

钛合金压气机叶片等温模锻的试验

刘建宇 张珪联 王贤民 江翠娣

一、绪 言

随着超音速飞机的迅速发展,要求更多地使用比重轻、强度高的钛合金。但钛合金的变形抗力及回弹都比较大,切削性能不好,对刀具磨损严重,以致花费大量的贵重金属和工时,给钛合金零件的生产带来相当大的困难。国外在六十年代已开始等温模锻工艺的试验,以改进钛合金零件的生产,并生产出大的钛合金精密锻件^[1,2,4-7]。等温模锻工艺已成为当前钛合金大锻件生产的方向。我们从一九七五年开始进行这方面的试验研究工作。

等温模锻的特点是,将模具加热到锻造温度,毛坯在加热炉中加热后,在模腔中缓慢变形。在等温模锻过程中,模腔温度基本上保持恒等。由于变形速度要求较慢,通常采用液压机。等温模锻能锻出较薄的零件,所要求的能量要比普通模锻小得多。

在我们的试验中,锻出叶片的毛边薄至0.3毫米左右,而所需的设备能量仅等于普通模锻的 $1/7$ 左右。

由于钛合金的导热性不好,因此对局部冷却较敏感,普通模锻时模具预热温度低,这些因素导致在曲柄压力机上模锻的Ti-6Al-4V合金叶片中出现“应变带”,晶粒不匀,而这些缺点在等温模锻中却不存在^[3,8]。

试验表明,等温模锻与普通模锻不同,在同样的压力下,叶片的厚度随保压时间延长而减薄。因此,可以认为,等温模锻与蠕变变形有密切联系。

等温模锻叶片的性能数据和高、低倍组织

都是良好的,尤其是持久强度,比普通模锻叶片要高得多。我们还对等温模锻工艺的基本特点进行了试验和分析,本文仅作简要叙述和讨论。

二、等温模锻工艺试验

钛合金压气机叶片材料为Ti-6Al-4V,零件长120毫米、宽32毫米,叶身带阻尼台,叶根为双锁根(图1)。

锻件截面变化较复杂(图2),为了使金属合理分配,采用以下方案:棒材→毛坯预成型→喷涂玻璃润滑剂→加热(920°C)→等温模锻(920°C)→吹砂清除玻璃润滑剂。

等温模锻工艺试验在630吨油压机上进行,其工装示意图见图3。

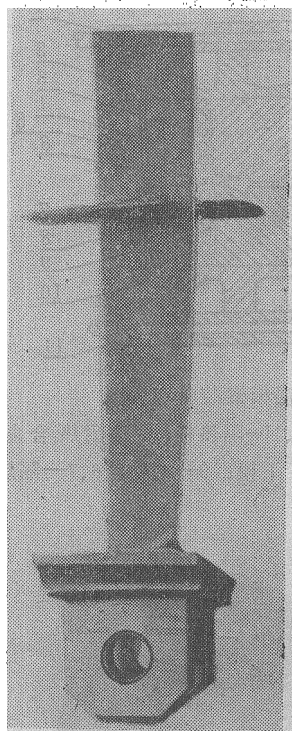


图1 钛合金压气机叶片零件 为了试验在等温模锻状态下,钛合金在叶身与阻尼台及锁根过渡区的流动情况,我们采用不同圆角半径的毛坯进行试验(图4)。

当R为5、10、15毫米时,锻件的根部和

阻尼台的过渡区都产生折叠（甚至切去毛坯中阻尼台两端部分，金属折叠仍未能改善）。当R大于30毫米时，折叠便完全消除。由此可见，即使在等温模锻条件下，圆角半径的大小对过渡区金属流动的影响也是很大的。

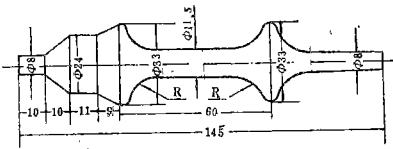


图 4 锻件毛坯图

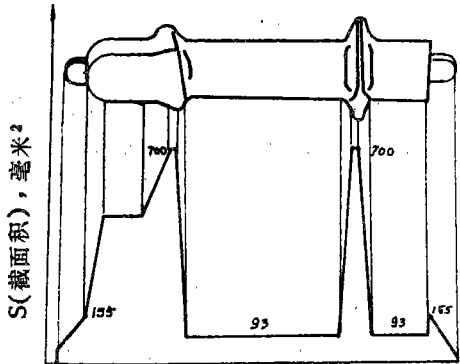


图 2 叶片锻件截面尺寸图

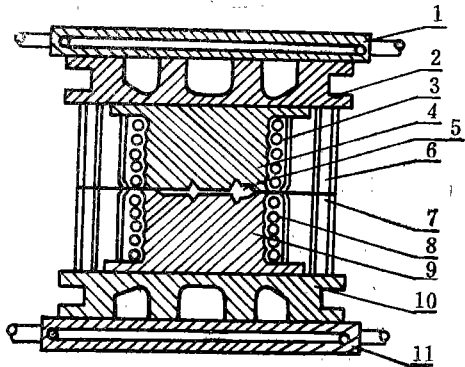


图 3 等温模锻装备示意图

1、11—冷却板(通水); 2、10—隔热板(铁基耐热合金);
3、8—加热炉; 4、9—上、下模; 5—锻件; 6、7—隔热罩

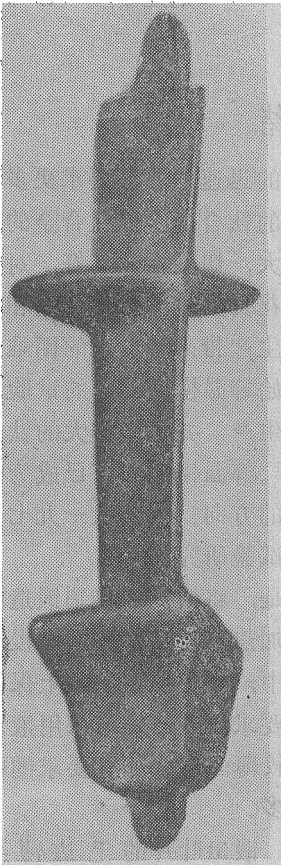
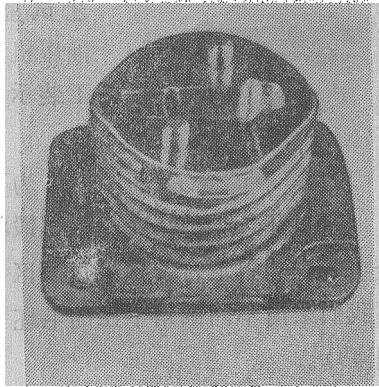


图 5 叶片锻件

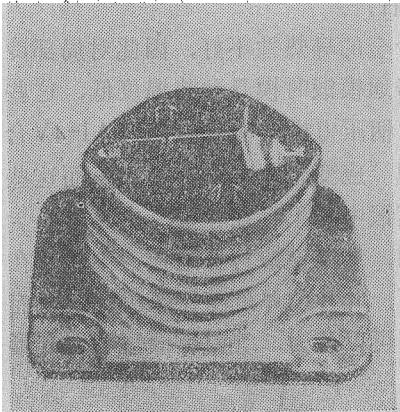
用等温模锻方法锻出的叶片锻件，外观及流线都是很好的，见图 5。

等温模锻的关键问题之一是润滑剂。在试验过程中发现，模具在高温下很难喷上润滑剂，只能采取对毛坯喷涂玻璃润滑剂的方法。我们采用玻璃润滑剂加石墨粉进行润滑，对锻件出模取得了初步效果。

等温模锻温度较高（920℃），模具采用K3镍基高温合金精密铸造，将模腔铸出。模具见图 6 和图 7。



a



b

图 6 上模(a)和下模(b)

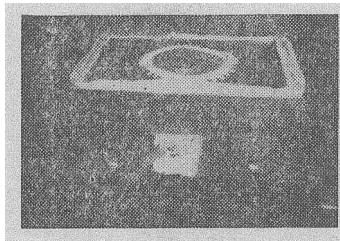


图 7 组装后的
下模

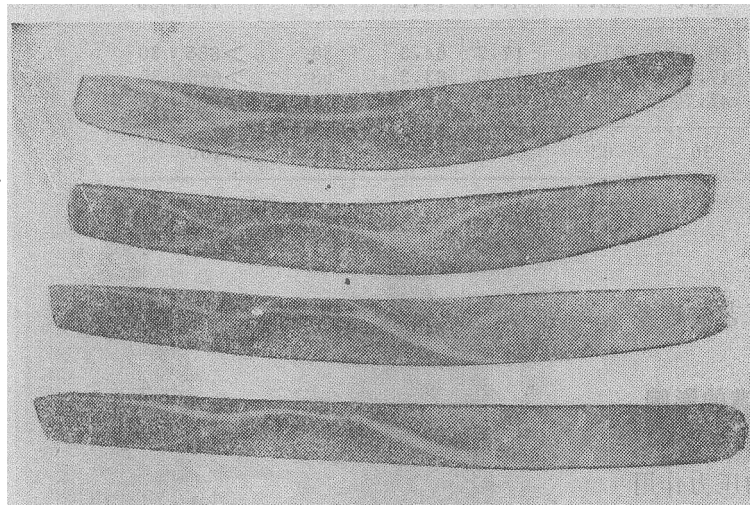


图 8 普通模锻Ti-6Al-4V合金叶片低倍组织

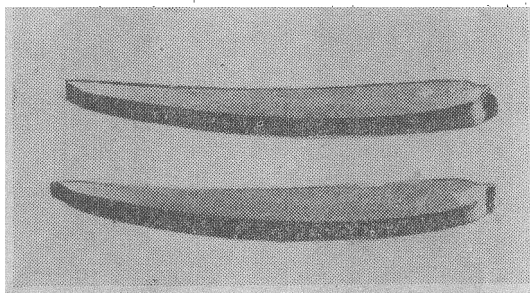


图 9 等温模锻Ti-6Al-4V合金叶片低倍组织

三、锻件的高、低倍 组织及机械性能

叶片锻件经800℃回火处理1小时,空冷,其高倍及低倍组织都较均匀(图9和图10)。

现将 Ti-6Al-4V合金的等温模锻叶片与曲柄压力机上普通模锻叶片作一对比,结果表明(图8),普通模锻叶片由于模具预热温度低,毛坯上、下端面由于与模具先接触,冷却快,造成毛坯温度不均匀,在变形过程中形成“应变带”。从高倍组织反映出,由于毛坯上、下端面冷却快,金属难以变形,基本上保持毛坯原始的晶粒大小;而“应变带”中的晶粒,由于变形剧烈,则非常细小。因此,普通模锻的 Ti-6Al-4V 合金叶片的低倍和高倍组织不是很均匀的,而该合金的等温模锻叶片的低倍和高倍组织则是均匀的。叶身部分的低倍和高倍组织见图9和图10。

等温模锻叶片与普通模锻叶片的性能比较见表1。等温模锻叶片所取的试样直径为3毫米。

从表1可见,等温模锻叶片的室温及400℃拉伸性能是良好的,其延伸率比普通模锻叶片略有提高,其持久强度也较好。

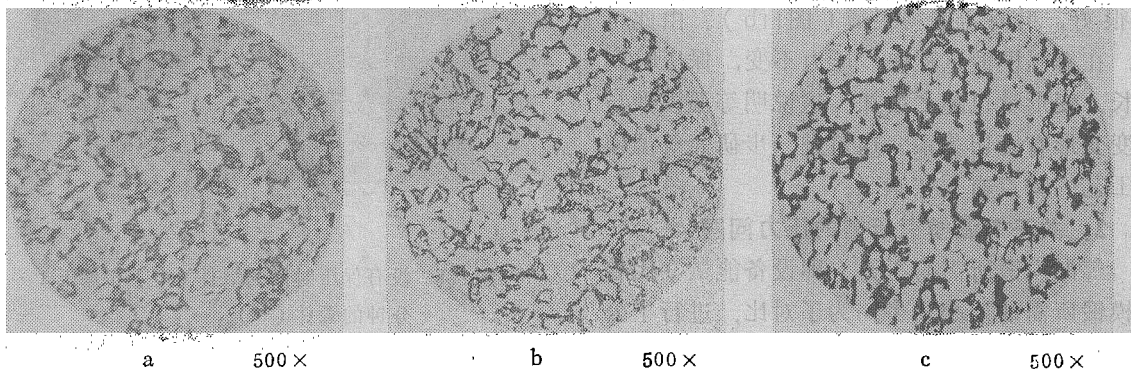


图 10 叶片不同试样的高倍组织

a—室温拉伸试样高倍组织;

b—400℃拉伸试样高倍组织;

c—400℃持久试样高倍组织

表1 普通模锻与等温模锻叶片性能

锻造方法	室温拉伸			400°C拉伸			400°C持久	
	σ 公斤/毫米 ²	δ %	ψ %	σ 公斤/毫米 ²	δ %	ψ %	σ 公斤/毫米 ²	持久时间 小时
曲柄压力机 模锻叶片	101.0	13.0	51.5	68.0	17.0	75.0	58	>307:05
	101.0	14.0	51.5	68.0	17.5	64.0	58	116:25
	96.0	9.7	49.5	66.0	16.5	74.5	58	124:55
等温模锻 叶片	97.3	19.3	48.05	67.8	17.7	64.3	58	>665:30
	100.3	17.1	47.58	68.4	17.3	63.3	58	>665:30
	100.2	17.1	47.70	69.4	19.1	66.9	58	>665:30
技术标准	95	10	30	63	—	—	58	>100

四、问题讨论

从工艺试验中发现, 等温模锻工艺有许多不同于普通模锻的特点。

1. 保压时间对变形量和金属充满的影响

普通模锻的变形机理, 是金属在加热后受压力的作用而产生滑移, 在一定的压力作用下, 只能产生相应的变形量。随着时间的延长, 毛坯在模具中迅速冷却, 金属的变形抗力也随之剧增而超过设备的能量。因此, 在普通模锻过程中, 保压时间对变形量不产生影响。而在等温模锻过程中, 保压时间对变形量和金属的充满则有明显的影响。在 Ti-6Al-4V 合金叶片的等温模锻过程中, 在固定的压力作用下, 没有保压时间的叶片锻件, 锁根及阻尼台部位均未充满 (图11a)。而在同样的压力作用下, 延长保压时间 1 分钟, 则阻尼台和叶根皆充满得很好, 叶身也锻得很薄 (图11b)。由此可见, 在等温模锻过程中, 压力不变, 保压时间延长, 变形量也随之增加。这说明等温模锻与蠕变变形有密切关系。这对进一步研究等温模锻工艺的特点有现实意义。

2. 关于等温模锻所需的压力问题

等温模锻所需的压力 (即设备能量) 比普通模锻所需的要小得多。为了对比, 进行了公式计算与实测。

钛合金压气机叶片锻件的投影面积为4300毫米², 叶片带毛边的投影面积为11530毫米²

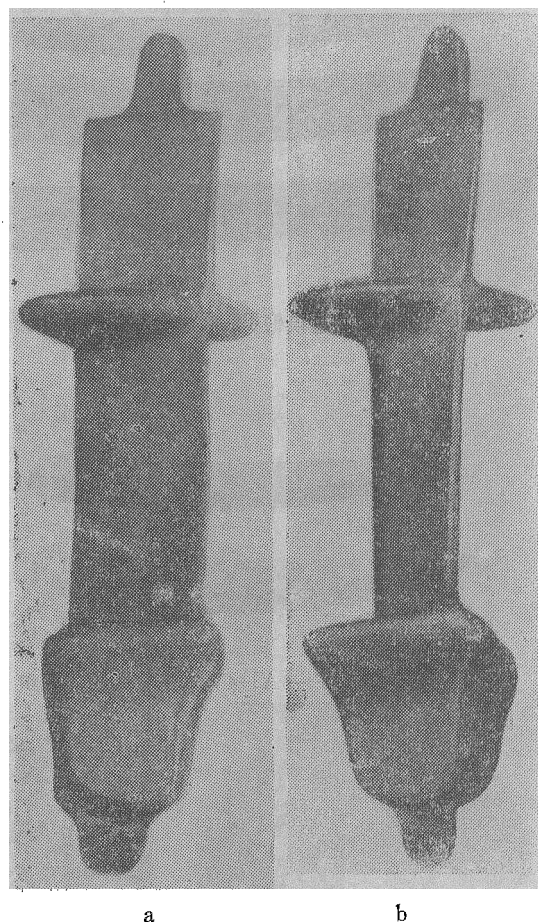


图 11 没有保压时间的锻件 (a) 和保压 1 分钟的锻件 (b)

(我们有意将毛坯尺寸增大, 以增加毛边的投影面积, 从而模拟压气机盘的腹板成形)。根据

М. В. Сторожев 的公式, 按普通模锻计算该叶片所需的曲柄压力机总压力:

$$P = 1.15 \sigma_s \left[\left(1 + \frac{l_3}{2h_3} \right) F_3 + \left(1 + \frac{l_3}{h_3} + 0.15 \frac{B_n}{h_3} \right) F_n \right]$$

式中: P —总压力; F_3 —毛边投影面积;

l_3 —毛边桥宽度; F_n —锻件投影面积;

h_3 —毛边桥厚度; B_n —锻件宽度;

σ_s —金属变形阻力。

已知, $\sigma_s = 3 \text{ 公斤/毫米}^2$; $l_3 = 25 \text{ 毫米}$;

$h_3 = 0.35 \text{ 毫米}$; $F_3 = 7230 \text{ 毫米}^2$;

$F_n = 4300 \text{ 毫米}^2$; $B_n = 33 \text{ 毫米}$ 。

$$P = 1.15 \times 3 \left[\left(1 + \frac{25}{0.7} \right) 7230 + \left(1 + \right. \right.$$

$$\left. \frac{25}{0.35} + 0.15 \times \frac{33}{0.35} \right) 4300 \right] = 2198654 \text{ 公斤}$$

$$= 2198 \text{ 吨}$$

根据叶片在油压机上等温模锻实测, 压力不到300吨, 这只相当于公式计算 (普通模锻) 的 $1/7$ 左右。

3. 关于在等温模锻条件下锻件能锻得非常薄的问题

我们有意将毛坯的尺寸增大, 以增大叶片毛边投影面积, 使之模拟压气机盘和梁、框的腹板成形。结果锻出毛边的投影面积为7230毫米², 为叶片锻件投影面积 (4300毫米²) 的168%。而毛边的厚度只有0.34毫米 (图12)。

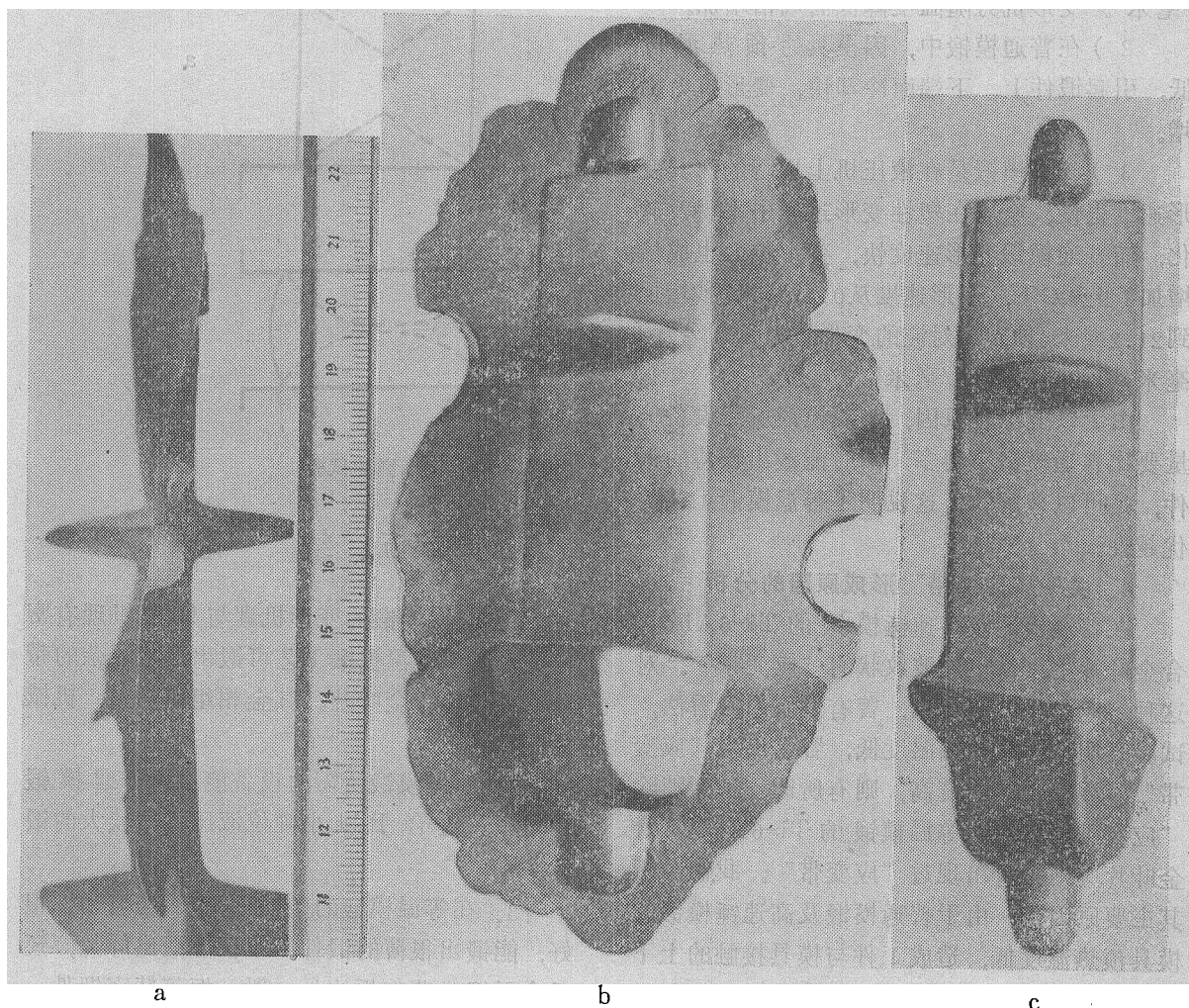


图 12 a和b所示为毛边厚度; c为叶片锻件

这是普通模锻工艺所做不到的。

对上述第2和3所提到的等温模锻工艺特点,我们初步分析有以下几个主要原因:

1) 在等温模锻过程中,金属始终处于高温状态,其变形抗力小,流动性好。Ti-6Al-4V合金在等温模锻状态下,也呈现超塑性。因此,所需设备能量要比普通模锻小得多,并能将锻件压得很薄,这是等温模锻所特有的优越性。而在普通模锻中,温度降低对金属的变形抗力影响很大。在模锻叶片的操作过程中,毛坯有可能降低100℃,甚至更多,如Ti-6Al-4V合金在920℃时, $\sigma_b = 2$ 公斤/毫米²; 850℃时, $\sigma_b = 5$ 公斤/毫米²; 800℃时, $\sigma_b = 7.5$ 公斤/毫米²。变形抗力随温度降低而成倍增加。

2) 在普通模锻中,因模具的预热温度低,引起锻件上、下端面冷却快,变形抗力剧增。

3) 等温模锻是在液压机上进行的,其变形速度很慢,金属在塑性变形过程中来得及软化,而普通模锻变形速度快,变形抗力也成倍增加(920℃下,变形速度从0.25毫米/秒增加到21.2毫米/秒,相对应的变形抗力从3公斤/毫米²增加到11公斤/毫米²)。

由于以上综合原因,等温模锻所需设备能量要比普通模锻小得多,同时能锻出较薄的锻件,是可以理解的。这说明了等温模锻工艺的优越性。

4. 关于“应变带”形成原因的分析

在普通模锻及高速锤模锻的Ti-6Al-4V合金叶片中,常出现波纹状的“应变带”。对这种“应变带”的产生,曾有过不同的看法。试验表明,模具预热温度低,容易出现“应变带”。模具预热温度高,则有所改善甚至消除“应变带”。而在等温模锻的Ti-6Al-4V合金叶片中则没有出现过“应变带”。我们分析其主要原因是,由于普通模锻及高速锤模锻的模具预热温度低,造成工件与模具接触的上下端面比其内部冷却快,工件内部温度不均匀,增加了金属内部磨擦。在变形过程中,使工件

内部形成应变锥(图13a)。当然,外磨擦也起作用,但内磨擦影响更大些。随着变形量的增加,应变锥互相叠合(图13b)。由于叶片型面复杂,进一步变形,则应变锥发展成波纹状的细晶条带(图8)。因为它是由不均匀的应变而产生的,故称为“应变带”。“应变带”不仅使叶片的组织不均匀,而且对零件的抗腐蚀性能也有影响。而在等温模锻中,模具加热到锻造温度,并在模锻过程中保持恒温,从而消除了以上缺点。因此,叶片的组织是均匀的(图9),这也是等温模锻的优点之一。

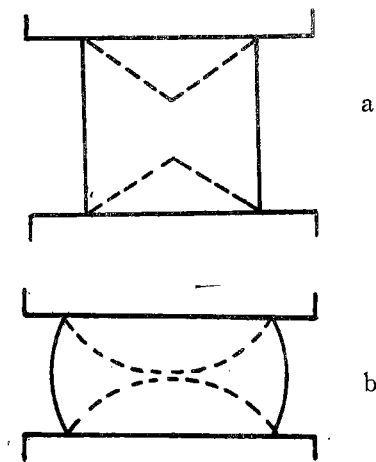


图 13 锻粗试验

五、结 论

1. 等温模锻的变形机理与蠕变机理有密切关系。用等温模锻工艺可锻出形状复杂的带阻尼台的钛合金叶片。其金相组织均匀,机械性能良好。

2. 等温模锻所需的设备能量比普通模锻小得多,适合于以小吨位液压机锻较大的锻件。

3. 在等温模锻的条件下,金属的流动性很好,能锻出很薄的锻件。不仅能锻出叶片,还适合于锻带薄腹板的盘、梁、框等精密锻件。

(下转第20页)

复合材料的优异性能对于战斗机、垂直/短距起落飞机、运输机、轰炸机等都是十分适用的。外刊报导 F 106 飞机如采用复合材料与钛合金作为主要承力构件,可使飞机结构重量减少 23%,从而增加 15% 的有效载荷,而并不致减少速度和航程。洛克韦尔国际公司制造高机动性遥控研究机 (HiMAT),采用 30% 的复合材料,除减重外,还使机翼和鸭翼实现“气动弹性裁剪”,即这两翼型在飞行中因气动弹性作用扭转和弯曲成最有利状态,使之对具体飞行状态提供最佳性能。这种飞机利用机翼和鸭翼组合产生较高升力,以提高亚音速和超音速的机动性。

复合材料在国内已有一些研究所、院校和工厂正在进行研制,有的已在个别产品上进行试用,如用于高速飞机的垂尾壁板、起落架支柱护板、前缘蒙皮、氧气瓶,直升机旋翼后段件以及空空导弹的弹翼等。这方面的工作

已受到有关部门的重视,相信将会有较快的发展。

五、结 束 语

1. 正确选材的重要性和选材中须考虑的问题,应在飞机设计中引起适当的重视,以便设计出来的结构能保证最佳的结构效率。

2. 具有最轻而又可靠的构件是结构设计选材中应考虑的一个重要因素。确定最合理的设计应采用何种材料,必须考虑载荷类型、结构效率以及材料强度。

3. 疲劳性能和抗腐蚀性能应在当前设计选材中作为不可忽视的因素。

4. 断裂韧性和裂纹扩展速率,在当前可作参考因素,但它可限制一些超高强度材料的有效强度,也可成为具有相同比强度材料的决定因素。

(上接第16页)

参 考 文 献

- [1] AD764266 Development of isothermal forging of titanium centrifugal compeller (1971).
- [2] AD874582 Isothermal forging of titanium alloys using large precision-cast dies (1973).
- [3] Forging equipment, materials, and practices (1973).
- [4] Isothermal forging scores new advances. Precision Metal, Vol. 30, No.4, 1974, P.57.

- [5] Titanium-alloy isothermal forging, Tooling, Vol. 27, No. 8, 1973, P.31-34.
- [6] Get ready for isothermal forging, Iron Age, Vol.204, No.11, 1969, P.24.
- [7] Advances in aerospace materials-processing technology, Metal Progress, 1974, No.3.
- [8] TC-4 钛合金压机叶片研制,第三机械工业部三〇一研究所。

本刊编辑部邮政编码是:

1

0

0

0

9

5