

航空钛合金及其制件的真空热处理

贵州云马飞机制造厂 袁培柏

本文论述了国产航空钛合金的应用概况,着重介绍了 TC1、TC4、TC11、ZTC4、ZT3 等合金的性能及其制作的部分航空零件的真空热处理工艺。

关键词:钛合金,真空热处理

一、前言

钛合金是一种重要的新型金属结构材料,同其他金属结构材料比较,它具有比强度高、550℃以下热强性好和耐腐蚀等突出优点。在常温下,钛合金的比强度高于超硬铝,甚至高于高强度结构钢。在 400~550℃内,钛合金的比持久强度、比蠕变强度和比疲劳强度,都明显地优于耐热不锈钢。因此,近 30 年来钛合金获得了迅速的发展。目前它不仅是航空航天工业中不可缺少的结构材料,而且在造船、石油、化工、冶金、医疗等工业部门也都获得了广泛的应用。本文对国产航空钛合金的发展和概况及其部分航空零件的真空热处理工艺,作一简要介绍。

二、钛合金在航空上的应用

钛合金用于航空工业始于 50 年代。由于发动机的推重比不断提高,压气机的出口温度已上升到 500~600℃,选用钛合金取代铝合金、镁合金及耐热不锈钢制造高压压气机盘件、叶片、机匣等,不仅可以减轻结构重量,提高推重比,还可以显著降低因离心力作用所产生的拉应力。目前在一些先进的航空发动机上,钛合金的用量已占结构重量的 30~40%。

随着歼击机的发展,飞机重心趋向后移,为了配平,不得不在机头部位加配重,以保证飞机操纵的稳定性。为减轻后机身的重量,使用高强度、低密度的钛合金代替高强度结构钢和耐热不锈钢,制造后机身上工作温度较高的零部件,既可减轻尾部重量,也相应地减轻了机头的配重量,达到事半功倍的效果。故用钛合金制作的飞机结构件,也逐渐增多。并从军用飞机很快发展到民用飞机上,在一些亚音速的客机和直升机上的应用也越来越多。

我国从 50 年代后期才开始航空用钛合金的科研和工业生产。虽然起步较晚,但发展较快。现在钛合金在航空发动机和飞机结构上,都获得了较广泛的应用。如某歼击机上,钛合金占了全部金属材料重量的 1% 左右。我国现在已正式使用或正在推广使用的航空用钛合金牌

材料工程

号列于表 2,其中有变形钛合金 10 种,铸钛合金 2 种。

表 1 常用国产航空钛合金^[1]

牌号	合金名义成分	合金类型	工作温度 ℃
TA1, TA2, TA3	工业纯钛	α	300
TA7	Ti-5Al-2.5Sn	α	500
TC1	Ti-2Al-1.5Mn	近 α	350
TC3	Ti-5Al-4V	$\alpha+\beta$	400
TC4	Ti-6Al-5V	$\alpha+\beta$	400
TC6	Ti-6Al-2.5Mo-1.5Cr- 0.5Fe-0.3Si	$\alpha+\beta$	450
TC11	Ti-6.5Al-3.5Mo-1.5Zr-0.3Si	$\alpha+\beta$	500
TB2	Ti-5Mo-5V-8Cr-3Al	β	300
Ti-22	Ti-10Mo-8V-1Fe-3.5Al	β	300
Ti-47121	Ti-7Mo-10V-2Fe-1Zr-4Al	β	300
ZTC4	Ti-6Al-4V	$\alpha+\beta$	350
ZT3	Ti-5Al-5Mo-2Sn-0.3Si- 0.02Co	$\alpha+\beta$	500

三、航空钛合金热处理特点

钛合金能接受多种热处理,如退火、固溶处理+时效、形变热处理及化学热处理等。航空钛合金的热处理,目前主要是退火处理,其目的是为了消除或减少加工(压力加工、焊接、机械切削等)过程中所产生的残余应力;提高塑性或保证一定的力学性能;稳定组织。因此,有各种不同的退火工艺,如消除应力退火、普通退火或完全退火、等温退火、双重退火、三重退火(β 处理)等。此外,一些 $\alpha+\beta$ 型、 β 型钛合金,为了得到所需力学性能,也常采用固溶处理+时效。

众所周知,钛在空气介质中加热时,表面会发生氧化,当温度低于 500℃ 时,所生成的氧化膜很薄很致密,可阻止氧原子向内部扩散,具有保护作用,因此钛在 500℃ 以下的空气介质中是很稳定的。当温度高于 500℃

以后,氧原子向内部扩散,形成富氧的 α 相层,其厚度取决于加热温度和时间。如合金在700℃加热2h后,氧化膜厚度达25 μ m左右,在800℃以上加热时将形成疏松的氧化层,在1000℃加热1h后,氧化层厚达0.6mm以上。该氧化层塑性很差,在使用时易于剥落,故必须通过机械加工去掉。同时,钛合金在酸洗、腐蚀(化学铣切)和热加工的高温气氛中,会吸收氢气,使塑性和冲击韧性降低,增加缺口的敏感性,形成“氢脆”。通常规定在使用状态下的钛合金零件的氢含量应少于150ppm(0.015%)。因此,钛合金热加工(热成形和热处理)过程中,要严格防止氧化、吸氢及吸氮。美国军标MIL-H-81200明确规定:“在任何热处理操作中,不得用氢气或分解氨气作为钛和钛合金的保护气氛。”鉴于真空热处理技术能有效地防止氧化,并有脱气作用,可以除掉合金中的有害气体,提高材质和力学性能,得到无污染的光亮表面。故一般航空钛合金制件多采用真空热处理。

四、部分零件真空热处理工艺

1. 钣金件

由于钛材价格昂贵,加工费用也高,故目前在飞机结构件上的应用,主要是各种钣金成型构件。某歼击机后机身上有20多项钣金成型件,原用1Cr18Ni9Ti或30CrMnSiA钢板制作,改用工业纯钛或TC1、TC4合金加工后,一般都可减重30~40%。由于钛合金屈强比($\sigma_{0.2}/\sigma_b$)值大,压力加工困难,如隔热板、导风罩、机尾罩等零件,多采用热模压成型。形状简单的(如蒙皮,外罩)也可冷作成型(包括冷拉伸成一定弧度),有些零件则需要中间退火,尤其是某些炉批号钛板,来料状态强度偏高,无法冷作成型的,只有经过中间退火方可加工。若用普通电炉退火,则需要经过碱崩、酸洗去掉氧化层。经过试验、改用真空退火后,表面光洁、没有氧化污染层,不仅省去了上述清理工序,还可避免“氢脆”的危害。

图1为TC1外罩蒙皮(720×430×0.8mm)真空退火工艺曲线。

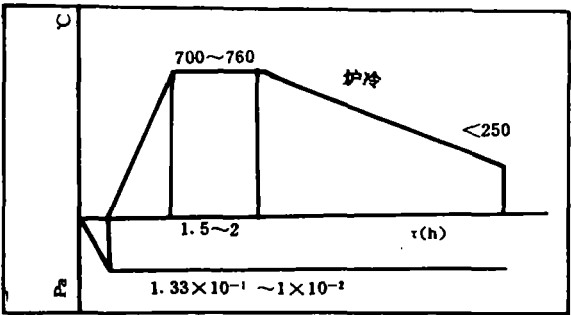


图1 外罩蒙皮 (TC1 0.8) 真空退火工艺曲线

欲作真空退火的钛板,必须逐张彻底除尽油污,擦拭干净,避免汗迹手印,成卷装炉。保温时间按厚度厚

度计算。

效果:经真空退火钛板,可直接冷拉伸成型。基本保持退火前的表面状态。表2所列531-402005炉号的TC1 0.8mm钛板真空退火前、后力学性能及在蒙皮拉伸机上冷拉伸时拉伸变形量的对比。图2给出了TC1 0.8mm板材在普通电炉和真空炉中退火后室温拉伸性能的对比曲线。结果表明在同一温度退火后,由于真空炉加热退火的表面没有氧化污染层,其强度低,塑性好,显示了真空退火的优越性。

表2 TC1 0.8mm 钛板真空退火前后性能对比

试样编号	材料状态	σ_b MPa	δ_5 %	拉伸变形量 %
01	原材料	833	37.3	~0.3
02		829.8	37	0.35
11	真空退火后	718.3	40	~2.0
12		681.1	41	2.3

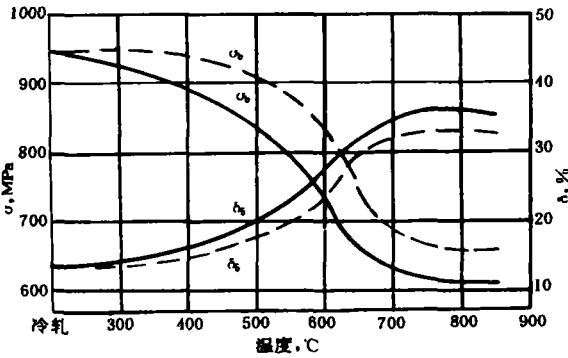


图2 退火炉型及温度对TC1合金室温拉伸性能的影响

2. 支臂

某歼击机方向舵支臂,为一般承力构件,原用30CrMnSiA钢Ⅱ类锻件加工而成,热处理技术要求为 $\sigma_b = 1180 \pm 100$ MPa。但设计上强度裕度较大,为减轻重量,改用中强中初度水平的TC4钛合金锻坯加工成形,基本采取等截面代换,在退火状态下使用。

众所周知,TC4合金的力学性能与初生 α 相含量及形态有密切关系,一般而言,初生 α 相含量越多,室温塑性疲劳性能越好,反之,初生 α 相含量越少,则高温持久、蠕变和断裂韧度越好。为获得优异的综合性能,通常希望将初生 α 相控制在15~45%范围内。为此生产中规定对锻坯进行金相检查。如初生 α 相过多,应在正常退火前增加一次高温均匀化退火。即在 β 转变温度以下30~60℃保温(1.5~2)h,随后空冷或水冷即可。若初生 α 相过少,只能通过两相区的重新热变形、随即进行再结晶退火来提高等轴初生 α 相的含量。

支臂加工主要工序如下:锻坯→退火→粗加工→超声波探伤→精加工→真空去应力退火→荧光探伤。

锻坯退火工艺为:电炉760±10℃×2h空冷。

真空去应力退火工艺见图 3。

随炉试样力学性能见表 3。支臂改用 TC4 合金制造后, 单件减重 0.3kg, 即减轻了原件重量的 35.3%^[3]。

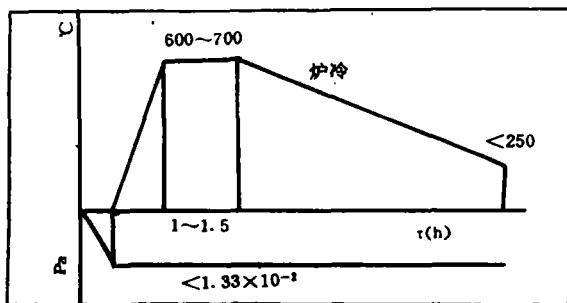


图 3 支臂 (TC4) 真空去应力退火工艺曲线

表 3 随炉试样力学性能

项 目	σ_b MPa	$\sigma_{0.2}$ MPa	δ_5 %	ψ %	a_{ku} kJ/m ²	K_{IC} MN/m ^{3/2}
试 样	942~ 956	889~ 896	13~ 14	41.4~ 45.4	513~ 540	64.9~ 74.8
技术指标	≥890	≥825	≥10	≥30	≥345	

3. 伞仓梁

该梁长 530mm, 截面高约 110mm, 属于重要承力构件。主要承受低频大载荷的拉力, 同时伴有一定的冲击载荷, 但无高温及强烈振动。原用 30CrMnSiA 钢板焊制, 热处理要求强度为 $\sigma_b = 1180 \pm 100$ MPa。为减轻重量, 试用钛合金制造, 选用了抗拉强度与 30CrMnSiA 相当的 $\alpha + \beta$ 型钛合金 TC11。该材料是我国目前制造飞机发动机高压压气机盘件和叶片的主要材料, 也常被用来制造飞机上的承力件。

TC11 合金不但有较高的室温强度, 在 500℃ 以下有优异的热强性 (高温强度和蠕变抗力等) 和热加工性能, 可进行焊接和各种机械加工。通过在 $\alpha + \beta$ 区的热变形和 $\alpha + \beta$ 区的热处理, TC11 合金制件的最高长期工作温度可达 500℃。若采用近 β 锻造新工艺, 合金的长期使用温度可提高到 520℃, 这对于制作航空发动机盘件具有十分重要的意义, 该项工艺已获国防专利。

TC11 合金的常规热处理制度, 一般是对锻坯进行双重退火。工艺为: $950^\circ\text{C} \times (1.5 \sim 2) \text{h}$, 散开空冷或吹风冷却 + $530^\circ\text{C} \times 6 \text{h}$ 空冷。

双重退火实质上包含了再结晶退火、部分淬火及时效等过程, 是一种弱强化热处理工艺^[2]。

为提高材料的断裂韧性、蠕变抗力和疲劳裂纹扩展抗力, 国内外都在探索研究采用三重退火 (β 处理) 新工艺。通过试验, 对 TC11 制造的伞仓梁施行的 β 处理工艺为: $1030^\circ\text{C} \times (1.5 \sim 2) \text{h}$ 油淬 + $950^\circ\text{C} \times (1.5 \sim 2) \text{h}$ 散开空冷或吹风冷却 + $550^\circ\text{C} \times 6 \text{h}$ 空冷。

通过 β 处理, 可获得综合性能良好的网篮组织, 这种

材料工程

组织对于长期主要承受拉力作用的伞仓梁及发动机压气机盘件来说尤为有利。采用双重退火及 β 处理的伞仓梁试样力学性能对比见表 4。说明经 β 处理的试样, 在基本不降低强度水平的情况下, 与双重退火比较, 可显著提高制件的断裂韧性和低周疲劳性能, 有利于梁的抗断裂能力。虽然 β 处理后的塑性指标明显降低, 但仍达到了技术要求。因此, β 处理是一个很有发展前途的新工艺。

表 4 伞仓梁力学性能对比^[3]

热处理制度	试样方向	σ_b MPa	$\sigma_{0.2}$ MPa	δ_5 %	ψ %	a_{ku} kJ/m ²	HB	K_{IC} MN/m ^{3/2}
双重退火	纵向	1075.5	1000.4	15	45.75	495.5	311	
	横向	1085.5	1000.0	15	46.5	487.5	314	73.65
β 处理	纵向	1059.5	956	10.5	23.5	375.0	306	
	横向	1065.5	975	10.75	23.8	299.0		81.32
技术条件		1030~ 1225	>885	>8	>23	>295	270~ 360	

伞仓梁的机械加工以铣切为主, 其主要工序是: 锻坯 → 双重退火 (或 β 处理) → 粗加工 → 超声波探伤 → 精加工 → 校正 → 荧光探伤 → 真空退火 → 荧光探伤。

真空退火的目的主要是消除切削加工和校正应力, 亦可起到净化材质的作用, 其工艺见图 4。

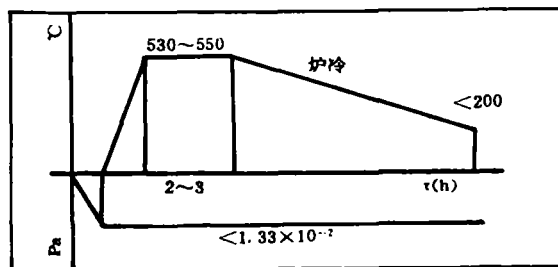


图 4 伞仓梁 (TC11) 真空退火工艺曲线

对用上述两种热处理制度的伞仓梁, 按其实际受力情况, 分别进行了静力试验, 加载到 100~120% 均未破坏。已装机飞行了上千小时仍在正常工作。

伞仓梁改用钛合金制造后, 单件减重 1.4kg, 即减轻了原件重量的 36%。

4. 机匣

某航空发动机机匣, 原用 1Cr11Ni2W2MoV 耐热不锈钢制造, 改为铸钛机匣后使发动机的结构重量减轻了 19.5kg, 推重比提高了 1.5%, 若与采用锻坯加工成形比较, 可节约钛材 50% 以上, 且简化了加工工艺。

目前我国常用的航空铸钛合金有 ZTC4、ZT3 两种。ZTC4 是一种应用较广泛的中等强度的 $\alpha + \beta$ 型铸钛合金, 具有良好的综合性能, 但其长期工作温度不能超过 350℃, ZT3 是一种含有稀土元素铈的 $\alpha + \beta$ 铸钛合金, 其热强性比 ZTC4 高, 可在 500℃ 以下长期工作。上述合金

均可用于铸造在相应温度下发动机机匣、叶轮、支架等异形构件。

航空发动机机匣是大型薄壁异形结构件,在各种铸钛机匣中,最大直径达 $\phi 722\text{mm}$,轴向最大高度为 152mm ,最小壁厚仅有 $2.5 \pm 0.02\text{mm}$,加工难度较大。由于机匣在铸造过程中形成的热应力和组织应力的影响,常在机械加工过程中造成端面扭曲和椭圆度达不到技术要求而报废。为此,消除各种残余应力乃是控制铸钛机匣变形的关键。

通过试验,对铸件毛坯和加工件,分别采用了真空退火,以消除各工序的残余应力,收到了良好的效果。其真空退火工艺见图5和图6。

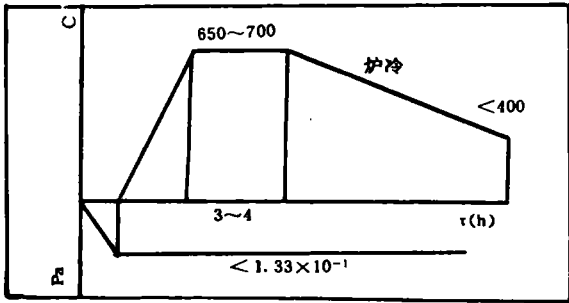


图5 铸件真空退火工艺曲线

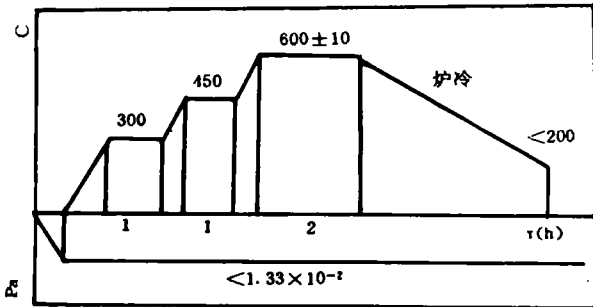


图6 加工件装夹校形去应力真空退火工艺曲线

在加工件去应力真空退火时,为减少各部分的热应力和变形,采取了分段加热和用夹具定型校正。经上述真空退火后,机匣表面残余应力测试表明,其铸态应力和新的机械加工应力已基本消除,构件尺寸满足技术要求。机匣表面呈浅黄色,有害气体(氧、氢等)含量经用惰性气体脉冲色谱法检测分析,远低于技术指标要求,也略低于退火前的含量。经多批生产考核,质量稳定。

参考文献

1. 中国航空材料手册(3),标准出版社,1989.7,539~719
2. 张宝昌,《航空材料及热加工工艺论文集》(1),1982.12,1~16
3. 吴海龄,《航空航天部011基地科技论文集》,1990.12,279~285
4. 钟天纺,材料工程,1990.2,44~45
5. 万正星,金属热处理,1990.6,48~52

(上接第29页)

的 δ 值高100%(图4)。此时,流动应力不大于 10MPa ,流动应力速度敏感系数 m 为 $0.5 \sim 0.75$ 。

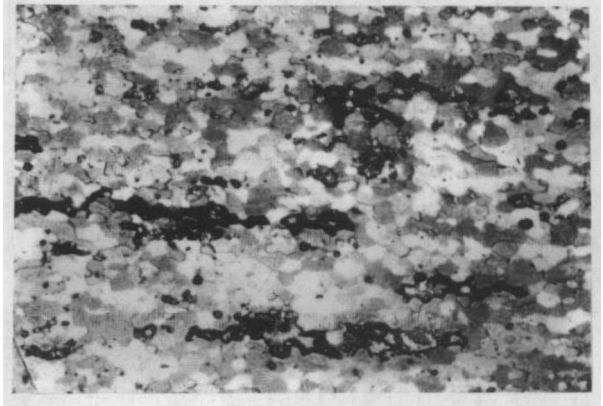


图3 在 500°C 和 $\dot{\epsilon}=7.6 \times 10^{-3}\text{s}^{-1}$ 条件下试验后的1423合金板材的组织(试样工作部分断裂区) $\times 250$

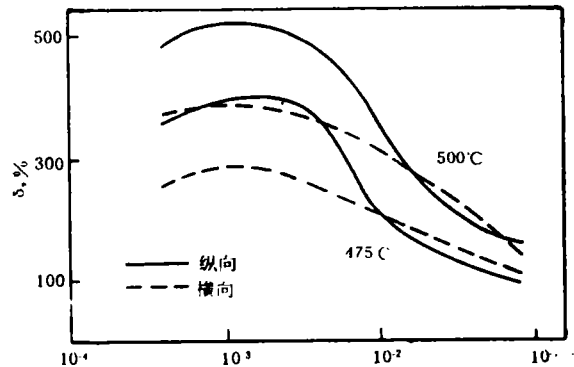


图4 1423合金板材的相对延伸率 δ (a)、流动应力 σ 和流动应力速度敏感系数 m (b)与变形温度和变形速度的关系

因此,1423合金板材无须经过专门的组织准备,可直接采用超塑性成形方法制造复杂的零件。

参考文献

1. Fridlyander I. N. in Aluminium-Lithium II, Proceedings of the Fifth International Conference on Aluminium-Lithium Alloys, Edited by T. H. Sanders, Jr Georgia Institute of Technology Atlanta, E. A. Starke, Jr. University of Virginia Charlottesville, 1989, P. 1359.
2. Новиков И. И., Портной В. К. Сверхпластичность сплавов с ультрамелким зерном М., "Металлургия", 1981

(津人译)

【更正】本刊1993年第3期第4页倒数第23行“ $0.5 \sim 0.7\text{W/mK}$ ”应为“ $0.5 \sim 7.0\text{W/mK}$ ”