

Ti-15-3 钛合金的疲劳断裂行为研究

Study on the Fatigue Fracture of Ti-15-3 Alloy

张庆玲 居学宁 王庆如 杨素荣 (北京航空材料研究院)
夏绍玉 (沈阳飞机研究所)

Zhang Qingling Ju Xuening Wang Qingru Yang Surong
(Institute of Aeronautical Materials, Beijing)
Xia Shaoyu (Institute of Aeroplane, Shenyang)

[摘要] 研究了 Ti-15-3 合金板材光滑和缺口疲劳性能及疲劳裂纹萌生方式,发现光滑疲劳试样裂纹多起源于板材原始表面,形成面源;而具有中心孔和边缺口试样的疲劳裂纹多起源于缺口处的机加工端面,形成角源和线源。而且 520 时效后所获得的板材的拉伸强度虽比 540 时效的高 73MPa,但疲劳极限差别不大。

关键词 Ti-15-3 合金 疲劳 裂纹萌生

[Abstract] The fatigue properties and modes of fatigue crack initiation of the smooth and notched Ti-15-3 alloy sheets were studied. The results shown that the crack initiation appears mostly in the original surface of the smooth fatigue specimen, and then formed the surface source. Whereas, the crack initiation appears in the machining surface of the fatigue specimen with the center bore or edge notch, then formed the corner source or the line source. The tensile strength of the aged alloy sheets at 520 is 73MPa higher than at 540, however, there is little difference between them.

Keywords Ti-15-3 alloy fatigue crack initiation

1 前言

Ti-15V-3Cr-3Sn-3Al (简称 Ti-15-3) 合金是一种新型亚稳定 β 型高强度钛合金。该合金具有很好的冷轧和冷成形能力,可以加工成中等复杂程度的钣金零件,且具有较好的焊接性能和性能均匀性。通过热处理可以获得不同强度和塑性的匹配。使用该合金代替飞机上大量应用的 30CrMnSiA 结构钢,可以获得明显的减重效果;代替某些热成形钛合金零件可以降低制造成本。因此, Ti-15-3 合金是一种较为理想的航空结构材料。采用该合金制造飞机零件是提高飞机结构效益和可靠性的重要措施之一。

作为航空结构材料,不仅要有良好的强度-塑性匹配,疲劳性能更是设计中选材时首先要考虑的重要指标。而影响钛合金疲劳性能的因素很多,合金组织、力学性能、试样型式、表面状况、应力分布及加载方式等等都对疲劳性能有较大影响。

本文重点研究了不同型式的 Ti-15-3 合金板材疲

劳试样在固溶时效状态下的轴向疲劳性能,并用扫描电镜研究了疲劳裂纹的起源方式及断口形貌。

2 试验方法

研究所用的材料采用两次真空自耗电弧炉熔炼,铸锭重量为 1120kg。其化学成分见表 1。铸锭经 β 区开坯锻造,并在 β 区热轧,然后冷轧成 1.5mm 薄板。材料经连续固溶退火后用碱酸洗的方法去除表面氧化皮,然后经过真空时效处理制成试样。

光滑疲劳试样 ($K_t=1$) 的工作段宽度 (b) 为 15mm,中心孔试样是在 15mm 的工作段宽度中心加工一个 $\phi 3$ mm 的小孔,边缺口试样采用 $K_t=3$ 和 $K_t=5$ 两种型式。试验按 GB3075-82 进行, $K_t=1$ 和 $K_t=3$ 的疲劳在 AMSLER-1478 和 INSTRON-1253 试验机上进行,中心孔和 $K_t=5$ 的边缺口试样的疲劳在 PLG-2T 高频疲劳试验机上完成。同时在 INSTRON4507 型电子拉伸机上测试了相应热处理状态下板材的室温拉伸性能。

为探讨合金的疲劳断裂机理,分别用光学显微镜和

表 1 Ti-15-3 合金化学成分 (wt%)

Table 1 Chemical composition of the Ti-15-3 alloy (wt%)

炉号	V	Cr	Sn	Al	Fe	C	N	H	O	Ti	来源
B2061	15.25	2.80	3.03	2.98	0.09	0.010	0.010	0.0024	0.12	余量	902 厂

扫描电镜观察分析了合金的组织、疲劳裂纹萌生方式及断口形貌。

3 试验结果

Ti-15-3 合金板材一般以固溶处理状态供货。而合金的最终使用状态是固溶时效状态。时效处理的目的是使合金获得所需要的高强度。AMS4914A 标准规定了两种时效制度: (1) 540 , 8h, AC σ_b 1000MPa, $\sigma_{0.2}$ 965MPa, δ 7%; (2) 480 , 16h, AC σ_b 1240MPa, $\sigma_{0.2}$ 1170MPa, δ 5%。

但在飞机上大量应用的 30CrMnSiA 结构钢的强度

为 1080MPa。经过大量研究确定了 Ti-15-3 合金可达到 1080MPa 的时效制度为 520 , 10h, AC。

为此研究中对 540 和 520 时效制度下板材的拉伸性能和疲劳强度均进行了研究, 试验结果见表 2。

时效状态板材的 S-N 曲线分别见图 1~4。

4 分析与讨论

4.1 疲劳强度和室温拉伸强度的关系

从表 2 可以看出, 经过 540 和 520 不同温度时效后合金的拉伸性能有所不同, 520 时效的强度比 540 的提高了 73MPa, 相应的延伸率降低了 0.8%。但

表 2 室温拉伸性能及轴向加载疲劳强度极限

Table 2 The tensile properties and the fatigue strength limitations along the axes at room temperature

热处理状态	σ_b MPa	$\sigma_{0.2}$ MPa	$\delta(l_0=50\text{mm})$ %	K_t	R	f Hz	N 周	σ_D MPa	σ_D/σ_b
ST+ 540 , 8h, AC	1109	1021	11.0	1	0.1	116	10^7	624	0.563
				3	0.1	116	10^7	290	0.261
ST+ 520 , 10h, AC	1182	1089	10.2	1	0.1	116	10^7	616	0.521
				3	0.1	116	10^7	298	0.252
				中心孔	0.06	86	5×10^6	315	0.266
					0.5	86	5×10^6	407.5	0.345
5	0.06	86	5×10^6	160.4	0.136				

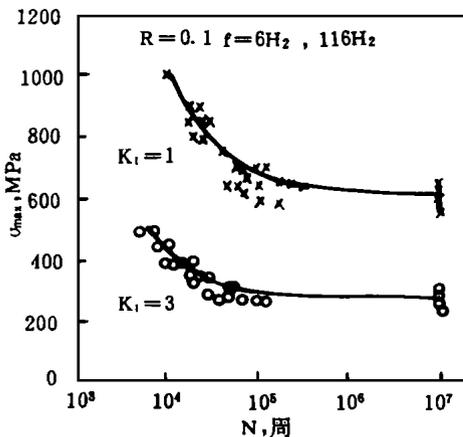


图 1 540 时效状态板材的光滑及缺口 ($K_t=3$) S-N 曲线
Fig. 1 S-N curve of the smooth and notched sheets specimen ($K_t=3$) aged at 540

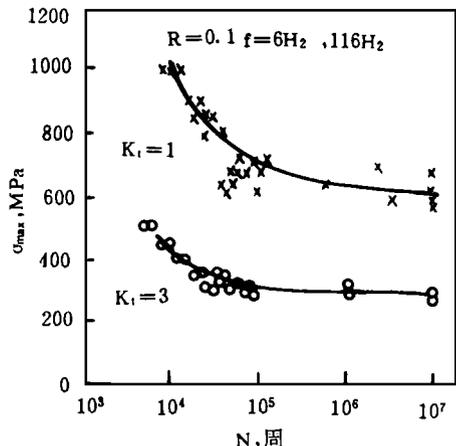


图 2 520 时效状态板材的光滑及缺口 ($K_t=3$) S-N 曲线
Fig. 2 S-N curve of the smooth and notched sheets specimen ($K_t=3$) aged at 520

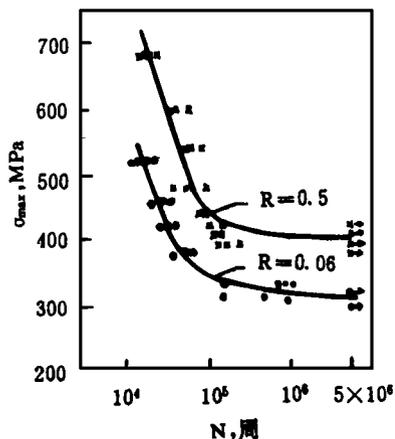


图 3 520 时效状态板材中心孔试样的 S-N 曲线

Fig. 3 S-N curve of the sheets specimen with center bore aged at 520

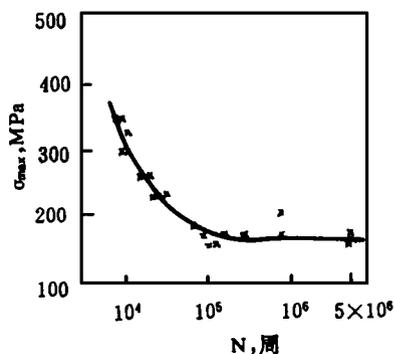
图 4 520 时效状态板材的边缺口 ($K_t = 5$) S-N 曲线

Fig. 4 S-N curve of the sheets specimen with edge notch ($K_t = 5$) aged at 520

反映在疲劳强度上, 不论是光滑疲劳还是缺口 ($K_t = 3$) 疲劳, 疲劳强度极限的差别都不大。从 σ_D / σ_b 的数值看, 光滑疲劳强度极限可达到拉伸强度的 $1/2$, 这和钢铁基本相当, 而比某些铝合金要好 (疲劳强度极限仅为拉伸强度的 $1/4$)^[2]。由此说明 Ti-15-3 合金在 520 ~ 540 范围内时效可使合金获得良好的疲劳性能, 代替钢制造结构件也是可行的。

4.2 应力比和缺口敏感系数的影响

从中心孔试样疲劳试验结果看, 进行波动循环疲劳试验 ($\sigma_m > \sigma_r, 0 < R < 1$) 时, 随应力比 R 的增加, 疲劳强度也相应增加。缺口敏感系数对疲劳强度的影响较大, 首先缺口试样的疲劳强度大大低于光滑疲劳试样, 因为疲劳裂纹将起源于切口根部。其次, 据文献 [1] 报道, 在 1 ~ 200 Hz 的范围内, 加载频率对疲劳极限



图 5 疲劳裂纹萌生方式

(a) 540 时效 $K_t = 1$ 面源; (b) 520 时效 $K_t = 1$ 面源; (c) 中心孔裂纹源孔边起源; (d) 边缺口 $K_t = 3$ 线源

Fig. 5 The mode of fatigue crack initiation

(a) aged at 540, $K_t = 1$, surface source; (b) aged at 520, $K_t = 1$, surface source
(c) crack initiate from the center bore; (d) edge notch, $K_t = 3$, line source

基本没有影响,实际上还略有提高,由此比较 $K_{I=3}$ 和 $K_{I=5}$ 两种缺口试样的疲劳性能,随 K_I 值的增大,疲劳强度大大降低。

4.3 疲劳裂纹萌生方式及断口形貌

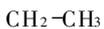
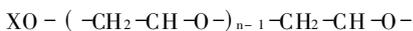
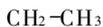
Ti-15-3 合金固溶时效状态的组织为原始 β 晶粒内弥散分布的细小的 α 相,合金的强化依赖于 α 相的析出,540 和 520 时效的组织形貌基本类似,只是后者析出的 α 相更细小。

从断口形貌观察结果看,不同型式疲劳试样的裂纹萌生方式有所不同,光滑试样疲劳裂纹多起源于试样表面,形成面源(图 5a, b),而具有中心孔和边缺口的试样疲劳裂纹则多起源于缺口根部并形成角源和线源(图 5c, d)。但裂纹扩展区形成的疲劳条带和断裂形成的韧窝差别不大。说明切削加工对板材的疲劳产生较大的影响,在表面层中造成的残留应力和引起材料的加工硬化等大大降低了材料的疲劳寿命。同时也说明板材的表面状态对疲劳性能有较大的影响,在板材加工和零件生产中都应该引起足够的重视,如板材的表面光洁度应有保证;板材生产及运输过程中要避免表面划伤及造成压痕;零件下料时边缘要打磨光滑等。

(上接第 24 页)

2) 固化程度; 3) 环境温度; 4) 增强纤维的存在。在同样的模压工艺下,几种复合材料的玻璃化转变温度 T_g 相似,即具有相似的固化程度,那么在 3)、4) 也相似的情况下,复合材料与水的亲和性与树脂/固化剂/促进剂体系的固化结构有很大关系。通常情况下,水分子与树脂分子链的极性基团如“-O-”发生作用,削弱了树脂分子链的相互作用,使分子链间次价键减少,导致树脂基体塑化、 T_g 下降。

以往的文献表明,取代脲促进剂在催化双氰胺固化反应的同时也参与了交联结构的形成,脲与环氧反应初期先生成唑酮和仲胺,仲胺与环氧反应生成叔胺,碱性叔胺与环氧反应形成如下交联结构:



其中: X 代表取代脲促进剂

与其它三种促进剂相比, M 型促进剂的分子结构具有如下特点:

5 结论

(1) Ti-15-3 合金板材在 540 和 520 时效时均具有较好的疲劳强度,且强度极限相当。

(2) 缺口敏感系数对合金疲劳性能及裂纹萌生方式有较大影响,光滑疲劳试样裂纹多起源于试样表面,形成面源,而具有中心孔和边缺口的试样疲劳裂纹则多起源于缺口根部并形成角源和线源。

参考文献

- 1 金属材料的疲劳编写组. 金属材料的疲劳. 西北工业大学出版, 1987, 9
- 2 罗国珍等. 稀有金属, 1997 (21): 229

收稿日期: 1997. 7. 18

张庆玲, 女, 1967 年生, 工程师。

联系地址: 北京 81 信箱 15 分箱 (100095)

(1) 分子中存在两个苯环,对周围的亲水性氧桥“-O-”具有屏蔽作用,阻止了水分子对它的攻击,同时又使分子具有更大的耐热性。

(2) 分子结构对称,其极性相对来说最小,且分子中不存在极性大易亲水的“-Cl-”键。

基于此, M 型促进剂赋予复合材料更好的耐水性和耐热性,试验结果也证实了这一结论。

4 结论

(1) M 型促进剂的选用可使其复合材料相对于其它三种具有更加优越的干、湿态力学性能。

(2) M 型促进剂对其复合材料的湿热性能有很大影响,使碳纤维/环氧-双氰胺复合材料有很好的耐湿热性,可推荐为中温固化耐湿热环氧体系的基本组分。

参考文献 (略)

收稿日期: 1997. 7. 1

欧阳霜, 女, 1995 年 3 月硕士研究生毕业,现从事环航外贸工作。联系地址: 北京海淀西大街 36 号环航公司 (100080)