

Ti-1023 钛合金的疲劳极限与拉伸强度的关系

黄利军, 齐立春, 刘昌奎, 刘德林, 黄旭

(北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘要:通过热处理得到 3 种强度级别的 Ti-1023 合金材料。拉伸和疲劳试验结果表明, 在时效温度为 510~560 的范围内, Ti-1023 合金的轴向拉压疲劳极限随屈服强度的提高而提高。拉伸断口分析表明, 高强度 Ti-1023 的断裂模式为沿晶断裂, 在较低强度 Ti-1023 断裂模式以韧性断裂为主的韧性和沿晶断裂的混合断裂模式。疲劳断口分析则表明, 在较低载荷时, 时效温度对断口疲劳区域的影响较小。

关键词:钛合金; Ti-1023 合金; 拉伸性能; 疲劳性能

中图分类号: TG146.23 文献标志码: A

Relationship between fatigue limit and tensile strength of Ti-1023 titanium alloys

HUANG Li-jun, QI Li-chun, LIU Chang-kui, LIU De-lin, HUANG Xu

(Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: The Ti-1023 alloys with three levels of strengths were achieved through heat treatment. The analysis of tensile and axial tension-compression fatigue test shows that the fatigue limits raise with raising yield strength between 510 and 560 aging temperatures. The tensile fracture analysis indicates that it will be intergranular rupture pattern with high strength, and will transfer to mixed fracture pattern with mainly ductile rupture and a small amount of intergranular rupture. Aging temperature has little effect on fatigue area of fracture face under lower load.

Key words: titanium alloy; Ti-1023 alloy; tensile properties; fatigue property

由于 Ti-1023 钛合金具有优良的综合性能, 应用越来越广, 从固定翼飞机起落架、发动机吊挂等主承力结构件发展到直升飞机旋翼系统主承力转动结构件^[1-2]。旋翼系统的动部件主要采用抗疲劳设计, 因此提高材料的抗疲劳性能对提高零件服役寿命尤为重要。影响零件疲劳寿命的因素很多, 主要有材料本身、表面光洁度和表面残余应力状态等, 其中材料本身对疲劳性能的影响是材料的固有特性^[3-4]。一般而言, 材料的抗拉强度越高, 其疲劳极限也越高, 而 Ti-1023 钛合金是一种可时效强化近 β 钛合金, 可通过

调整固溶和时效温度实现不同的强度级别, 而关于该合金的强度与疲劳极限之间的定量关系研究鲜见报道。

鉴于 Ti-1023 钛合金具有良好的使用前景, 针对旋翼系统的抗疲劳设计要求, 应保证 Ti-1023 钛合金零件有较长的疲劳寿命。受取样和检验周期的限制, 用于制造钛合金零件的锻件只在鉴定检验中规定检测疲劳性, 质量一致性检验一般不检验疲劳性能, 而疲劳性能又如此重要, 因此, 如果能找到拉伸强度与疲劳极限之间的定量关系, 通过检验拉伸强度判断疲劳

极限范围, 是非常方便的。

1 实验

1.1 原材料

本研究所用 Ti-1023 合金铸锭由中航工业北京航空材料研究院制备, 经开坯、改锻后制坯、模锻。锻件的化学成分如表 1 所列, 相变点为 795 °C。

表 1 Ti-1023 合金的化学成分

Table 1 Chemical composition of Ti-1023 alloy (mass fraction, %)

Al	V	Fe	C	O	N	H	Ti
3.04	10.32	1.77	0.008	0.076	0.026	0.0031	Bal.

1.2 过程与方法

在锻件上切取拉伸试样和疲劳试样, 并分成 3 组。对 Ti-1023 合金, 改变固溶温度或时效温度都可调整材料的强度和塑性, 但时效温度对性能影响更大。当保持固溶温度不变时, 初生 α 相含量基本不变, 之后改变时效温度, β 转变, 基体中的次生 α 相的含量和大小都会不同。为了研究方便, 本文只改变时效温度, 分别按(760 °C, 2 h, 水淬)+(560 °C, 8 h, 空冷)、(760 °C, 2 h, 水淬)+(530 °C, 8 h, 空冷)、(760 °C, 2 h, 水淬)+(510 °C, 8 h, 空冷)3 种热处理制度对上述试样进行热处理, 得到 3 种强度级别的材料。用这 3 种强度级别材料分别加工拉伸试样和疲劳试样, 在 MTS 拉伸实验机上进行室温拉伸性能测试, 在 MTS 809 液压伺服疲劳试验机上进行轴向拉-压疲劳试验, 疲劳试验条件为 $K_t=1$, $R=-1$, $f=135$ Hz。用扫描电镜观察拉伸断口, 在 JOEL JSM-5600HV/LV 扫描电镜上进行疲劳断口分析。

2 结果

拉伸试验结果如表 2 所列。轴向拉-压疲劳试验结果如图 1 所示, 其中 510、535 和 560 °C 时效对应的疲劳极限分别为 629.3、612.5 和 587.5 MPa。

表 2 拉伸性能测试结果

Table 2 Test results of mechanical properties

Aging temperature/ °C	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\delta_s/\%$	$\psi/\%$
510	1 310.8	1 216.0	5.34	10.14
535	1 155.7	1 064.0	7.80	20.90
560	1 062.3	1 006.5	12.00	40.75

Note: Each datum is mean of five test data.

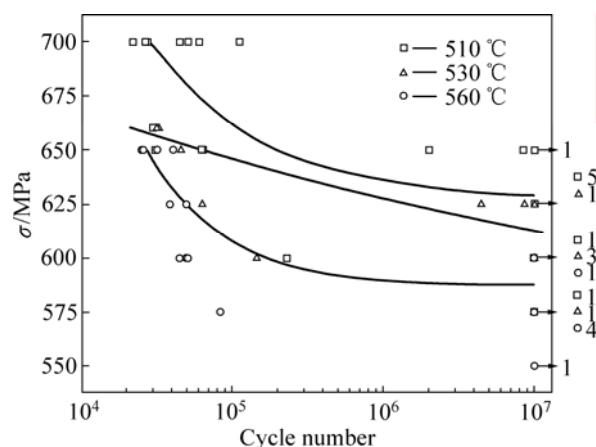


图 1 不同时效温度下合金的轴向拉-压疲劳曲线

Fig.1 Axial fatigue curves of alloys after aging at different temperatures

3 分析与讨论

3.1 时效温度对拉伸性能的影响

从表 2 中数据可以看出, 随着时效温度的升高, Ti-1023 合金的强度下降, 塑性提高。经计算, 时效温度每提高 10 °C, 抗拉强度下降约 50 MPa, 伸长率和面缩分别提高 1.3% 和 6%。

3.2 时效温度对疲劳性能的影响

试验数据分析表明, 每提高时效温度 10 °C, 轴向拉-压疲劳极限下降约 8 MPa。从图 1 可以看出, 虽然随着时效温度的升高, 疲劳极限也随之提高, 但在循环 10^7 次的条件下, 3 个时效温度下通过的最大载荷是交叉的, 集中在 575~625 MPa, 即使疲劳极限较高经 510 °C 时效的试样, 最大载荷降到 600 MPa 时仍然有越出点。这说明随着材料强度的提高, 表明缺口敏感性增大^[3], 表面加工质量对疲劳的影响更明显。因此, 对高强度合金, 表面加工质量更为重要。

3.3 材料强度与疲劳极限的关系

一般地，材料疲劳破坏时首先发生局部塑性变形，因此疲劳极限与屈服强度之间有一定关系。将各时效温度下的屈服强度平均值和疲劳极限作图(见图 2)，可以看出，随屈服强度的提高，疲劳极限相应提高，但二者之间无明显线性关系。由于数据点不足，510~560℃时效时的屈服强度和疲劳极限之间的对应关系不能以拟合公式描述。

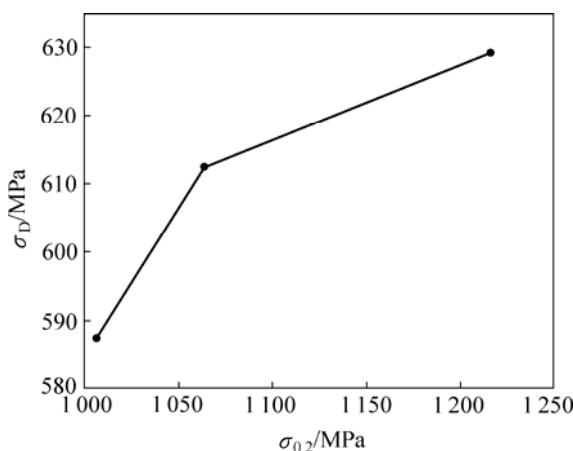


图 2 合金的屈服强度与轴向拉-压疲劳极限之间的关系

Fig.2 Relationship between yield strength and axial fatigue limit for alloy

3.4 拉伸和疲劳断口的分析

拉伸断口分析表明(见图 3 和 4)，随着时效温度的升高，断口塑性区的面积增大，从几乎完全的沿晶断裂特征过渡到以韧性断裂为主的韧性断裂和沿晶断裂的混合断口特征。

表 3 所列为所分析部分试样的疲劳试验情况。所有分析的疲劳试样断口断面呈灰色，均从断口一侧起源，呈点源特征(见图 5)；疲劳扩展区面积较小，相对较平坦，临界裂纹长度为 2.462~3.674 mm，扩展区可见清晰的条带特征(见图 6)。随着裂纹的扩展，疲劳条带间距逐渐加宽；瞬断区高差较大，位于断口另一侧。在相同应力条件下对断口进行分析，同在 600 MPa 载荷下，306#、210#、109#断口裂纹临界长度分别为 3.263、3.388、3.626 mm，说明在较低载荷时，时效温度对断

表 3 断口试样的疲劳试验情况

Table 3 Fatigue results of specimens with fracture

Specimen number	Aging temperature/°C	Cycle number	Maximal stress/MPa
109#	510	2.31×10^5	
210#	535	1.47×10^5	600
306#	560	4.5×10^4	

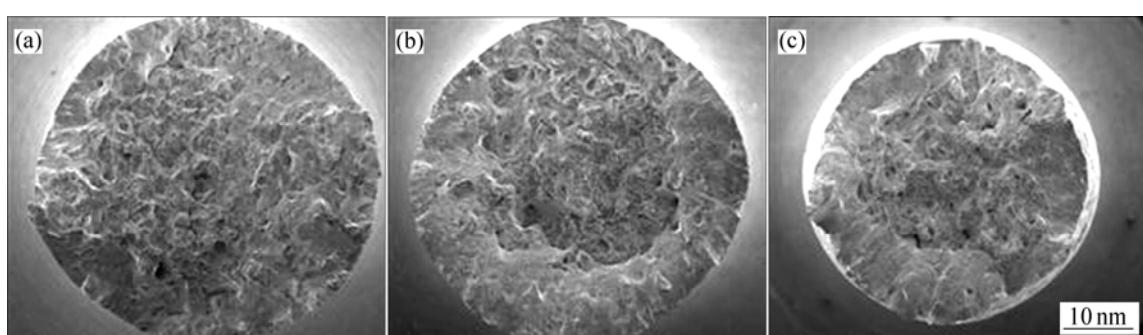


图 3 不同温度时效拉伸断口

Fig.3 Macrographs of tensile fracture face at different temperatures: (a) 510℃; (b) 535℃; (c) 560℃

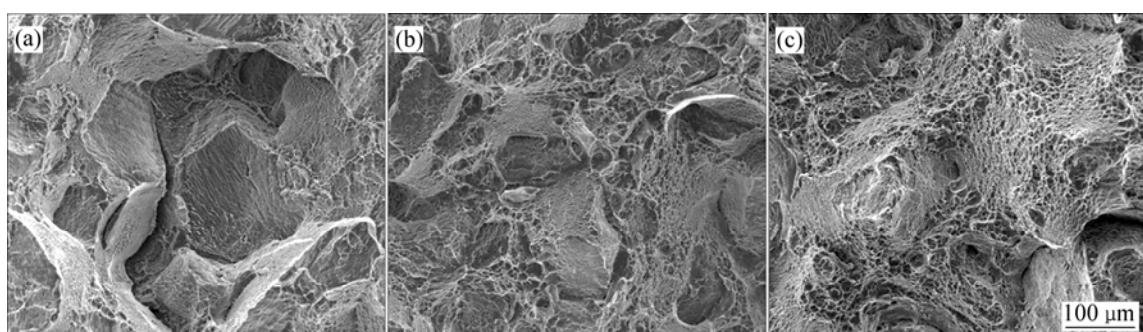


图 4 不同温度时效拉伸断口扩展区

Fig.4 Micrographs of expansion stages in tensile fracture face at different temperatures: (a) 510℃; (b) 535℃; (c) 560℃

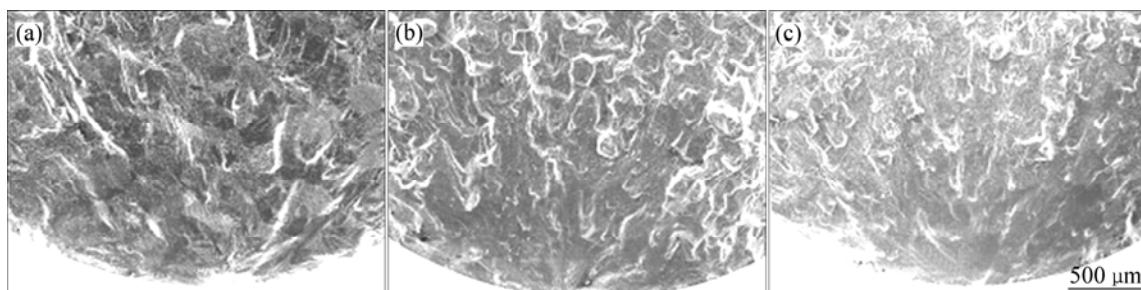


图 5 疲劳源区

Fig.5 Source regions of fatigue specimens: (a) 306[#]; (b) 210[#]; (c) 109[#]

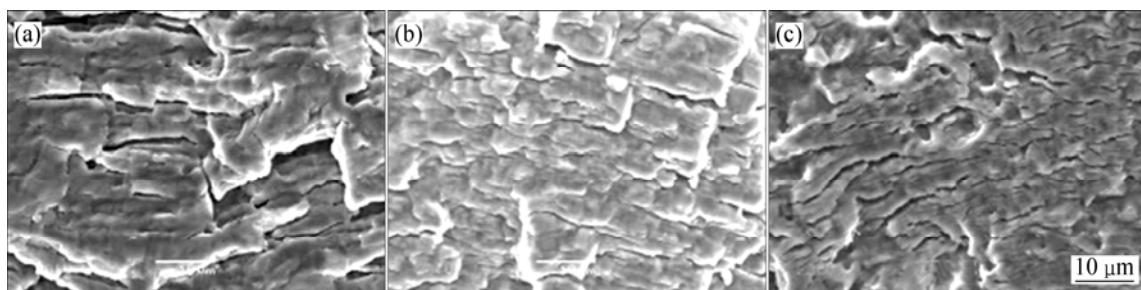


图 6 扩展中期疲劳条带

Fig.6 Fatigue strips at expansion intermediate stage for fatigue specimens: (a) 306[#]; (b) 210[#]; (c) 109[#]

口疲劳区域的影响较小。

4 结论

1) 在 510~560 的范围内, 随着时效温度的升高, 强度增加、塑性下降。时效温度每变化 10 , 抗拉强度变化约 50 MPa, 伸长率和面缩分别变化 1.3% 和 6%。

2) 在 510~560 的范围内, 随着时效温度的升高, 轴向拉压疲劳极限也随之提高, 时效温度每提高 10 , 轴向拉压疲劳极限下降约 8 MPa。

3) Ti-1023 合金的屈服强度和轴向疲劳极限之间无线性关系, 本试验结果可用幂指数方程描述。

4) 510 时效造成的拉伸断口几乎全部为沿晶断裂, 随着时效温度的升高, 材料塑性提高, 断口从几乎完全的沿晶断裂过渡到以韧性断裂为主的韧性和沿晶断裂的混合断裂模式。疲劳断口分析表明, 在较低载荷时, 时效温度对断口疲劳区域的影响较小。

REFERENCES

- [1] BOYER R R, KUHLMAN G W. Processing properties relationships of Ti-10V-2Fe-3Al[J]. Metallurgical and Materials Transaction A, 1987, 18: 2095–2103.
- [2] 杨 健. 钛合金在飞机上的应用[J]. 航空制造技术, 2006(11): 41–43.
YANG Jian. Application of titanium alloy in airplane[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006(11): 41–43.
- [3] 高玉魁. 喷丸对 Ti-10V-2Fe-3Al 钛合金拉-拉疲劳的影响[J]. 中国有色金属学报, 2004, 14(1): 60–63.
GAO Yu-kiu. Influence of shot peening on tension-tension fatigue properties in Ti-10V-2Fe-3Al titanium alloy[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2004, 14(1): 60–63.
- [4] DAVIES D P. Duplex hardening: an advanced surface treatment[J]. Heat Treating, 1992(8): 38–46.

(编辑 杨 华)