

TC4钛合金风扇盘裂纹分析

六二一所 段学政 高 扬 六〇六所 张振民 王 理

一、前 言

TC4钛合金是国内外用量最多、使用范围最广的一种钛合金,已成功地在多种先进的航空发动机上得到了应用。国内装有TC4钛合金压气机盘和叶片的航空发动机,有些已经通过了长期地面试车,有些已经经历了一定时间的飞行考验。国外采用TC4钛合金做压气机部件的发动机也很多。

自行设计的某型涡轮风扇发动机一级TC4钛合金风扇盘示于图1a。本文通过对此盘榫槽部位裂纹(图1b)的分析,提出钛合金使用中应当引起重视的问题及建议,以便为安全可靠地使用钛合金提供一些实践经验。

某台上述发动机地面试车35小时,起动50次,由慢速到97%最大转速150次。试车中TC4一级风扇盘的最高工作温度为60℃。试车后荧光检验发现,该盘31个榫齿中有29个沿榫槽底部边角处出现45°裂纹(图1b),裂纹均起源于榫槽底面与风扇盘侧面相交圆角处。

二、试验检查

1. 成分检验

该盘成分化学分析结果见表1。

表 1 化学成分 (wt%)

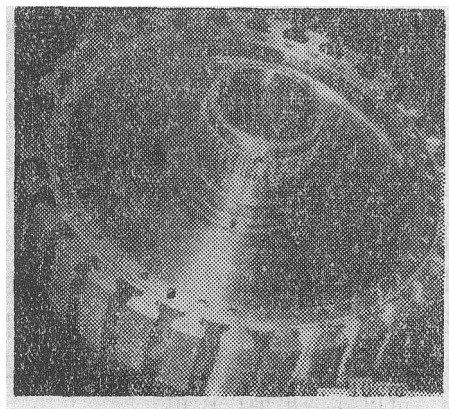
Al	V	Fe	Si	C	N	H	O
5.97	3.97	0.129	0.036	0.027	0.012	0.0034	0.072

由上表数据可知,该盘化学成分符合HB5224-82的要求。

2. 金相检查

图2所示为此故障盘的低倍组织,可见大部分区域呈现清晰等轴 β 晶粒,只有左上角轮缘处小部分区域呈现模糊晶粒特征。

显微组织以粗大魏氏组织为主(图3a)。模糊晶粒区域对应的显微组织呈粗大等轴形貌(图3b)。粗大魏氏组织是不合格的,即使后一种粗大等轴组织,也属于使用中所不希望的范畴。



(a) 外貌



(b) 榫槽裂纹

图 1 某台发动机一级 TC4 钛合金 风扇盘外貌和榫槽裂纹

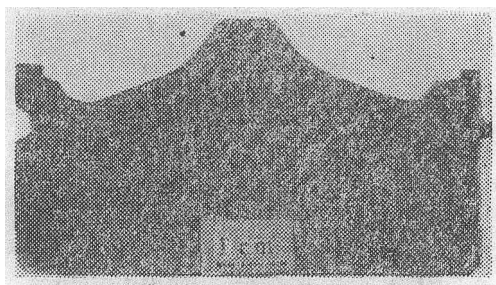
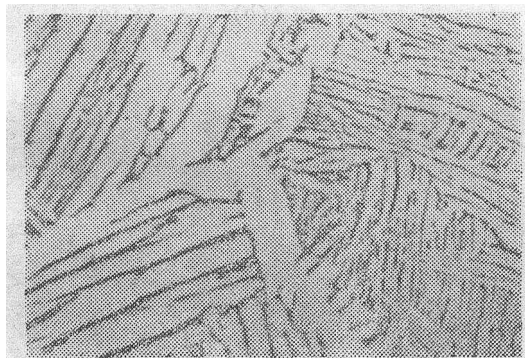
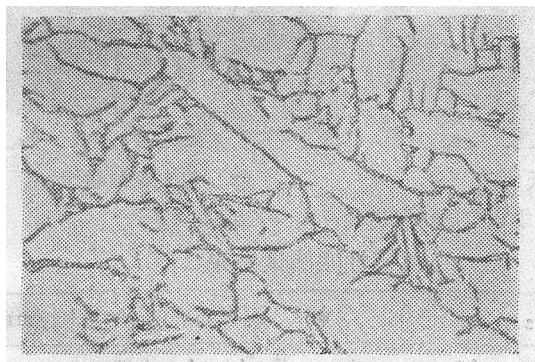


图 2 故障盘纵向低倍组织 (轮缘局部)



(a) 粗大魏氏组织



(b) 粗大等轴组织

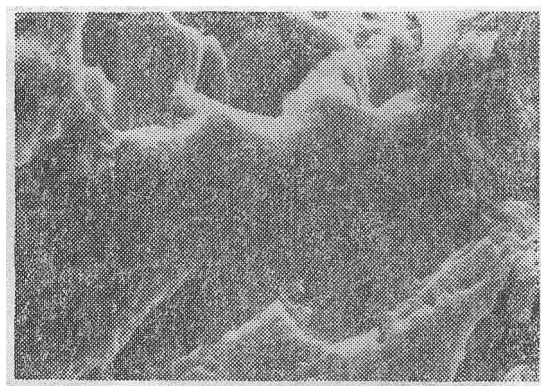
图 3 故障盘显微组织 $\times 500$

由金相检验得知,此盘具有过热组织特征。在热变形以后的热处理过程中,加热温度可能又进入过 β 区(正常的显微组织应是 β 转变组织基体中存有一定数量的等轴 α 相,这可由在 $\alpha+\beta$ 区内足够量的变形、随后再经 $\alpha+\beta$ 区内一定温度的热处理而得到,如果变形后又在 β 区保温并慢速冷却,则仍然得到魏氏组织。本故

障盘的粗大组织也不排除由于在两相区变形不足所致的可能)。这种组织的机械性能较差,是导致此盘裂纹迅速形成并扩展的内因。

3. 裂纹形貌检查

(1) 断口 图4为裂纹断口的扫描电镜照片。断口上可见多处疲劳条带,而且它们的方向和间距都有很大差异,表现出复合疲劳特征。这与此盘的工作条件是相符的(盘的棒齿在工作中有受叶片振动产生的高频应力、离心力导致的低频应力以及轴向振动导致的应力)。



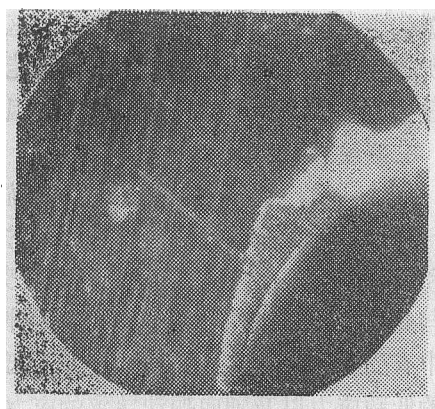
$\times 1500$

图 4 裂纹断口形貌 SEM

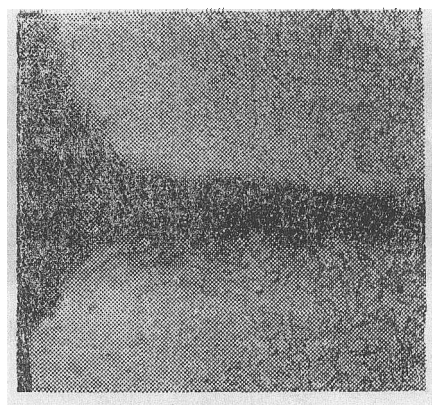
(2) 裂纹源区 裂纹盘表面质量检验时发现:裂纹均起始于槽底面与盘的侧面相交处的一个尖角(此尖角是人工用锉刀加工时造成的锉痕)。图5示出的裂纹正是从这里起始的。用投影法测得此尖角半径约0.2mm,根据该盘的几何尺寸初步估算,该尖角处的应力集中系数高达7左右。

(3) 裂纹的扩展 图6显示出裂纹在粗大魏氏组织中扩展的途径。由图可见,在粗大魏氏组织中,裂纹有很多地方是沿 α 丛边界或 α 片条边界发展的(见图6b)。当条状 α 或 α 丛方向与最大切应力方向相差不大时,裂纹可稍稍改变方向而继续沿其边界伸展;如果这两个方向相差较大,则裂纹可穿过 α 片条、 α 丛或晶界 α (图6a)。

粗大等轴组织中裂纹通常沿等轴 α 相边界

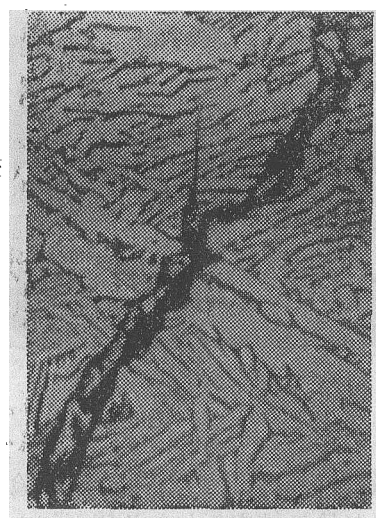


(a) ×20

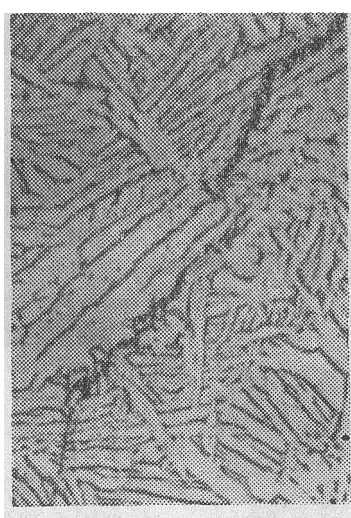


(b) ×100

图 5 裂纹起始于锉痕的形态



(a) 魏氏组织



(b) 魏氏组织



(c) 粗大等轴组织

图 6 槽角裂纹在两种组织中的扩展途径 ×500

扩展, 很少见到穿过 α 晶粒的情况。

由图中可见, 主裂纹延伸路径比较简单, 曲折度不大, 这说明该组织对裂纹扩展的阻力不大, 也说明这两种组织的力学性能较差。

4. 机械性能测试

用两组试样进行性能测试 (结果如表2), 以进一步验证过热导致的粗大组织对该盘性能的影响。第一组试样直接取自故障

表 2 机械性能测试结果

	$\sigma_{0.2}$	σ_b	δ_5	ψ	σ_b^{H**}	$\sigma_{-1}^{***}, \text{kg/mm}^2$	
	kg/mm^2^*		%		kg/mm^2	光滑	缺口
TC4第一级 风扇盘	79.9	88.1	13.8	35.7	136.3	44.5	31.6
	79.8	87.3	11.2	29.5	139.6		
改锻后的 TC4棒材	90.3	93.5	17.4	52.9	152.6	51.5	33.4
	90.1	94.0	16.2	51.2	151.4		
航 标 HB5224-82	≥ 84	≥ 91	≥ 8	≥ 25	—	—	—

* $1\text{kg}=9.80665\text{MPa}$; ** 应力集中系数 $K=3$; *** 室温旋转疲劳, $\phi 4\text{mm}$ 试样, 寿命大于 1×10^7 , $f=5000\text{转/min}$; 缺口试样应力集中系数 $K=1.7$ 。

盘榫齿, 第二组由榫齿取样后在950℃(仍在 $\alpha+\beta$ 区内)进行变形再加工而成。表2结果表明, 改锻后(由于得到正常组织)性能确有很大改善。

三、结果分析

1. 由表面质量检查发现, 几乎所有裂纹均起始于尖角仅为0.2mm半径的锉痕。由几何尺寸初步估算出此种尖角部位的应力集中系数高达7左右, 这足以说明裂纹的形成是由于尖角应力集中而造成的。

2. 过热组织为粗大魏氏组织和粗大等轴组织。一般说来, 组织中 α 丛的 α 片条方向如与裂纹方向不同时, 可以改变裂纹扩展方向。 α 丛尺寸越小、取向越紊乱, 就越可使裂纹在扩展中更频繁地改变方向, 吸收更多的能量, 则组织的抗裂纹扩展能力越好。由于此盘的显微组织粗大, 所以上述能力较差, 使裂纹得以迅速扩展, 也表现出较低的力学性能。

试验表明: 魏氏组织的钛合金试样受力变形时, 位错沿某些特定的滑移方向聚集, 达一定程度后, 就会沿这些滑移面开裂。当遇到另一个不同取向的 α 丛时, 由于位错聚集的滑移面取向的改变而导致裂纹扩展方向也改变。位错也倾向于聚集在 α 相或 α 丛边界上, 所以裂纹也常沿这些边界扩展。我们的试验结果与此相符。

四、教训和建议

1. 重要的钛合金零件必须有完整的质量控制标准和严格的检验方法

完整的质控标准不仅包括对成分、组织及常规力学性能的要求, 而且对零件的冷热加工工艺也应严格控制。因为变形温度、变形量及热处理温度等因素, 都直接影响合金的组织及性能。

严格、科学的检验方法是实现质控的保证。

通常钛合金盘从加工到装机, 中间要经过超声波探伤、荧光、动态荧光及X光探伤、表面腐蚀或蓝色阳极化等多道检验。本盘热加工工艺控制不严, 也未经完整的检验, 以致造成如此后果。

2. 钛合金零件的表面完整性是一个很重要的问题

表面完整性是指零件尺寸、几何过渡圆角半径、表面光洁度、表面应力状态、表面缺陷(微裂纹、烧伤、腐蚀等)等表面质量的总称。钛合金零件由于表面质量问题(特别是表面粗糙、尖锐的加工痕迹)所造成的故障是很多的。英国R.R公司曾由于工人违犯工艺规程, 加工叶片时用粗锉刀修叶尖圆角, 导致斯贝202发动机高压压气机第一级TC4合金叶片从锉痕处发生疲劳断裂。国内其他型号发动机TC4合金叶片也曾由于叶身、榫头或阻尼台过渡处划痕或机加工深痕而造成过早的疲劳破坏。国外航空工业部门通过使用专用机床加工零件的棱、线、边、角来确保圆角过渡区的表面质量。国内也应考虑采取相应措施。

3. 影响钛合金疲劳特性的各种因素应成为使用性能的研究重点

航空发动机80%以上的灾难性事故属于疲劳破坏。目前, 对零件工作条件的不同要求已促使疲劳性能研究发展出许多分枝: 高温下的蠕变疲劳、热疲劳及复合疲劳等。从实践来看, 对于工作温度在250℃以下的钛合金叶片来说, 重点应放在高周疲劳特性上; 对于盘件则应重视其低周疲劳特性。近来, 一些学者很重视缺口条件下疲劳产生的特性与机制。当然, 对于在高于300℃、甚至达到500℃工作的合金, 其蠕变疲劳特性将变得更有意义。

(参考文献略)

致谢:

本工作得到六〇六所总师办、一室质量检验科有关同志的大力支持, 特表谢意。