

航空用高强度 BT22 钛合金的研发和应用

Development and Application of High Strength Titanium Alloy BT22 in Aviation Industry

北京航空材料研究院 赵红霞
成都飞机工业集团有限责任公司 虞文军

[摘要] BT22 钛合金是退火状态下强度最高的高强度结构钛合金,不受淬透性的限制,特别适合制造大锻件,在航空领域应用广泛。本文对 BT22 钛合金的热处理、性能和组织、选材应用等几个方面的研究现状进行了综合评述。

关键词: 高强度结构钛合金 循环热处理 淬透性 力学性能

[ABSTRACT] BT22 is adapted for manufacture of large forgings as its highest strength after heat treatment in the high strength titanium alloys, which is widely used in aviation industry. The statement of heat treatment, mechanical properties and applications of BT22 are analyzed in this paper.

Keywords: High strength titanium alloy Circle heat treatment Hardenability Mechanical properties

高强度结构钛合金 BT22 是高合金化的 $\alpha+\beta$ 型钛合金,名义成分为 Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe,名义成分下的铝当量为 5.0,钼当量为 11.76,相的转变温度为 $(870\pm 20)^\circ\text{C}$ 。BT22 钛合金退火强度在 1 080MPa 以上,是退火状态下强度最高的钛合金,该合金退火状态下的组织中具有数量大致相等的 α 相和 β 相。该合金退火后具有良好的焊接性能,可以采用多种焊接方式进行焊接,其最高工作温度为 400°C [1]。

该合金一般在退火状态下使用,也可以通过固溶时效进行强化,其主要半成品包括板材、棒材、管材、紧固件、挤压型材和锻件 [2]。在飞机结构中用 BT22 钛合金代替高强钢或 Ti-6Al-4V 合金,可减重 15%~20%。

1 工艺性能

1.1 热处理工艺

为保证 BT22 钛合金强度、塑性和韧性的最佳匹配,应按复杂的双重退火制度进行退火。俄罗斯热处理说明书规定该合金的双重退火制度为: $820\sim 850^\circ\text{C}$, $1\sim 3\text{h}$,空冷;然后加热到 $500\sim 650^\circ\text{C}$, $2\sim 6\text{h}$,空冷。

BT22 钛合金第一级退火的主要目的是控制初生 α 相形态及其体积分数。研究表明,随着退火温度的升高,初生 α 相明显粗化,且比例减少, β 相比例相应增多,导致合金的抗拉强度上升,塑性下降,在 820°C 下退火时塑性和断裂韧性最高。第二级退火的目的是控制次生 α 相形态及其体积分数。BT22 合金力学性能对第二级退火温度变化的敏感性远远超过对第一级退火温度变化的敏感性,通过调整第二级退火温度可获得理想的强度、塑性和断裂韧性的匹配。随着第二级退火温度的上升,次生 α 相明显粗化,这是导致强化效果减弱、塑性和断裂韧性提高的主要原因。

循环退火使 BT22 片状初生 α 相明显粗化,这对提高断裂韧性是有好处的。在强度、塑性不损失的前提下,循环退火可使断裂韧性 K_{Ic} 明显提高 [3]。研究表明,固溶温度和冷却方式对合金强度也有很大影响。不同固溶温度下,冷却方式对固溶后合金强度的影响规律是一致的,即水冷强度最低,空冷略高,炉冷最高,同时低温固溶的强度均略高于高温固溶强度。其中,经 600°C 时效后,高温固溶 (835°C) 空冷及水冷的试样强化效果十分明显,时效后合金强度达 1 350MPa 左右,比固溶后至少提高 400MPa [3-4]。

1.2 热变形温度对 BT22 钛合金显微组织的影响

热变形温度是决定钛合金锻件高低倍组织和力学性能的重要因素。在变形温度升高的过程中, BT22 合金强度变化不大,均在 1 200MPa 左右;而塑性、冲击韧性以及断裂韧度等性能指标对热变形温度变化反应敏感。两相区变形时获得双态组织,合金的塑性和冲击韧性较高,但断裂韧度偏低; β 区变形时获得片状组织,合金具有较高的断裂韧度,但塑性和冲击韧性较低;在相变点附近变形时容易导致合金组织和性能出现不均匀性 [5]。

1.3 焊接性能

BT22 钛合金可以用氩弧焊、电子束焊和等离子焊等多种方式焊接,焊接接头强度为基体金属强度的 0.80~0.85。用氩弧焊、电子束焊、点焊和缝焊焊接零件

及组合件应进行完全退火,从焊接开始到完全退火之间的时间间隔不应超过 20 昼夜。为减小焊接时产生的残余应力,焊接接头也可以进行去应力退火,其退火温度与机械加工零件去应力退火的温度相同^[6]。

2 合金组织和主要力学指标

2.1 显微组织

合金在平衡状态下由数量大致相等的 α 相和 β 相组成。当合金加热至 $\alpha+\beta$ 相区以下并快速冷却时,得到细等轴 α 相和少量 β 相;从 $\alpha+\beta$ 区以上(例如 850℃)快

速冷却时,得到大量 β 相和少量等轴 α 相;从 β 相区快速冷却时,得到单一 β 相组织,不发生马氏体转变^[7]。

为了满足不同的设计需求,结构钛合金通常选用等轴、双态和网篮这 3 种不同类型的显微组织。等轴组织具有良好的塑性和高周疲劳性能,网篮组织具有良好的断裂韧度,双态组织的力学性能通常介于二者之间^[7]。

2.2 主要力学性能指标

表 1 收集整理了相关技术标准中对 BT22 合金主要力学性能的规定值。

BT22 合金的突出优点是在退火状态下具有很高的

表 1 BT22 钛合金主要力学性能指标

技术标准	品种	δ 或 d/mm	状态	取样方向	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/MPa$	$\delta_{50}^*/\%$	$\delta_5/\%$	$\psi/\%$	$K_{1c}/(MPa \sqrt{m})$
					不小于					
T V 1-92-185-91	锻件	≤ 250	双重退火	L	1 080~1 230	—	—	8	20	59

* δ_{50} 为标距 $L_0=50mm$ 。

强度水平,由于其截面厚度可达 250mm,因此特别适合于制造大型锻件(几吨重)。该合金在俄罗斯伊尔 76 等飞机上获得了大量应用,并在使用过程中得到了不断的改进^[7]。

3 选材及应用

BT22 钛合金是前苏联于 20 世纪 60 年代研制成功的。由于该合金具有强度高、塑性高、淬透性好和可焊接等优点,在俄罗斯已广泛用于制造伊尔 -76、86、96、安 124 和图 204 等飞机机体和起落架的大型承力构件和部件。该合金也可用于制造工作温度不超过 350℃ 的发动机风扇盘和叶片等发动机零件。

表 2 列举了 BT22 钛合金的典型应用机型、部位及零部件名称,这种材料在飞机机体和起落架上的应用明显起到了减轻飞机结构重量、提高作战性能的作用^[8]。

此外,北京航空材料研究院开展了将该合金应用于

起落架的研究工作,在 BT22 合金成分设计特点的基础上开发了一种拥有我国自主知识产权的飞机起落架用优质钛合金,使其具有更高的强度、断裂韧性和更好的焊接性能,并适用于制造起落架用大型锻件,能够实现不同加载方式(拉伸、弯曲和纵向弯曲)下工作的起落架承力部件的重量减轻和寿命提高,并相应地减少飞行期间的燃油消耗,以满足我国未来新型飞机的设计要求。

4 结论

① BT22 合金强度随变形温度升高变化不大,在 1 200MPa 左右,两相区变形时获得双态组织,合金的塑性和冲击韧性较高,断裂韧度偏低; β 区变形时获得片状组织,合金具有较高的断裂韧度,塑性和冲击韧性较低。过循环热处理可使 BT22 钛合金得到较好强度、塑性和韧性的最佳匹配。

② BT22 钛合金可以用氩弧焊、电子束焊和等离子焊等多种方法进行焊接。

③ BT22 钛合金是退火状态下强度最高的合金,不受淬透性的限制,特别适合制造锻件。

参 考 文 献

[1] 王金友,葛志明,周彦邦. 航空用钛合金. 上海:上海科学技术出版社,1985: 68.

[2] 盛险峰,丁志文,朱益藩. 变形量和热处理工艺对 Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe 钛合金组织和性能的影响. 金属学报, 1999, 35 (Suppl. 1): S465-S468. (下转第 90 页)

表 2 BT22 钛合金在飞机上的应用

机型	应用部位	零部件名称
伊尔 -76	机身	承力框梁
	起落架	支柱
伊尔 -96-300	起落架	转向摇杆
苏 -27	起落架	轮叉,扭力臂

相当。

对比图3中相应S-N曲线及表8中超声喷丸处理试件与原始状态试件在循环寿命为 2×10^6 条件下获得的疲劳强度值。结果表明:在应力比 $R=0.1$ 条件下,7075-T651铝合金超声喷丸母材与原始母材相比疲劳强度提高了5.06%;7075-T651铝合金搅拌摩擦焊焊接接头超声喷丸试件与原始焊态相比疲劳强度的改善程度高达9.09%左右。

为了获得在相同应力水平下超声喷丸处理前后试件的疲劳寿命的变化情况,将超声喷丸处理7075-T651铝合金母材及搅拌摩擦焊焊接接头试件在寿命为 10^7 次时所对应应力范围下原始状态试件的疲劳寿命以及原始状态试件在寿命为 10^5 次时所对应应力范围下的超声喷丸处理试件的疲劳寿命列于表中9。对比表9中相应数据,粗略估计在应力比 $R=0.1$ 条件下,7075-T651铝合金母材经过超声喷丸处理后,其疲劳寿命延长为原来的1~2倍;搅拌摩擦焊焊接接头经过超声喷丸处理后,疲劳寿命延长为原来的3~7倍。

试验证明可以利用超声喷丸处理技术提高铝合金母材及搅拌摩擦焊焊接接头试件的疲劳性能。分析其原因有如下几点:

(1) 超声喷丸处理在材料的表面形成了性能优异的强化层,该强化层能够有效阻止疲劳裂纹在材料表面的形成;

(2) 超声喷丸处理有助于消除材料表层可能存在的各种缺陷,钝化次表层存在的缺陷,这些缺陷即为小裂纹或是裂纹形成的核心;

(3) 超声喷丸处理可以消除材料加工成型过程中引入的对疲劳性能有害的拉应力,并引入有利于提高疲劳性能的压应力层。

3 结论

(1) 应力比 $R=0.1$ 条件下,7075-T651铝合金搅拌摩擦焊焊接接头的疲劳强度较母材本身有所降低,经超声喷丸处理后其疲劳性能与母材相当。

(2) 在应力比 $R=0.1$ 加载条件下,7075-T651铝合金超声喷丸母材与原始母材相比疲劳强度提高了5.06%,寿命延长为原来的1~2倍;超声喷丸处理使7075-T651铝合金搅拌摩擦焊焊接接头疲劳强度提高约9.09%,寿命延长3~7倍。

(3) 超声喷丸处理技术可显著提高7075-T651铝合金母材及搅拌摩擦焊焊接接头试件的疲劳性能,可应用该技术改善搅拌摩擦焊焊接接头的疲劳性能。

参 考 文 献

[1] Maddox S J. Fatigue of steel fillet welds hammer peened under load. *Welding In the World*, 1998, 41: 343-349.

[2] Hobbacher A. Basic philosophy of the new IIW recommendations on fatigue design of welded joints and components. *Welding In the World*, 1997, 39(5): 271-278.

[3] Gurney T R. 焊接结构疲劳. 周店群,译. 北京:机械工业出版社,1998.

[4] Magnusson L, Kallman L. Mechanical properties of friction stir welds in thin sheet of aluminium 2024, 6013 and 7475. Second International Symposium on FSW, Gothenburg, Sweden, 2000.

[5] Guo F A, Trannoy N, Characterization J Lu. Characterization of the thermal properties by scanning thermal microscopy in ultrafine-grained iron surface layer produced by ultrasonic shot peening. *Materials Chemistry and Physics*, 2006, 96: 59-65.

[6] Xing F A, Lu J. An experimental study of residual stress induced by ultrasonic shot peening. *Journal of Materials Processing Technology*, 2004, 152: 56-61.

[7] Wang Xiaowei, Wang Jingyang, Wu Ping, et al. The investigation of internal friction and elastic modulus in surface nanostructured materials. *Materials Science and Engineering A*, 2004, 370: 158-162.

[8] Liu G, Lu J, Lu K. Surface nanocrystallization of 316L stainless steel induced by ultrasonic shot peening. *Materials Science and Engineering A*, 2000, 286: 91-95.

[9] Xue Y, McDowell D L, Horstemeyer M F, et al. Microstructure-based multistage fatigue modeling of aluminum alloy 7075-T651. *Engineering Fracture Mechanics*, 2007, 74: 2 810-2 823.

[10] Campbell C E, Bendersky L A, Boettinger W J, et al. Microstructural characterization of Al-7075-T651 chips and work pieces produced by high-speed machining. *Materials Science and Engineering A*, 2006, 430: 15-26. (责编 玉龙)

(上接第86页)

[3] 沙爱学,李兴无. 热处理工艺参数对TC18钛合金显微组织和力学性能的影响. *材料工程*,2002,增208: 23-26.

[4] 盛险峰,丁志文,朱益藩. 变形量和热处理工艺对Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe钛合金组织和性能的影响. *金属学报*, 1999,35 (Suppl. D): S465-S468.

[5] 沙爱学,李兴无,王庆如. 热变形温度对TC18钛合金显微组织和力学性能的影响. *中国有色金属学报*,2005,15(Suppl. 8): S1 161-S1 163.

[6] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第4卷),2版. 北京:中国标准出版社2002.

[7] 李兴无,沙爱学. TC18钛合金显微组织和力学性能的时效温度敏感性研究. *稀有金属材料科学与工程*,2005,34 (Suppl. 3): S417-S4420.

[8] 沙爱学,王庆如. 航空用高强度结构钛合金的研究发展及应用. *稀有金属*,2004,28 (Suppl. D): S327-S340.

(责编 小颖 玉龙)