐蚀裂纹的抵抗能力和抗剥蚀能力。然而,商用合金在此范围内迅速加热到时效温度时,由于固溶沉淀物呈粗大的介稳定 η -相质点,合金的强度比T6状态低。

因此,在高温处理前,先利用在270°F以下的第一次时效引起的G-P区沉淀作用来改变沉淀物的形态。沉淀物的尺寸和分布状态的改变使强度增加,而又不牺牲抗应力腐蚀裂纹的能力,但比7075-T6的强度要低10~15%。

所以,从1960年开始采用的7075-T73状态包括:在270°F以下的第一次时效,随后在300°F以上的过时效处理。此种T73处理在六十

年代迅速获得广泛应用,出售了数百万磅的7075-T73产品,在使用中没有出现过应力腐蚀裂纹和剥蚀问题。

目前,经过T73处理的7075合金已成功地位代替7075-T6和7079-T6作为近代飞机结构中的主要材料之一(表2,3)。

表2 T6和T73状态的性能比较

材料	状态	σ_b ksi	σ_y ksi	δ %	一般 腐蚀	应力腐 蚀裂纹
7075	T6	83.5	73.4	11	可	有
	T73	73	63	13	可	无

表3 T73处理提高纵横向应力腐蚀抗力的情况

材 料	晶粒方向	在3.5%NaCl溶液中 交替浸渍30天,门坎 拉伸应力,ksi
7075-T73	纵	50
	长横	48
	短横	43

表4示出T73处理还能够提高合金抗断裂的能力(韧性或零件在受应力状态下抗裂纹快速扩展的能力,以吋-磅/吋²表示)。

表4 两阶时效对抗断裂能力的影响

成 分,%				方向	时效 处理	单位扩展能 吋-磅/吋 ²
Zn	Mg	Cu	Zr			
7.95	3.46	1.52	0.22	纵	1	0
7.95	3.46	1.52	0.22	横	1	0
7.95	3.46	1.52	0.22	纵	2	295
7.95	3.46	1.52	0.22	横	2	110

1——加热257°F, 24小时(普通时效)

2——加热225°F, 6小时
加热350°F, 8小时 } (两阶时效)

一般, 单位扩展能大于 50 吋-磅/吋²就算具有高的抗断裂能力。

下面将波音公司的工艺说明中规定的温度和时间列于表5可供参考*。

表 5 T73处理

7075	第一阶段	第二阶段
锻件	T6	339.8~359.6°F ^{8~10} 小时
轧制或冷精整棒	215.6~235.4°F ^{6~8} 小时	339.8~359.6°F ^{6~10} 小时
挤压件	215.6~235.4°F ^{6~8} 小时	339.8~359.6°F ^{6~8} 小时
薄厚板	215.6~235.4°F ^{6~8} 小时	314.6~336.2°F ^{24~30} 小时

注: 更详细的情况请见原工艺说明书。

7175-T736合金^[23] 是一种抗应力腐蚀能力高的高强度铝合金, 是严格控制成分加上制造经验, 利用7000系合金的一般强化概念得到的新合金, 经T6和T73处理后都比7075的性能高(表6)。

表 6 按专利制造的H.S.分别与7075-T6和7075-T73的性能比较

材料 态	纵			横		
	σ ksi		δ	σ ksi		δ
	拉伸	屈服	%	拉伸	屈服	%
7075-T6	75	65	7	71	62	3
H.S.-T6	86	76	7	77	66	4
7075-T73	66	56	7	62	53	3
H.S.-T73	76	66	7	71	62	4

2124-T851合金^[24] 是F-15的蒙皮材料, 是2024的发展, 主要降低了Fe和Si的含量, 各降低50%, 则改善了断裂韧性, 横向的 K_{Ic} 由20增至24ksi $\sqrt{\text{in}}$ 。

Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo^[25]

它是大型风扇、压气机盘和叶片所需的、硬化、可热处理、具有中温蠕变强度、低周疲

劳好和断裂韧性好的合金。该合金是美国钛金属公司发明的, 是Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo合金研究工作的继续, 目的在于提高抗拉强度水平。

合金成分, %:

Al-6.0 Fe-0.15
Sn-2.0 O-0.12最大
Zr-4.0 H-0.015最大
Mo-6.0

机械性能:

密度 0.169磅/吋³
拉伸强度(2½吋) 180 ksi
屈服强度(2½吋) 170 ksi
延伸率, % 8
断面收缩率, % 18

0.2%蠕变曲线(图3)

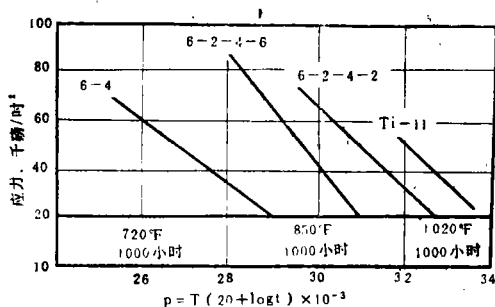


图 3

该合金在F-15的F-100发动机中用作压气机盘和叶片材料。

高强度钢

目前美国90%以上的起落架已不使用过去的4340钢, 而改用高Si的300M钢, 主要是考虑韧性, 特别是短横向^[26]。

PH13-8Mo

这种钢的韧性很好, 可以用作锻件、机身大梁、紧固件、起落架零件、轴、销等^[27]。此种钢除了具有所需的机械性能外, 实际上消除了由于形成脆性未回火新生马氏体而造成的表面材质的下降。

钢的成分(%)、工艺参数和机械性能(表7)如下^[28]:

C-0.05	Al-0.9-1.35
Cr-12.25-13.25	Si-0.1
Ni-7.5-8.5	S-0.008
Mo-2.0-2.5	P-0.01
Mn-0.1	N-0.01
锻造温度, °F	2150
固溶处理温度, °F	1700

表 7 PH13-8Mo 钢的硬化
处理条件和机械性能

硬化处理	σ_b	σ_T	δ	Ψ	V-缺口	硬度
F°/小时	ksi	ksi	%	%	呎-磅	Hc
—	166	120	17	65	60	33
950/4(H950)	225	210	12	50	20	47
1150/4(H1150)	145	105	20	63	80	33

工艺方面着重介绍：一、超塑性等温锻造，二、钛合金的等温锻造，三、粉末冶金的热等静压法。

“Gatorizing”

这是工艺的商业名称（以下简称G.法）〔29〕，实质上，是一种超塑性等温锻造法。它的中心内容是将材料在细晶粒，低强度、超塑性状态下进行等温锻造成形，然后通过热处理恢复强度和硬度。所谓超塑性，是指材料在拉应力下具有极大的延伸率，一般要大于200%。材料要有超塑性必须具备细晶粒的显微组织，在冶金上是稳定的，在超塑性温度下变形时，稍有或没有晶粒长大。

在In-100、Waspalloy和Astroloy三者之中，In-100合金是强度最高的镍基合金，因其强度高，高温变形阻力大，用普通锻造方法无法加工，只能铸造成形，通常采用精密铸造方法制造涡轮叶片。但莫尔等人发现，在制造工艺参数的某种综合条件下，不改变原来（铸造）的化学成分，充分利用In-100的超塑性（ $\delta > 1300\%$ ）特征，在普通设备上锻造涡轮盘。这就意味着能使铸造合金具有可锻性，成

为变形合金。

G.法能明显改善可锻性，以Astroloy合金为例，归纳于表8。

表 8 Astroloy合金盘件

制造方法	锻造温度, °F	应力, 磅/吋 ²
普通锻造	2150	45000
G.法	1900	1200

从表8可以看出，G.法的温度低250°F，应力减小到原来的1/37。

G.法适应的材料范围，按专利中的规定有Mar-M200、In-100、Inconel 718、Rene'41、Waspalloy、Astroloy、Udimet 500、InconelX、Inconel 625、Ti-6Al-4V、Ti-8Al-1Mo-1V、Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo。

G.法的主要内容分三个步骤：

1. 压缩变形（超塑性加工）是在温度低于材料正常的再结晶温度下，但在~450°F范围内，按 $\geq 4:1$ 压下量进行变形，使材料产生具有粒度 $< 3\mu$ 的再结晶显微组织，处于低强度、超塑性状态。

2. 锻造（等温下进行）是在温度不超过再结晶温度，但在350°F范围内，于热模具内，在惰性气氛中进行。

3. 热处理 恢复强度及硬度。

过去的模具材料都使用TZM钼合金（99Mo-0.5Ti-0.1Zr），目前采用TRW-2278镍基合金，成分与Mar-M200相似。因使用惰性气体，模具可用感应线圈加热，锻造时使用高温润滑剂。在压缩和锻造过程中应防止晶粒显著长大。

G.法生产In-100和Ti-8Al-1Mo-1V盘件的工艺参数如下：

In-100

压缩 1900~2100°F，5:1，

锻造 1800~2000°F，惰性气体，

热处理 2175°F，使晶粒长大。

Ti-8Al-1Mo-1V

压缩 1300~1800°F, >4:1,

锻造 1600~1800°F, 无污染气氛,

热处理 1675~1825°F。

一般, 直径12吋的小型喷气发动机盘件采用铸锭(均匀细小等轴晶-最少的粗大偏析), 而大型涡轮盘和压气机盘最好采用粉末金属预制坯, 特别是In-100之类的高合金化的镍基合金。这种材料的大铸锭, 不仅很难生产, 而且偏析严重。F-15 的发动机涡轮盘目前就是采用粉末合金生产的^[30]。

G.法的优点有: ^[31]。

1. 材料的用量为普通锻造的 $\frac{1}{4}$ 或更少, 材料越贵, 节约的成本就越多, 以锻造Astroloy合金盘为例, 每个盘可节约240磅(表9)。

表 9 节约材料的情况

方 法	机加工后的 锻件重量 磅	用 料 磅
普通锻造	150	400
G.法	150	160

2. 形状复杂的零件可以一次锻成。

3. 可以使用小吨位的锻压设备。

G.法的关键是第一个步骤, 即产生 细晶粒

结构, 从普拉特·惠特尼公司的工程人员发表的一个控制晶粒的工艺方法中可以看出些门路(图4), 可供参考。此法可以使镍基合金产生极细的晶粒, 可以达到 ASTM-12 标准中的10级或更细^[32]。

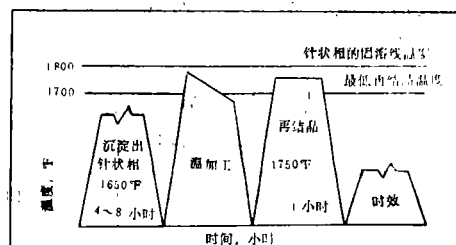


图 4

等温锻造

F-15 上使用的等温 锻件为水平安定面的扭力肋, 每架飞机有2个, 材料为6Al-4V 钛合金, 1976年3月正式使用^[33]。所谓等温锻, 就是在锻造时模具要加热到与锻件大致相同的温度进行锻造。以钛合金为例, 普通锻造时模具温度为900°F, 等温锻时要加热到1700°F。因此, 等温锻对模具材料的耐热性要求很高, 锻造钛合金要使用镍基合金作模具。

采用等温锻造的优点有:

1. 节省钛材50%, 减少机加工费用, 以扭力肋为例^[34](图5)。

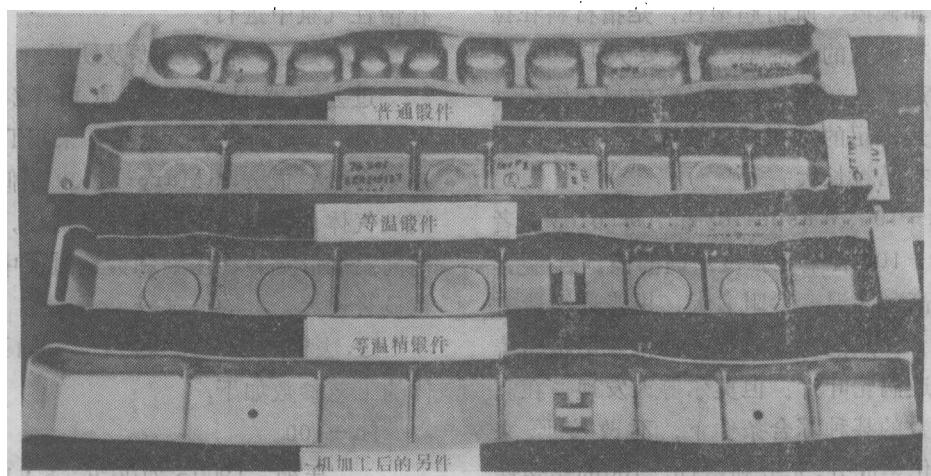


图 5 F-15水平安定面的扭力肋

普通锻件 45.3磅, 等温锻件 25.4磅, 等温精锻件 16.4磅, 机加工后的零件5.7磅, 节省机加工费用27%,

2. 与普通锻造相比, 不需要大型设备, 如某些普通钛锻件要使用 35000 吨的锻压机, 而采用等温锻造只需 8000 吨的设备。

因此, 麦克唐纳公司决定将 F-15 上的 100 个零件采用等温锻造, 零件的尺寸范围最大达 600 平方英寸。

粉末冶金^[35-39]

六十年代中期美空军才开始把粉末冶金技术作为一种材料工艺进行研究。1966 年空军投资 197000 美元与 Hoeganes 公司计划生产高温合金粉末。8 年之后的 1974 年投资总合同费达 660 万美元, 1975 年 6 个计划项目费用达 230 万美元。研究的中心是如何提高材料利用率和降低成本。

粉末冶金确实有它的优点:

1. 材料的利用率高, 形状可以接近零件的净尺寸, 需要的材料少, 切削掉的材料也少, 成本自然更低。

2. 改善零件性能, 显微组织更加均匀, 除了与一般锻/铸件有关的问题, 即第二相质点分布不均匀和微/宏观偏析。

3. 能改善机加工性能。

4. 提高超声波的渗透力, 更有利于零件的探伤。

美国从 60 年至 75 年的 15 年之间粉末冶金已用于飞机和其它工业, 用量逐增, 图 6 为美国 60~80 年的生产进展和预测。

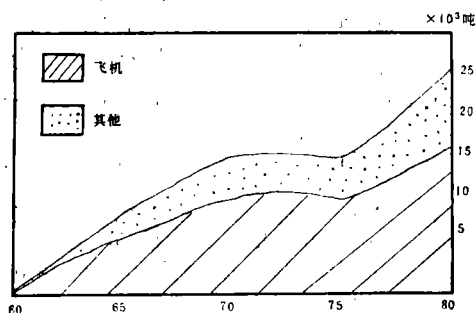


图 6

粉末冶金产品不仅有钛合金、镍基合金, 而且还正在研究粉末冶金的高强度铝合金, 强

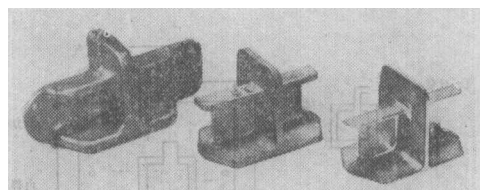
度比 7075-T6 高, 抗应力腐蚀能力与 7075-T73 和 7050 相当。下面介绍一种屈服强度为 75ksi 粉末冶金的铝合金的典型性能 (表 10)。

表 10 粉末锻造铝合金的机械性能

性 能	粉末冶金	7075-T6
0.2% 屈服强度	75ksi	65ksi
断裂韧性	40ksi√In	25ksi√In
应力腐蚀裂纹 门坎值	40ksi	7ksi 42ksi (7075-T73)

下面着重谈谈粉末冶金中目前已经取得成效又有发展前途的热等静压法。美空军材料试验室用此法生产了两种零件, 其中之一就是 F-15 的机身大梁连接板, 材料为 6Al-4V 钛合金, 每架飞机有 7 个这样的零件, 都是用热等静压法制造的, 并于 1976 年底开始使用。

热等静压法生产的零件, 用料少, 尺寸精确, 比多次锻造使用的能量少 20%, 节约成本 50%, 性能符合要求, 下面以机身大梁连接板为例见图 7。



普通锻件 热等静压件 机加工后的成品件
4.67磅 1磅 0.4磅

图 7 热等静压机身大梁连接板

性能符合道格拉斯公司的要求:

抗拉强度 130ksi
屈服强度 120ksi
延伸率 10%

热等静压法比起普通锻造来, 不仅节约成本的潜力极大, 而且可以生产净尺寸的精密零件, 据 75 年 Clark 的文献介绍, 以盘件为例见图 8。

热等静压法就是将金属粉末放在金属(碳钢)、陶瓷或玻璃之类的模子中,置入高压釜内,保持高温(达 2400°F)、高压(达 15000 磅/吋 2),使金属粉末在模子中产生冶金连接,

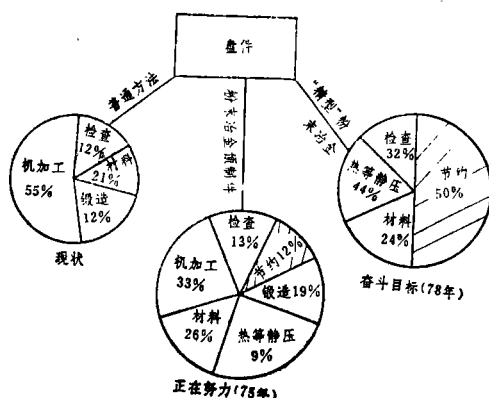


图 8 三种粉末冶金方法的比较

被压实成固体零件,达100%理论密度。热等静压使用的压力由氩或氦气造成。加热方法分釜内和釜外两种。前者的工艺时间长,一般需半小时至数小时;后者是先将模子放在釜外的炉内加热,然后移入釜内加压,这种方法的工艺时间短,仅数分钟。图9以钛锭和高温合金盘件为例示出热等静压的工艺情况。

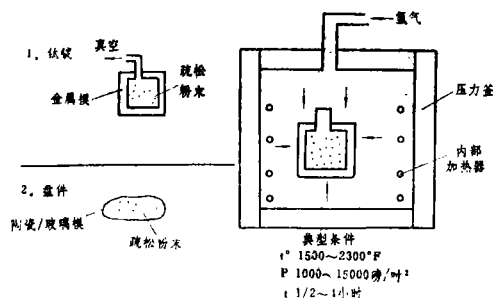


图 9

目前最大的压力釜尺寸为直径4呎,高10呎。

十分值得注意的是,据报导,1976年普拉特·惠特尼公司购置一台热等静压设备,压力釜的尺寸为直径4呎,高7呎。看来,将循着图8中介绍的,粉末冶金预制件和“精型”粉末冶金方向发展。

参 考 资 料

- [1] 国外航空简讯, 1977, 7, 25, N.528
- [2] 国外航空简讯, 1977, 8, 5, N.529
- [3] 国外航空, 1974, 5, P.1~8
- [4] SAMPE journal 1973, V.9, N.5, P.10~14
- [5] Forging Topics, 1977
- [6] 国外航空技术, 材料, 热加工类, 3号, 1976, P.12
- [7] 国外航空, 1973, 6, P.51
- [8] 国外航空, 1976, 5, P.59
- [9] 国外航空, 1973, 3, P.32
- [10] Flight, 1975, 1, 23
- [11] 国外航空, 1973, 1, P.19~21
- [12] Metal Progress, 1973, 1, P.44
- [13] AW/ST, 1976, 1, 26,
- [14] F-15 the air force eagle (公司资料)
- [15] SAMPE quarterly, 1975, V.6, N.3 P.1~9
- [16] B.P.952288
- [17] U.S.P.3,198,676
- [18] 轻金属, 1970, 9, V.20, N.119, p.476 (日)
- [19] 金属, 1974, 2, P.31~33 (日)
- [20] Metal Progress, 1973, 4, P.8
- [21] 波音公司工艺说明书Bac 5602
- [22] Metals engineering quarterly 1976 5, V.16, N.2, P.52~57
- [23] U.S.P.3, 791, 876
- [24] Iron age 1973, V.211, N.21, P.66~67
- [25] Metal progress 1973, 3, P.8
- [26] 热处理, 1975, V.15, N.3 P.143(日)
- [27] SAMPE journal 1974, N.5
- [28] Metal progress, 1977, 3, P.66
- [29] U.S.P. 3, 519, 503
- [30] 国外航空, 1977, 2, P.35~38
- [31] Metal Progress, 1973, N.3 P.49
- [32] Metal Progress, 1974, N.2 P.80~82
- [33] Light metal age, 1976, 2, V.34, Nos. 1~2, P.15
- [34] SAMPE quarterly, 1976, 10, V.8, N.1
- [35] "the 1975 National P/M Conference" published by MPIF 1975, V.31 中 "Powder metallurgy production process"
- [36] 金属, 1976, 7, p.91 (日)
- [37] light metal age 1976, 4, V.34 Nos. 5~6, p.76
- [38] 金属时评, 1976, 7, 26, N.814 p.367-8
- [39] 金属时评, 1976, 5, 24, N.808, p.9