

文章编号: 1001-4888(2017)02-0257-08

TC4 钛合金超高周次轴向振动疲劳试验^{*}

陈皎¹, 程礼^{1,2}, 焦胜博¹, 鲁凯举¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘要: 应用基于压电超声疲劳试验技术开发的 20kHz 轴向振动疲劳试验系统, 完成了室温下 TC4 钛合金超高周疲劳试验, 获得了 TC4 合金在 $10^7 \sim 10^9$ 周次范围内的轴向振动疲劳寿命曲线(S-N 曲线); 运用 C. Paris 推导公式预测了 TC4 合金材料的寿命, 得到各应力水平下破坏率为 50%、95%、99% 的安全寿命。结果表明: 在疲劳循环大于 10^7 周次时, 试件仍会发生疲劳断裂, 疲劳强度随循环次数的增加而下降, 并不存在明显的疲劳极限。TC4 合金的 S-N 曲线在 $10^7 \sim 10^9$ 周次的范围内呈连续下降型。在轴向振动超高周疲劳试验中, 试件的裂纹扩展寿命只占其在 50% 破坏率下疲劳安全寿命的一小部分, 其疲劳寿命主要由试件的裂纹萌生寿命决定。

关键词: TC4 钛合金; 超高周疲劳; 轴向振动; S-N 疲劳寿命曲线; 寿命预测

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

DOI: 10.7520/1001-4888-16-305

0 引言

钛合金具有密度低(4.5g/cm^3 , 是低碳钢的 57%)、比强度高、耐腐蚀性好、热导率低, 无毒无磁、可焊接、生物相容性好、表面可装饰性强等特性, 是一种轻质高强度耐腐蚀结构材料, 在航空工业中得到了广泛应用。其中航空发动机上, 铝合金、镁合金以及钢构件不断被钛合金取代。目前, 钛合金用于制造发动机的风扇和压气机机盘及叶片, 以及飞机结构中的梁、接头盒隔框等重要承力构件, 甚至压气机采用了全钛化方案^[1]。航空发动机服役期内, 压气机叶片承受疲劳载荷作用高达 $10^9 \sim 10^{12}$ 周次^[2]。为区分低周、高周疲劳, 称循环破坏周次在 10^7 以上的疲劳为超高周疲劳。显然, 航空发动机工作叶片的疲劳失效大都属于钛合金的超高周疲劳失效。超高周疲劳研究始于 20 世纪 80 年代, 到目前为止, 国际上还没有统一的试验标准和方法, 法国、德国、奥地利、日本等国家对超高周疲劳问题进行了广泛的研究^[3-6]。发动机叶片在工作过程中常会因离心力而承受拉压载荷的作用, 同时对于钛合金的 S-N 曲线, 尤其是裂纹萌生机制的研究均没有形成统计性的结果。因此, 有必要研究钛合金的超高周疲劳性能。

目前, 超高周疲劳研究的主要方法是以 20kHz 频率的超声疲劳试验机为平台开展疲劳试验^[7-9]。试验时, 超声频率发生器产生的激励使试件发生 20kHz 频率的谐振, 从而在试件中产生高频交变应力(应变)场。试验所使用的变截面试件在疲劳试验过程中, 中间截面处应力会达到最大从而断裂。本文利用试验室搭建的超声疲劳试验机对 TC4 钛合金进行超高周疲劳拉伸试验, 并对疲劳断口进行分析, 为航空材料及结构件的性能研究提供理论支持。

^{*} 收稿日期: 2016-08-15; 修回日期: 2016-10-08

基金项目: 国家 973 计划项目(2015CB057400); 国家自然科学基金项目(51175509)

通讯作者: 程礼(1963—), 男, 博士。主要研究领域为动力装置结构、强度与振动。Email: 1052863080@qq.com

1 轴向振动超高周疲劳试验系统

1.1 轴向振动超高周疲劳试验系统及其原理

如图 1 所示,本试验所用的超声疲劳试验系统是由超声频率发生器、压电陶瓷换能器、位移放大器、试件、测控系统(计算机控制系统、激光位移传感器)和冷却系统组成。超声频率发生器将 50Hz 的电信号转换为 20kHz 的超声正弦波电信号输出,调整电压可以改变正弦波的幅值。压电陶瓷换能器将交变的电信号转换成同一频率的机械信号。位移放大器起放大振幅的作用,将换能器输出的机械振动信号产生的振幅进行放大。高频信号发生器产生电信号,通过超声换能器、变幅杆激励试件在 20kHz 频率下发生谐振,从而试件发生轴向受迫振动。

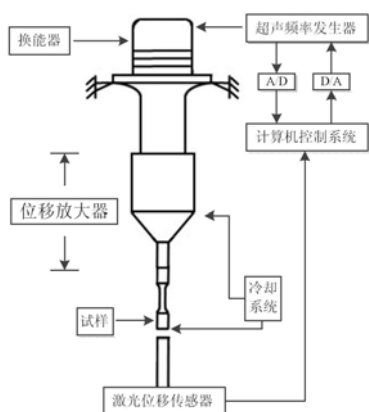


图 1 超声疲劳试验系统

Fig. 1 Ultrasonic fatigue system

此外,超声疲劳试验系统还包括计算机控制系统、激光位移传感器以及冷却系统。计算机控制系统控制整个试验过程,并对振动位移、频率、循环周次等实时采集;激光位移传感器可探测试件端部的振动幅值,冷却系统采用液氮对因振动而产生温升的试件进行冷却。

1.2 材料属性

试件的材料为 TC4 合金。TC4 合金是一种典型的 α - β 型两相钛合金,含有 6% 的 α 稳定元素 Al 和 4% 的 β 稳定元素 V,其名义成分为 Ti-6Al-4V。该合金具有优异的综合性能,在航空航天工业中获得了最广泛的应用^[1]。该合金长时间的工作温度可达 400℃,主要的半成品是棒材、锻件、厚板、薄板、型材和丝材等。合金主要在退火状态下使用,也可以采用固溶时效处理进行一定的强化。该合金还具有良好的工艺塑性及超塑性,适合于各种压力加工成形,还可采用各种方式进行焊接和机械加工。试验用 TC4 合金的力学性能如表 1 所示。

表 1 TC4 的力学性能

Tab. 1 Mechanical properties of TC4

屈服强度(MPa)	抗拉强度(MPa)	弹性模量(GPa)	密度(kg/m ³)
918	996	495.5	4379

1.3 轴向振动超高周疲劳试件设计

为了便于进行不同材料的超声疲劳试验,使试件获得试验所需的应力值,轴向振动超高周疲劳试件通常设计成两端是圆柱、中间为变截面的沙漏型试件,如图 2 所示。这样的试件既便于加工,又可在试验中将最大应力位置控制在变截面段的中部,即试件的最小载荷面处。

试验时,试件一端固定,另一端自由。试件的最大应力幅值 $\sigma_{\max}$ 与其振动位移 A_0 间存在比例关系,即 $\sigma_{\max} = A_0 C_s$ 。式中, C_s 是试件的位移应力系数,单位为 MPa/ μm 。超高周疲劳试验系统的谐振频率确定后, C_s 的大小与材料的动态弹性模量、密度以及试件的几何形状尺寸等有关。试件的材料和几何尺寸确定后,可认为 C_s 为常量。

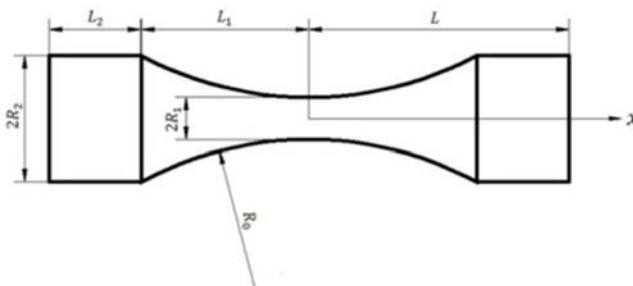


图 2 沙漏型试件

Fig. 2 Hour-glass-shaped specimen

本文所设计的轴向振动疲劳试验件的

尺寸为: $R_0 = 30\text{mm}$, $R_1 = 1.5\text{mm}$, $R_2/R_1 = 3.3$, 变截面段长度 $L_1 = 14.15\text{mm}$, 谐振长度 $L_2 = 16.40\text{mm}$,

通过 ANSYS 有限元软件分析了试件的振动模式, 获得其应力与位移分布图。其中, 振动模式、应力分布如图 3 所示, 位移分布如图 4 所示。根据图 3、图 4 可计算出试件的位移应力系数为 $12.5 \text{ MPa}/\mu\text{m}$, 这与公式计算的结果接近。

如图 3 所示, 试件的固有谐振频率为 19937 Hz , 误差为 0.315% , 满足超高周疲劳试验的谐振条件。图 3 表明, 试件的最大应力位置为试件的中间最小截面处。超声疲劳振动载荷下, 试件只承受纵向拉压载荷, 端部的应力应变最小, 振幅最大, 中间最小截面处的振幅最小, 应力与应变最大。所以中间最小截面处为最危险截面, 是试件发生断裂的位置。

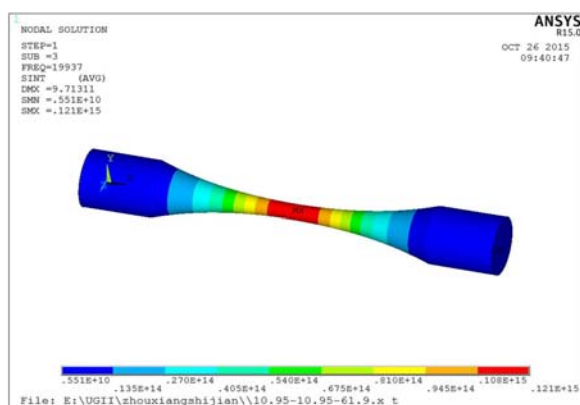


图3 试件振动模式

Fig. 3 Vibrational modes of specimen

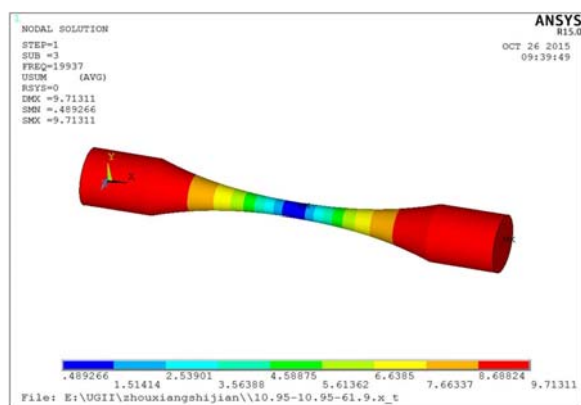


图4 振动时位移分布

Fig. 4 Vibrational modes of specimen

2 轴向振动超高周疲劳试验

2.1 试验过程

试验频率为 20 kHz , 应力比 $R = -1$ 。由于该 TC4 合金材料进行超高周试验时容易发热, 因此试验过程中将试件放入小型的环境箱, 采用液氮局部冷却。试验时, 系统的振动频率在 $20 \pm 0.5 \text{ kHz}$ 范围内, 根据试件材料的基本力学性能数据, 选择初始的应力幅值为 440 MPa , 以 10 MPa 或 15 MPa 的应力间隔下降, 直到出现疲劳循环周次在 10^9 以上而不断裂的试件。计算机控制系统可设定应力水平, 光纤测振仪可探测试件端部振幅。环境箱内的温度控制在 -45°C 左右。

当试件出现疲劳裂纹时, 试件谐振频率下降, 系统谐振状态发生变化, 试件有刺耳的声音发出, 系统报警, 此时停止试验, 记录试验循环周次及应力水平等数据。试验失效试件如图 5 所示。

2.2 试验结果

对 48 个 TC4 合金沙漏型试件分别在 8 个应力水平下进行了轴向振动超高周疲劳试验, 即每个应力水平下 6 个试件, 试验结果如表 2 所示。

材料的疲劳性能, 用作用应力 S 与到破坏时的寿命 N 之间的关系描述。这种关系可以用一条曲线来描述, 即 $S-N$ 曲线, $S-N$ 曲线是金属零件抗疲劳试验设计的重要理论依据。

通常, 影响试件疲劳寿命的离散程度的因素有很多, 如试件的尺寸、几何形状、应力水平等。试件的几何尺寸越大, 其疲劳寿命结果的离散程度就会越小。应力水平越大, 试件疲劳寿命离散程度越低; 反之, 其离散程度越大。



图5 轴向振动超高周疲劳失效试件

Fig. 5 Broken specimen in axial vibration ultra-high fatigue testing

表 2 TC4 钛合金超高周疲劳试验结果
Tab. 2 Ultra-high cycle fatigue testing results of TC4 alloy

编号	应力(MPa)	循环周次	编号	应力(MPa)	循环周次
1	330	8.00×10^6	25	390	8.20×10^5
2	330	3.00×10^7	26	390	9.67×10^5
3	330	1.07×10^9	27	390	1.92×10^7
4	330	1.20×10^9	28	390	8.00×10^7
5	330	1.40×10^9	29	390	1.14×10^8
6	330	2.50×10^9	30	390	2.39×10^5
7	340	8.20×10^7	31	410	3.90×10^5
8	340	9.30×10^7	32	410	1.88×10^6
9	340	2.20×10^8	33	410	8.00×10^6
10	340	4.98×10^8	34	410	3.00×10^7
11	340	5.20×10^8	35	410	6.91×10^7
12	340	1.03×10^9	36	410	3.73×10^8
13	350	7.89×10^7	37	425	6.90×10^5
14	350	1.50×10^8	38	425	8.95×10^5
15	350	2.15×10^8	39	425	4.06×10^6
16	350	2.89×10^8	40	425	9.00×10^6
17	350	3.74×10^8	41	425	1.72×10^7
18	350	9.37×10^8	42	425	1.39×10^9
19	370	7.54×10^5	43	440	5.00×10^4

例如表 2 中应力水平对疲劳寿命离散程度的影响极其显著。数学上一般用概率来表示这种离散程度,即破坏率 p (试件的可靠度),把试件在不同破坏率 p 下的 $S-N$ 曲线称为试件的 $p-S-N$ 曲线。试件的 $p-S-N$ 曲线能更全面地反映出试件的应力与寿命之间的关系,因为它不仅能够反映出试件的疲劳寿命与应力水平之间的关系,还可以得出该应力水平下试件的破坏率。故,疲劳试件的 $p-S-N$ 曲线为试件可靠性设计的一个重要的依据。

对表 2 中的轴向振动超高周疲劳试验的试验结果,按照不同应力水平进行对数运算可以得到疲劳寿命随应力水平的关系,计算得轴向振动超高周疲劳试验的对数疲劳寿命 $x=\lg N$ 数据如表 3 所示。

表 3 TC4 钛合金对数疲劳寿命 $x=\lg N$
Tab. 3 Logarithmic fatigue life $x=\lg N$ of TC4 alloy

i	$S_{\max}$ (MPa)								破坏率	存活率
	330	340	350	370	390	410	425	440	p_i	R_i
1	6.903	7.913	7.707	7.265	5.378	6.191	5.838	4.301	0.1429	85.71
2	7.477	7.968	7.897	7.476	5.913	6.274	5.951	4.698	0.2857	71.43
3	8.120	8.342	8.176	7.649	5.985	6.903	6.608	6.143	0.4286	57.14
4	9.029	8.697	8.332	7.903	7.283	7.477	6.954	6.324	0.5714	42.86
5	9.079	8.716	8.760	8.179	7.903	8.460	7.235	6.845	0.7143	28.57
6	9.399	9.017	8.972	8.783	8.056	8.572	8.143	7.632	0.8571	14.29

将表 3 中不同应力水平下的数据在正态概率坐标纸上描点拟合,结果如图 6 所示。

从图 6 中可以看出,不同应力水平下得到的对数疲劳寿命的 $x-P_s$ (P_s 为破坏概率)数据呈直线分布,即 $x=\lg N$,服从正态分布。

对表 3 中各个应力水平下轴向振动超高周疲劳试件的对数寿命,用最小二乘法来确定各自的回归直线,结果如表 4 所示(表中 u_p 为正态分布的均值)。表中还列出了不同应力水平下, P_s 分别为 50%、95%和 99%时的对数疲劳寿命。

表 4 不同应力水平下的 $x-u_p$ 拟合结果
Tab. 4 The results of $x-u_p$ fit at different stress level

i	$S(\text{MPa})$	A	B	r	$\lg S$	$x=A+Bu_p=\lg N$		
						$P_s=50\%$	$P_s=95\%$	$P_s=99\%$
1	440	6.6215	0.0495	0.9576	2.6435	6.6215	6.54	6.5064
2	425	6.7534	0.0583	0.9548	2.6284	6.7534	6.6575	6.6187
3	410	6.8779	0.0613	0.9798	2.6128	6.8779	6.7771	6.7353
4	390	7.2139	0.0715	0.9398	2.5911	7.2139	7.0963	7.0476
5	370	7.4132	0.0731	0.9365	2.5682	7.4132	7.293	7.2432
6	350	7.6191	0.0862	0.9743	2.5440	7.6191	7.4773	7.4186
7	340	7.9346	0.0893	0.9557	2.5315	7.9346	7.7877	7.7269
8	330	8.2425	0.0941	0.9458	2.5185	8.2425	8.0877	8.0236

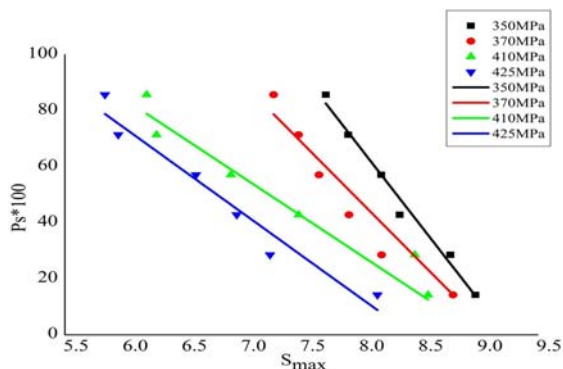


图 6 TC4 钛合金材料轴向振动超高周
疲劳对数寿命分布曲线
Fig. 6 Logarithmic life distribution curve of TC4
alloy in axial ultra-high fatigue testing

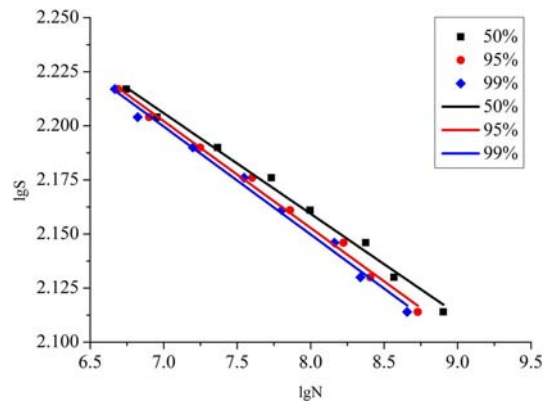


图 7 双对数坐标下的 S—N 曲线
Fig. 7 S—N curve in logarithmic relationship

对于图 7 中的三组数据,用最小二乘法作线性回归分析,得到表 5 结果。

在双对数坐标纸上,存活率 R_i 分别为 50%、95%和 99%下的对数寿命呈线性关系,拟合结果如图 7 所示。

表 5 轴向振动超高周疲劳试验 S—N 曲线参数拟合结果
Tab. 5 Results of parameter fitting of S—N curve in axial vibration ultra-high fatigue testing

$P_s \times 100$	$\lg S = a + b \lg N$		r	$S^M N = C$	
	a	b		M	C
50	3.16203	-0.0794	-0.970	12.59	6.44×10^{39}
95	3.17852	-0.0830	-0.9672	12.05	1.95×10^{38}
99	3.18592	-0.0846	-0.9659	11.82	4.57×10^{37}

由表 5 中的结果可得到中值应力—寿命关系(破坏率为 50% 的应力—寿命关系)和破坏率分别为 95% 和 99% 下的应力寿命关系为:

$$S_{\max}^{12,59} N = 6.44 \times 10^{39} \quad (P_s = 50\%)$$

$$S_{\max}^{12,05} N = 1.95 \times 10^{38} \quad (P_s = 95\%)$$

$$S_{\max}^{11,82} N = 4.57 \times 10^{38} \quad (P_s = 99\%)$$

图 7 为破坏率为 50% 时轴向振动超高周疲劳试件的 S—N 曲线。由图 7 可知,轴向振动超高周疲劳试验下,整个应力范围内试件的疲劳寿命在 $10^6 \sim 10^9$ 之间,其 S—N 曲线呈下降型;且并未出现“平台”。因此,TC4 钛合金材料的轴向振动超高周疲劳不存在传统意义上的疲劳极限。

3 TC4 合金轴向振动超高周疲劳寿命预测

结构或机械在疲劳循环载荷的作用下,发生失效破坏时经历的次数或者时间,被称为疲劳寿命^[10]。构件或结构的疲劳寿命分为疲劳裂纹萌生寿命和疲劳裂纹扩展寿命两部分。一般来说,材料的低周疲劳寿命是由裂纹扩展寿命决定的,而高周疲劳寿命是由裂纹萌生寿命决定的^[11]。本文预测了 TC4 钛合金材料的超高周疲劳寿命,探究了疲劳裂纹萌生与裂纹扩展两个阶段对钛合金材料寿命所起的作用,对应轴向振动超高周疲劳试验的结果,得各应力水平下破坏率为 50%、95%、99% 试件的安全寿命,如表 6 所示。

表 6 各存活率下超高周疲劳试件的安全寿命

Tab. 6 Safe life of ultra-high fatigue specimen at different survival rate

$\Delta\sigma$ (MPa)	N_f (50%)	N_f (95%)	N_f (99%)
440	9.80×10^5	3.62×10^4	4.02×10^4
425	6.15×10^6	1.38×10^5	1.49×10^5
410	1.68×10^7	1.89×10^6	1.01×10^5
350	1.60×10^8	3.60×10^7	3.70×10^7
340	2.77×10^8	3.90×10^7	4.08×10^7
330	2.70×10^8	2.60×10^6	2.80×10^6

比较经典的材料疲劳寿命的估算方法有 Miner 线性累积损伤理论、Walker 公式、C. Paris 公式、COD 准则、Forman 公式以及 J 积分准则等。裂纹扩展阶段,因有“小裂纹效应”的存在,一般将裂纹扩展阶段分为小裂纹扩展阶段和长裂纹扩展阶段^[12]。Miner 线性累积损伤理论主要用来估算裂纹萌生阶段的疲劳寿命。在裂纹扩展阶段,长裂纹扩展阶段的寿命预测方法主要以 Walker 公式、C. Paris 公式等预测方法为主,而小裂纹阶段的扩展寿命方法主要以 J 积分准则、COD 准则等较常用。本文采用 C. Paris 公式对 TC4 合金的超高周疲劳寿命进行了预测。

根据 Bathias 推导出的公式^[8]:

$$N_c = \frac{\pi E^2}{2(\Delta\sigma)^2} \quad (1)$$

来计算轴向振动超高周疲劳试验下 TC4 合金的裂纹扩展寿命,同时将计算所得的裂纹扩展寿命 N_c 与破坏率为 50% 下的试件的安全寿命 N_f 进行了对比,从而得到裂纹萌生寿命与安全寿命的比值 $w\%$ 。式(1)中 E 为材料的弹性模量; $\Delta\sigma$ 为应力水平。计算结果如表 7 和图 8 所示。

由表 7 可得,裂纹扩展寿命在超高周疲劳阶段远小于试件的 50% 安全疲劳寿命。疲劳寿命在 10^6 周次以内的试件,裂纹扩展寿命只占了其总寿命的一部分;但是,随应力水平的降低,在超高周疲劳范围内,裂纹萌生寿命所占存活率为 50% 安全寿命的 95% 以上。即应力水平越低,总寿命越大,裂纹萌生寿命占试件总寿命的绝大部分,如图 8 所示。因此,轴向振动超高周疲劳试验中,试件的安全疲劳寿命主要是由疲劳裂纹的萌生寿命所决定的。

表 7 TC4 合金不同应力水平下的萌生寿命与总寿命的关系

Tab. 7 The relationship between crackinitiation life and safe life in different stress level of TC4 alloy

$\Delta\sigma(\text{MPa})$	$N_f(50\%)$	N_c	$w(\%)$
440	9.80×10^5	1.19×10^5	87.90
425	6.15×10^6	1.27×10^5	97.90
410	1.68×10^7	1.37×10^5	99.19
350	1.60×10^8	1.88×10^5	99.88
340	2.77×10^8	1.99×10^5	99.93
330	2.70×10^8	2.10×10^5	99.92

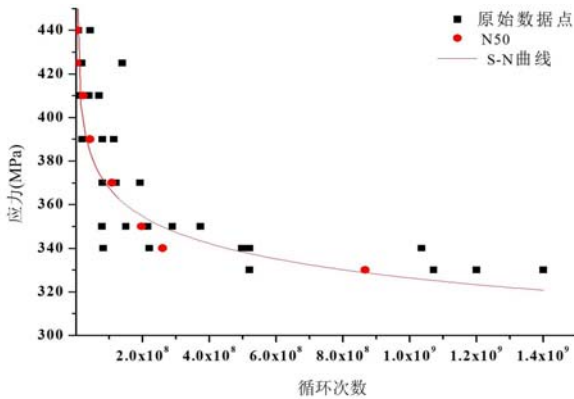


图 8 TC4 钛合金轴向振动超高周疲劳 S—N 曲线
Fig. 8 S—N curve of TC4 alloy in axial vibration ultra-high fatigue testing

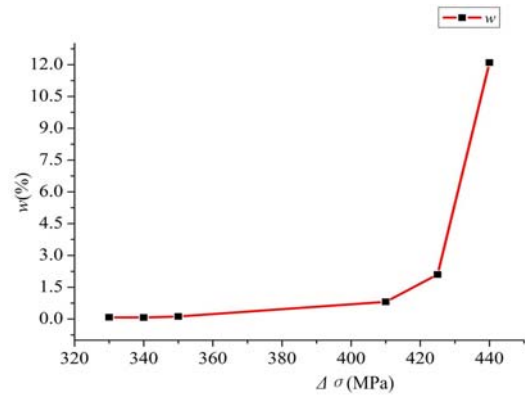


图 9 TC4 合金不同应力下裂纹萌生寿命占总寿命的百分比
Fig. 9 Percentage of crack initiation life in different stress level of TC4 alloy

4 结论

本文应用轴向振动超声疲劳试验系统对 TC4 合金超高周疲劳性能进行了研究,通过对试验结果的分析,得到 TC4 合金的疲劳特性:

(1) 在疲劳循环大于 10^7 周次时,TC4 合金试件仍会发生疲劳断裂。且疲劳强度随循环次数的增加而下降,并不存在明显的疲劳极限。TC4 合金的 S—N 曲线在 $10^7 \sim 10^9$ 周次的范围内呈连续下降型。

(2) 在轴向振动超高周疲劳中,试件的裂纹扩展寿命只占其在 50%破坏率下疲劳安全寿命的一小部分,其疲劳寿命主要由试件的裂纹萌生寿命决定。

参考文献:

[1] 陶春虎,刘庆琰,曹春晓,等. 航空用钛合金的失效及其预防[M]. 北京:国防工业出版社,2001(TAO Chunhu, LIU Qingquan, CAO Chunxiao, et al. Failure and prevention of titanium alloy for aviation[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001(in Chinese))

[2] 谢峰. 某型发动机 9 级篦齿盘破裂故障机理研究[D]. 西安:空军工程大学,2006(XIE Feng. A type of engine 9bi tooth disc rupture failure mechanism[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2006(in Chinese))

[3] Bathias C. There is no infinite fatigue life in metallic materials[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 1999, 22:559—565.

[4] Cremer M, Zimmermann M, Christ H J. High-frequency cyclic testing of welded aluminium alloy joints in the region of very high cycle fatigue (VHCF)[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 57:120—130.

- [5] Phung N L, Favier V, Ranc N, et al. Very high cycle fatigue of copper: Evolution, morphology and locations of surface slip markings[J]. *International Journal of Fatigue*, 2014, 63:68—77.
- [6] Marines I, Bin X, Bathias C. An understanding of very high cycle fatigue of metals[J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25(9-11):1101—1107.
- [7] Stanzl-Tschegg S. Very high cycle fatigue measuring techniques[J]. *International Journal of Fatigue*, 2014, 60:2—17.
- [8] Bathias C, Paris P C. Gigacycle fatigue in mechanical practice[M]. New York: Marcel Dekker, 2005.
- [9] 王清远. 超声加速疲劳实验研究[J]. *四川大学学报*, 2002, 34(3):6—11 (WANG Qingyuan. Accelerated fatigue testing by ultrasonic loading[J]. *Journal of Sichuan University*, 2002, 34(3):6—11 (in Chinese))
- [10] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003 (YAO Weixing. Fatigue life prediction of structural [M]. National Defense Industry Press, 2003(in Chinese))
- [11] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002 (CHEN Chuanyao. Fatigue and fracture[M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2002(in Chinese))
- [12] 张纪奎, 郦正能. 钛合金结构疲劳全寿命计算方法研究[J]. *机械强度*, 2010, 32(3):455—460 (ZHANG Jikui, LI Zhengneng. Total fatigue life prediction for titanium alloys structure[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2010, 32(3):455—460(in Chinese))

Ultra-high Cycle Axial Vibration Fatigue Experiment of Titanium Alloy TC4

CHEN Jiao¹, CHENG Li^{1,2}, JIAO Sheng-bo¹, LU Kai-ju¹

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Advanced Aero Engine Collaborative Innovation Center, Beijing 100191, China)

Abstract: Ultra-high cycle fatigue experiment of TC4 titanium alloy at room temperature was carried out by using 20kHz axial vibration fatigue system, which is developed based on piezoelectric ultrasonic fatigue test technology. Axial vibration fatigue life curve ($S-N$ curve) of TC4 titanium alloy was obtained in a range of 10^7 to 10^9 cycles. The life of TC4 alloy material was predicted by using C. Paris formula, and at different stress levels, the safe life, which means survival rate is 50%, 95% and 99% respectively, was obtained. Results indicate that when fatigue cycle is higher than 10^7 , specimens still present fatigue fracture mode, and fatigue strength decreases with the increase of cycle times, and there is not obvious fatigue limit. $S-N$ curve of TC4 alloy continuously declines in a range of 10^7 to 10^9 cycles. In ultra-high cycle axial vibration fatigue experiment, the crack growth life of specimen only accounts for a small part of its fatigue life under 50% survival rate condition, the fatigue life of specimen is determined by crack initiation life of specimen.

Keywords: TC4 titanium alloy; ultra-high cycle fatigue; axial vibration; $S-N$ curve; life prediction