

Ti-6Al-4V 超高周疲劳性能研究及可靠性寿命分析

焦胜博¹, 程礼¹, 陈焯¹, 高潮², 冯宇¹, 陈皎¹, 鲁凯举¹

(1. 空军工程大学, 陕西 西安 710038)

(2. 航空工程技术研究中心, 北京 100000)

摘要: 运用超声疲劳试验系统和 MTS 液压伺服疲劳试验系统开展了 Ti-6Al-4V 钛合金在不同加载频率下的超高周疲劳试验, 使用扫描电镜观察了试样断口形貌并对超高周疲劳试验数据进行了可靠性疲劳寿命分析。结果表明: 疲劳循环周数超过 10^7 以后, Ti-6Al-4V 钛合金试样依然会发生疲劳断裂, 不存在传统意义上的疲劳极限。裂纹萌生于试样表面和次表面, 随着应力水平降低, 萌生位置由表面向次表面转变; 试样断口平坦, 裂纹源呈现类“鱼眼”特征, 裂纹萌生于材料次表面微观组织不均匀处, 周围出现黑色颗粒海绵状特征; 20 Hz 和 20 kHz 两种频率下的试验数据吻合良好, 加载频率对材料的疲劳性能没有明显影响; Ti-6Al-4V 钛合金材料的超高周疲劳寿命服从 3 参数威布尔分布, 采用单侧容限系数法建立了不同置信度和不同存活率下的疲劳寿命模型, 给出了 p - γ - S - N 曲线。

关键词: 超高周疲劳; Ti-6Al-4V; 频率效应; 威布尔分布; 可靠性寿命; p - γ - S - N 曲线

中图分类号: TH113.2; TG146.2+3

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2017)05-1277-06

Ti-6Al-4V 合金作为一种典型的 $\alpha+\beta$ 型钛合金, 因其具有比强度高及韧性好的特点, 广泛用于航空发动机风扇和压气机叶盘及叶片的制造^[1,2]。航空发动机叶片容易发生高频低载的共振现象, 导致其在使用寿命期内承受在载荷循环常超过 10^7 甚至达到 10^9 ^[3,4]。目前, 我国航空发动机的疲劳强度设计依然采用 10^7 循环对应的材料疲劳性能试验结果进行, 既不安全也不准确。美国通过实施“高循环疲劳科学与技术计划”, 已经将钛合金材料的超高周性能要求, 固化到发动机结构完整性大纲 (engine structural integrity program, ENSIP) 中, 其中规定发动机的所有部件的最短寿命为 10^9 循环周次^[5]。因此, 开展 Ti-6Al-4V 钛合金超高周疲劳 (Very-High-Cycle Fatigue) 性能研究, 揭示裂纹萌生和扩展机理对我国航空发动机部件强度设计具有重要的指导意义。

目前, 超高周疲劳研究集中在钢铁等传统材料^[6], 钛合金研究成果的公开报道还较少。Stefan^[7]研究了 Ti-6Al-4V 高周和超高周疲劳性能, 发现裂纹萌生于材料内部 α 和 β 相不均匀分布处。Xiaolong Liu^[8]研究了应力比对 Ti-6Al-4V 钛合金超高周疲劳性能及裂纹萌生机制的影响。李久楷^[9]开展了高温下 TC17 钛合金超高周疲劳试验, 发现温度升高促进了裂纹的萌生

和扩展, 不同于室温时的连续下降, 高温下应力寿命曲线出现了明显的拐点。

超高周疲劳试验主要采用超声疲劳试验方法^[10,11]。目前, 关于超声疲劳试验方法能否准确获得材料性能存在一定的争论。本实验利用 MTS 液压伺服疲劳试验机和超声疲劳试验系统, 分别进行钛合金在 20 Hz 和 20 kHz 下的超高周疲劳试验, 对比 2 种试验方法得到的疲劳试验数据。使用扫描电镜观察试样断口形貌, 分析裂纹萌生、扩展的特征和机理。最后对 Ti-6Al-4V 超高周疲劳寿命分布规律进行可靠性分析, 建立基于单侧容限系数的不同置信度和不同存活率下的疲劳寿命模型, 给出 Ti-6Al-4V 超高周疲劳可靠性寿命分布规律及 p - γ - S - N 曲线。

1 超高周疲劳试验系统

本研究所开发的超高周疲劳试验系统主要由谐振子系统、冷却子系统、测量子系统和环境箱构成, 系统组成示意图如图 1 所示。谐振子系统由超声信号发生器、换能器、变幅杆、试件组成, 其中超声频率发生器将 50 Hz 的交流电信号转化为 20 kHz 高频电信号。压电陶瓷换能器将高频电信号, 转化为轴向机械振动信号。通过变幅杆将振动幅值放大后带动试样完

收稿日期: 2016-05-13

基金项目: 国家重点基础研究发展计划 (“973” 计划) (2015CB057400)

作者简介: 焦胜博, 男, 1988 年生, 博士, 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西 西安 710038, 电话: 029-84787506, E-mail: jsbkgd@163.com

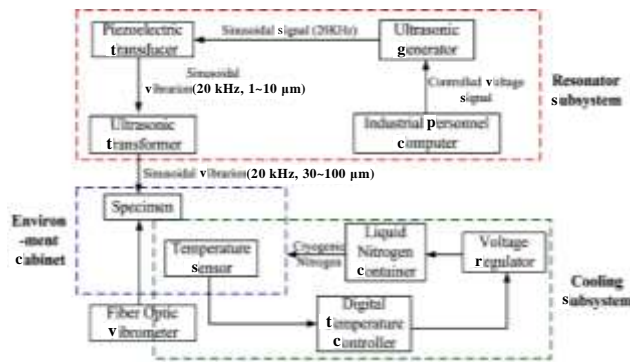


图 1 超声疲劳试验系统组成示意图

Fig.1 Schematic diagram of ultrasonic fatigue test system

成轴向共振。冷却子系统由温度传感器、液氮罐、调压器和温度数显调节仪组成,采用低温氮气对试样进行冷却,有效地降低了试样温度。测量系统由光纤振动测量仪组成,用来测量试样底端振幅,并将测量结果信号反馈于工控机以便控制试样中部试验段应力的的大小。

2 Ti-6Al-4V 力学性能参数及试样设计

试验材料选用航空级 Ti-6Al-4V,其一般用来制造航空发动机风扇叶片。材料的热处理工艺为 950 °C 下保温 1 h,水冷,530 °C 下保温 4 h,空冷,然后经固溶时效处理。材料的微观形貌为细小的初生 α 相和 β 相双态组织。在 β 晶界处有明显 α 相析出,原始 β 晶粒转变为长条状交错组织,呈不同位向的编织状如图 2 所示。

为获得 Ti-6Al-4V 准确的力学性能参数,使用 MTS810 疲劳试验机进行了室温静拉伸试验,获得的应力应变曲线如图 3 所示,其中拉伸强度为 967.3 MPa,屈服强度 872.1 MPa。采用能谱仪(EDX)对 Ti-6Al-4V 化学成分构成进行分析,分析结果见表 1。

20 Hz 拉伸疲劳试样根据国标 15248-2008 进行设计,试样尺寸如图 4a 所示。超高周疲劳试样依据弹性波理论设计。对于轴对称的变截面长杆状试样,其纵



图 2 Ti-6Al-4V 微观双态组织结构

Fig.2 Microstructure of bimodal Ti-6Al-4V

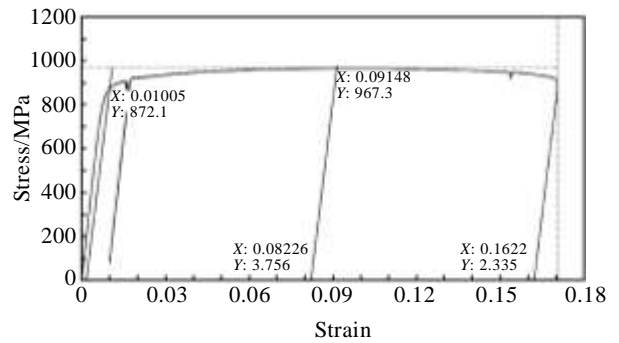


图 3 Ti-6Al-4V 应力应变曲线

Fig.3 Tensile stress-strain curve of Ti-6Al-4V

表 1 Ti-6Al-4V 化学成分组成

Table 1 Chemical composition of Ti-6Al-4V (wt%)					
Al	Cr	V	C	O	Ti
4.5~5.5	3.5~4.5	3.5~4.5	≤0.05	0.08~0.13	Bal.

波方程可以表示^[12]为:

$$\rho S(x) \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = \frac{\partial F}{\partial x} \quad (1)$$

式中, ρ 为材料密度, $S(x)$ 为试样在 x 处横截面积, u 为试样在 x 方向上振动位移, F 表示作用在 x 处横截面上的力。

$$F = ES(x) \frac{\partial u}{\partial x} \quad (2)$$

式(2)带入式(1)可以得到:

$$\frac{\partial^2 (u)}{\partial t^2} - c^2 [p(x) \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}] = 0 \quad (3)$$

其中,波速 $c=(E/\rho)^{1/2}$, $p(x)=S'(x)/S(x)$, E 为弹性模量。试验过程中试样振动为正弦振动,故振动方程可以用正弦形式表示:

$$u(x,t) = U(x) \sin \omega t \quad (4)$$

式中, $k=\omega/c$, $\omega=2\pi f$, f 为共振频率。试样振动过程中,试样中部断面应力最大,位移为 0,试样端部应力为 0,位移幅最大,试样振动方程边界条件为:

$$U|_{x=0} = 0, \quad U|_{x=L} = A_0, \quad \frac{\partial U}{\partial x} \Big|_{x=L} = 0 \quad (5)$$

根据边界条件(5),求得方程(3)的解为:

$$U(x) = A_0 \cos[k(L-x)], \quad L_1 \leq |x| \leq L$$

$$U(x) = A_0 \phi \frac{\sinh(\beta x)}{\cosh(\alpha x)}, \quad |x| \leq L_1 \quad (6)$$

$$\beta = \sqrt{\alpha^2 - k^2}$$

$$\phi = \frac{\cos(kL_2) \cosh(\alpha L_1)}{\sinh(\beta L_1)}$$

试样半长 $L=L_1+L_2$, L_1 为半过渡弧长, L_2 为等截

面试样段长度, 试样设计时, L_1 给定, L_2 由下式确定:

$$L_2 = \frac{1}{k} \arctan\left\{\frac{1}{k} \left[\frac{\beta}{\tanh(\beta L_1)} - \alpha \tanh(\alpha L_1) \right]\right\} \quad (7)$$

代入前述得到的 Ti-6Al-4V 材料参数, 得到超高周试样尺寸参数, 如图 4b 所示。

3 实验结果与断口形貌分析

3.1 实验结果

20 Hz 疲劳试验使用 MTS810 疲劳试验机进行, 循环周次范围 $10^4 \sim 10^7$, 应力比为-1, 共 6 个应力水平, 每个应力水平 5 件。20 kHz 疲劳试验使用超声疲劳试验系统进行, 循环周次范围 $10^6 \sim 10^9$, 应力比为-1, 共 8 个应力水平, 每个应力水平 6 件, 试验数据如图 5 所示。

对比图 5 中 20 Hz 疲劳试验数据和 20 kHz 疲劳试验数据, 发现疲劳寿命随应力水平降低而增加, 不存在传统意义上的疲劳极限。20 Hz 疲劳数据同 20 kHz 疲劳数据吻合较好, 加载频率的变化没有对 Ti-6Al-4V 的疲劳性能产生显著影响, 这也证明了超声疲劳试验方法的可行性。断裂试样中, 循环周次小于 10^6 时, 裂纹

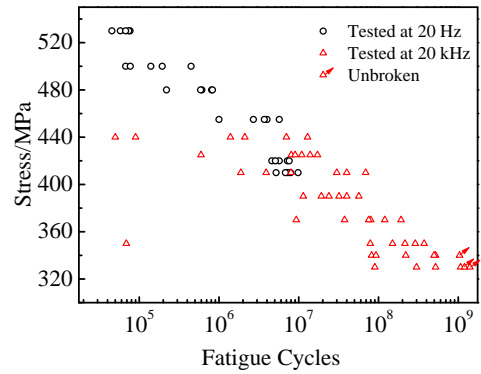


图 5 Ti-6Al-4V 疲劳应力-寿命数据

Fig.5 S-N data of Ti-6Al-4V

从试样表面萌生, 循环周次在 $10^6 \sim 10^7$ 时, 试样存在裂纹表面萌生和次表面萌生 2 种形式, 2 种萌生机制存在竞争导致了这一周次范围内的疲劳数据存在较大的分散性^[13], 循环周次大于 10^8 , 裂纹多从次表面萌生。

3.2 断口形貌分析

使用扫描电镜观察了 20 Hz 和 20 kHz 试样断口形貌, 如图 6 和图 7 所示。可以看出, 20 Hz 拉伸疲劳试样裂纹多从表面萌生, 裂纹源区存在明显的二次裂纹, 裂纹扩展区光滑平整, 在扩展区存在大量疲劳条带。图 6b 中存在大量准解理台阶, 产生沿特定晶体学平面开裂的特征, 断口破坏形式为穿晶断裂。相比 20 Hz 拉伸疲劳, 20 kHz 试样断口更加平整光滑, 裂纹源区较暗呈现类“鱼眼”特征, 裂纹源面积 $33678 \mu\text{m}^2$, 黑色小平面对称区域面积 $280 \mu\text{m}^2$ 。裂纹从试样次表面黑色小平面对称处萌生, 小平面对称周围呈现黑色颗粒海绵状特征, 二次裂纹不如 20 Hz 试样断口明显, 裂纹扩展区存在大量疲劳条带, 条带间隔为 $0.6 \mu\text{m}$ 。

4 超高周疲劳寿命分布规律评估

在给定应力的条件下, 低周疲劳寿命一般满足正态

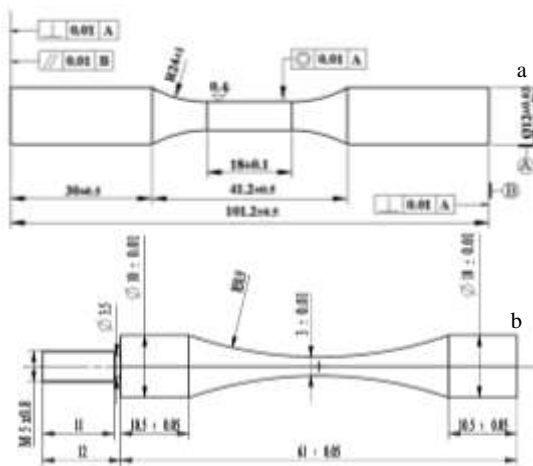


图 4 20 Hz 和 20 kHz 轴向拉伸试样尺寸

Fig.4 Size of the specimen tested at 20 Hz (a) and 20 kHz (b)

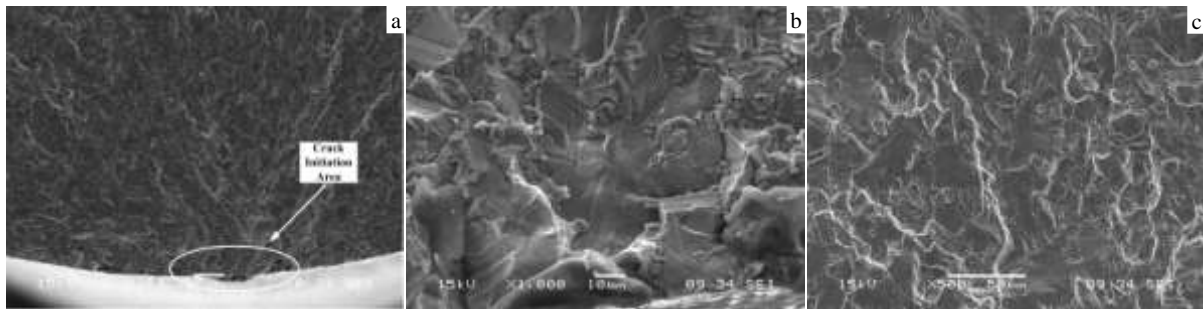


图 6 20 Hz 拉伸疲劳断口扫描电镜照片

Fig.6 SEM morphologies of specimen tested at 20 Hz (588 186 cycles): (a) crack initiation area, (b) quasi-cleavage fracture, and (c) crack propagation region

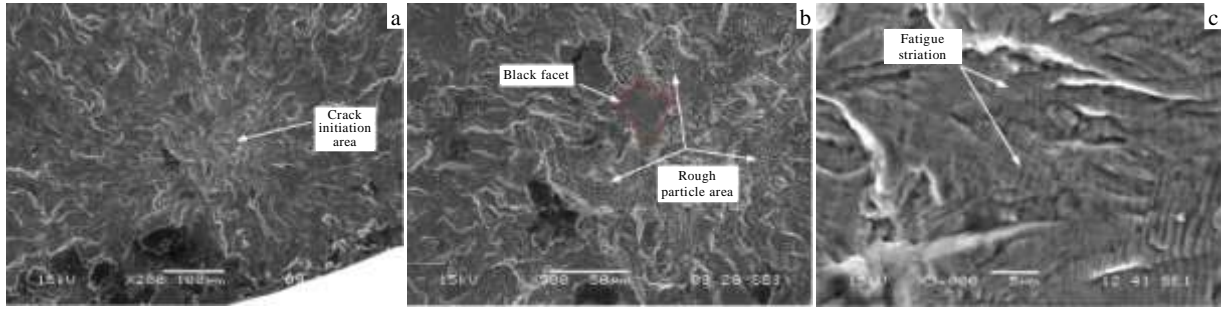


图 7 20 kHz 拉伸疲劳断口扫描电镜照片

Fig.7 SEM morphologies of specimen tested at 20 kHz (1.306×10^8 cycles): (a) crack initiation area, (b) characteristics of crack initiation area, and (c) fatigue striation

分布或是对数正态分布,而高周疲劳寿命一般满足威布尔分布的情况较多^[14],但关于超高周疲劳寿命分布的研究报道不多。本研究采用相关系数与不同分布的关系检验超高周疲劳寿命所服从的分布。

若对数疲劳寿命 $\lg x$ 服从正态分布 $N(\mu, \sigma^2)$, 对于对数正态分布的概率分布函数可表示为:

$$P_i(\lg x) = \Phi\left[\frac{\lg(x - \mu)}{\sigma}\right] \quad (8)$$

式中: x 为随机变量, μ 、 σ 分别表示为母体的平均值和标准差。等式变换可得:

$$\Phi^{-1}[P_i(\lg x)] = -(\mu/\sigma) + (1/\sigma)\lg x \quad (9)$$

令 $X = \lg x$, $Y = \Phi^{-1}[P_i(\lg x)]$, $A = -(\mu/\sigma)$, $B = 1/\sigma$ 可得到标准线性回归方程:

$$Y = A + BX \quad (10)$$

对 20 kHz 每个应力水平下的疲劳数据使用最大似然估计方法确定对应的 μ 、 σ 值, 见表 2 所示。

3 参数威布尔分布的概率分布函数可表示为:

$$f(x) = \frac{b}{\beta - \alpha} \left(\frac{x - \alpha}{\beta - \alpha}\right)^{b-1} \exp\left[-\left(\frac{x - \alpha}{\beta - \alpha}\right)^b\right] (x \geq \alpha) \quad (11)$$

$$F(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x - \alpha}{\beta - \alpha}\right)^b\right] \quad (12)$$

式中: x 为随机变量, α 为最小寿命参数; β 控制着横坐标的尺度大小, 反映了数据 N 的分散性, 称为尺度参数或特征寿命参数; b 描述分布概率密度函数曲线的形状, 称为形状参数。等式两边取双对数可得:

$$\lg \lg \left[\frac{1}{1 - F(x)}\right] = -b \lg(\beta - \alpha) + b \lg(x - \alpha) \quad (13)$$

设 $X = \lg(x - \alpha)$, $Y = \lg \lg[1/(1 - F(x))]$, $A = -b \lg(\beta - \alpha)$, $B = b$ 可得到如下标准线性回归方程:

$$Y = A + BX \quad (14)$$

根据文献[15]中的方法可计算不同应力水平下参数 α 、 β 和 b 的估计值, 如表 2 所示。

从表 2 中可以看出, 在每个应力水平下, 对数正态分布和 3 参数威布尔分布下的 r 值都大于相关系数起码值 r_a , 说明疲劳试验数据既服从正态分布也服从威布尔分布, 但是各应力水平下对数正态分布的相关系数 r 值均大于 3 参数威布尔分布, 这说明采用对数正态分布能够更好的描述超高周疲劳寿命分布。接下来, 基于对数正态分布, 本研究对超高周疲劳可靠性寿命进行了分析。

表 2 正态分布和威布尔分布参数拟合

Table 2 Evaluated value of μ , σ , α , β , b , r for log-normal and 3P-Weibull distribution

Stress/MPa	Normal distribution			3P-Weibull distribution			
	μ	σ	r	α	β	b	r
440	5.980	0.511	0.9823	2.004×10^6	0.3868	1.50×10^5	0.9733
425	6.741	0.502	0.9938	1.068×10^7	0.5126	7.07×10^5	0.9667
410	7.098	0.447	0.9789	2.463×10^7	0.4427	1.80×10^6	0.9669
390	7.369	0.423	0.9618	5.765×10^7	0.5053	1.20×10^6	0.9499
370	7.531	0.346	0.9497	1.051×10^8	0.4267	9.00×10^5	0.9431
350	7.809	0.272	0.9287	2.075×10^8	0.4546	1.27×10^6	0.9109
340	8.005	0.265	0.9274	3.890×10^8	0.3661	1.20×10^6	0.9294
330	8.299	0.277	0.9968	7.272×10^8	0.2809	5.00×10^6	0.9731

5 超高周疲劳可靠性寿命分析

在工业领域中,材料的给定概率下疲劳寿命即可靠性寿命对于结构安全性设计具有重要的意义。然而,由于疲劳试验中样本个数有限,使得由试验数据得到的可靠性寿命值存在一定的偏差,因此在分析中必须考虑这种偏差。本节基于单侧容限系数法,分析了 Ti-6Al-4V 的超高周疲劳可靠性寿命分布规律,给出了 p - γ - S - N 曲线。

文献[15]中给出了单侧容限系数的计算公式:

$$k = \frac{\mu_p - u_r \sqrt{\frac{1}{n} \left[1 - \frac{u_r^2}{2(n-1)} \right] + \frac{u_p^2}{2(n-1)}}}{1 - \frac{u_r^2}{2(n-1)}} \quad (15)$$

对于给定存活率 p 和置信度 γ , 对数正态分布的对数可靠性寿命可以表示为:

$$\hat{x}_p = \bar{x} + k\hat{\sigma} \quad (16)$$

最终给定存活率 p 和置信度 γ 的可靠性寿命 $N_{p,\gamma}$ 可以表示为:

$$N_{p,\gamma} = 10^{\hat{x}_p} \quad (17)$$

根据公式 (17), 计算单侧容限系数 k 随存活率 (50%~95%) 和置信度 (5%~95%) 的变化规律如图 8 所示。随着存活率 p 和置信度 γ 的增大, 单侧容限系数逐渐减小。置信度 $p=50\%$, $\gamma=50\%$ 时, k 为 0, 存活率 p 增加 5% 时, k 为 -0.1257, 置信度 γ 增加 5% 时, k 为 -0.0563, 说明单侧容限系数 k 对于存活率 p 更加敏感, 存活率和置信度增加同一幅度时, k 值随存活率 p 的变化幅度更大。

根据得到的给定存活率和置信度下可靠性寿命计算公式, 分别计算 $p=95\%$, $\gamma=50\%/65\%/80\%/95\%$ 和 $\gamma=95\%$, $p=50\%/65\%/80\%/95\%$ 可靠性寿命 $N_{p,\gamma}$ 。根据计算得到的可靠性寿命数据绘制的 p - γ - S - N 曲线如图 9 和图 10 所示。图 9 中, 随着置信度水平的增加, 拟合

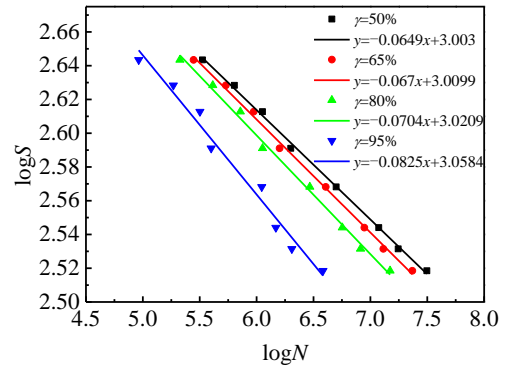


图 9 不同置信度下的 p - γ - S - N 曲线

Fig.9 p - γ - S - N curve with various confidence level γ ($p=95\%$)

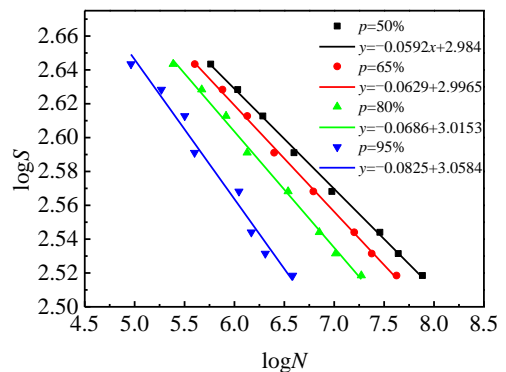


图 10 不同存活率下的 p - γ - S - N 曲线

Fig.10 p - γ - S - N curve with various reliability p ($\gamma=95\%$)

曲线的截距逐步减小, 置信度从 50% 到 80%, 每次递增 15% 时, 寿命的减少值几乎是一个常量, 当置信度水平从 80% 增加到 95% 时, 寿命大幅减小, 说明置信度水平较高时, 可靠性寿命对置信度的敏感性很高。图 10 中, 可靠性寿命随存活率的变化规律同置信度相似。因此, 在高存活率、高置信度水平下, 增加存活率或置信度, 材料的可靠性寿命会大幅降低。

6 结论

1) 10^7 循环周次以上 Ti-6Al-4V 试样依然会发生疲劳断裂, 不存在传统的疲劳极限。通过对比两种方式得到的试验数据, 没有发现循环加载频率对 Ti-6Al-4V 材料的疲劳性能存在明显的影响。

2) 循环周次小于 10^7 时, 裂纹主要从试样表面萌生并断裂; 循环周次大于 10^8 时, 裂纹多从试样内部萌生; 在 10^7 到 10^8 存在裂纹表面萌生和次表面萌生两种形式的竞争, 导致这一范围内的疲劳数据存在较大的分散性。超声加载疲劳试样断口更加平整, 断裂形式为准解理断裂, 裂纹源呈现类“鱼眼”特征。次表面裂纹萌生于材料微观组织不均匀处, 呈现为黑色小平面对特征, 其

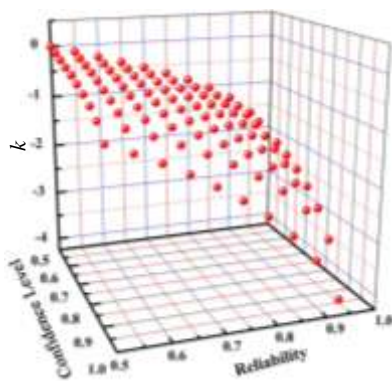


图 8 单侧容限系数随置信度和存活率的变化规律

Fig.8 Single side allowance factor k ($n=6$)

周围为颗粒状海绵区，在显微镜下均呈现暗色。

3) Ti-6Al-4V 超高周疲劳数据更加符合正态分布。建立了基于单侧容限系数 k 的描述材料超高周疲劳可靠性寿命的模型。疲劳可靠性寿命 N_{py} 随着存活率和置信度的增加而减小并且当在高置信度、高存活率水平下，增加置信度和存活率会大幅度降低疲劳可靠性寿命。

参考文献 References

- [1] Chen Shaokai(陈绍楷). *Rare Metal Materials and Engineering* (稀有金属材料与工程)[J], 2009, 38(11): 1916
- [2] Li Quantong(李全通), Liu Qingchuan(刘青川), Shen Jingsheng(申景生). *Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 2012, 27(3): 617
- [3] Zuo Jinghui(左景辉), Wang Guangzhong(王光中), Han Enhou(韩恩厚). *Acta Metallurgica Sinica*(金属学报)[J], 2007, 43(7): 705
- [4] Song Zhaohong(宋兆鸿). *Analysis of Typical Aeroengine Fault* (航空发动机典型故障分析)[M]. Beijing: Beihang University Press, 1993: 90
- [5] MIL-HDBK, 1783BW/CHANGE2. *Engine Structural Integrity Programs*[R]. Washington: US Department of Defense, 2004
- [6] Liu Yongjie, Muhammad Kashif Khan, Wang Qingyuan. *Key Materials Engineering*[J], 2016, 664: 22
- [7] Stefan Heinz, Frank Balle, Guntram Wagner. *Ultrasonics*[J], 2013, 53: 1433
- [8] Liu Xiaolong, Sun Chengqi, Hong Youshi. *Materials Science & Engineering A*[J], 2015, 622: 228
- [9] Li Jiukai(李久楷), Liu Yongjie(刘永杰), Wang Qingyuan(王清远). *Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 2014, 29(7): 1567
- [10] Marines-Garcia Israel, Doucet Jean-Pierre, Bathias Claude. *International Journal of Fatigue*[J], 2007, 29: 2094
- [11] Ni Jingang, Bathias Claude. *10th International Conference on Experimental Mechanics*[C]. Netherlands: A A BALKEMA, 1994: 1121
- [12] Li Shouxin(李守新), Weng Yuqing(翁宇庆), Hui Weijun(惠卫军) et al. *Very High Cycle Fatigue Properties of High Strength Steels-Effects of Nonmetallic Inclusions*(高强度钢超高周疲劳性能—非金属夹杂物的影响)[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2010: 23
- [13] Shiozaka Kazue, Morii Yuta, Nishino Satoshi. *International Journal of Fatigue*[J], 2006, 28: 1521
- [14] Xiong Junjiang(熊峻江). *Fatigue and Fracture Reliability Engineering*(疲劳断裂可靠性工程学)[J]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 43
- [15] Chen Chuanyao(陈传尧). *Fatigue and Fracture*(疲劳与断裂)[M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2002: 61

Very-High-Cycle Fatigue Behavior of Ti-6Al-4V and Analysis of Reliability Life

Jiao Shengbo¹, Cheng Li¹, Chen Xuan¹, Gao Chao², Feng Yu¹, Chen Jiao¹, Lu Kaiju¹

(1. Aeronautic and Astronautic Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

(2. Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100000, China)

Abstract: The very-high-cycle fatigue test and fatigue reliability life for Ti-6Al-4V were investigated based on the self-built ultrasonic fatigue test system and MTS fatigue system at both 20 Hz and 20 kHz. Fracture morphology of the specimen was analyzed with scanning electron microscopy. The distribution of fatigue life was determined. Single side allowance factor was proposed to calculate the reliability fatigue life with both reliability and confidence level. The results indicate that fatigue life continuously increases with the decrease of the stress amplitude and there is no fatigue limit in the very high cycle regime. The specimens fracture initiates from defects at specimen surface at short fatigue life region and the location of crack initiation tends to subsurface with the fatigue life increases. The specimen fracture surface tested at 20 kHz is smoother than that of 20 Hz and dark rough areas are observed around the dark facet. The fatigue data tested at different frequencies corresponds with each other which imply that distinct frequency effect is not found on the ultra-high fatigue properties of Ti-6Al-4V. Reliability fatigue life decreases more when the reliability increases than when confidence level does to the same degree. A new fatigue model (p - γ - S - N curve) is also established to predict the reliability fatigue life.

Key words: very-high-cycle fatigue; Ti-6Al-4V; frequency effect; Weibull distribution; reliability life; p - γ - S - N curve

Corresponding author: Jiao Shengbo, Ph. D., Aeronautic and Astronautic Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, P. R. China, Tel: 0086-29-84787506, E-mail: jsbkgd@163.com